

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



МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС

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

Том 1

24 – 26 апреля 2019 года, Санкт-Петербург, Россия

Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 56

**Санкт-Петербург
2019**

УДК 623.46: 629.78
М75

М75

Молодежь. Техника. Космос: труды XI Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. Т.1/ Балт. гос. техн. ун-т. – СПб.; 2019. – 403 с. (Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 56).

ISBN 978-5-94652-637-1

ISBN 978-5-94652-638-8

Представлены статьи и доклады участников XI Общероссийской научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос», которая прошла 24 – 26 апреля 2019 года в БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова (Санкт-Петербург).

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

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

УДК 623.46: 629.78

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

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

Материалы опубликованы в авторской редакции

Подписано к печати 25.06.2018. Формат бумаги 60×84 1/8.
Бумага офсетная. Усл.-печ. л. 50.375. Тираж 130 экз. Заказ № 28
Балтийский государственный технический университет «Военмех»
Типография ООО «Издательство ИНФО-ДА»
С.-Петербург, Столярный пер., д. 10/12

ISBN 978-5-94652-637-1
ISBN 978-5-94652-638-8

© БГТУ «Военмех», 2019
© Авторы, 2019

СОДЕРЖАНИЕ

«МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС» ЗАГЛЯНЕМ ВНУТРЬ ПРОЦЕССА.	11
СЕКЦИЯ №1. РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ И АВИАЦИОННАЯ ТЕХНИКА	19
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ТЕЛА ГИПЕРЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ	
М.М. Алексеева, Н.А. Брыков	19
РОТОРНЫЙ ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ КАК ПЕРСПЕКТИВНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ НАЗЕМНОЙ И ВОЗДУШНОЙ ТЕХНИКИ	
О. В. Арчибасова, А. А. Галаджун	22
МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ХАРАКТЕРИСТИК НАДЕЖНОСТИ КА С ДЛИТЕЛЬНЫМ СРОКОМ АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ НА ЭТАПЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ	
В.А. Бабук, Т.Д. Дарсания	25
МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА С ЧАСТИЦАМИ В ОКОЛОСОПЛОВОМ ПРОСТРАНСТВЕ	
А.С. Беляева, И.В. Тетерина	31
ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОФИЛЯ СВЕРХЗВУКОВОГО МАЛОРАЗМЕРНОГО ВЕНТИЛЯТОРА ПО ДВУХМЕРНЫМ СЕЧЕНИЯМ.	
Боровик И.Н., Боровиков Д.А., Тезиков С.Е., Агапов А.В.	35
ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КОНСТРУКЦИИ ТОРОВОГО ТОПЛИВНОГО ОТСЕКА РАЗГОННОГО БЛОКА	
Буянов Д.О., Евстафьев В.А.	40
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ ВНУТРИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ	
Бутенко Д.С.	42
ВНУТРЕННЯЯ ГАЗОДИНАМИКА РДТТ	
А.В. Ефремов, Ф.А. Юсупов	48
МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В СОПЛОВОМ КАНАЛЕ ЖРД С УЧЁТОМ ХИМИЧЕСКИХ ПРЕВРАЩЕНИЙ	
С.Д. Ваулин, В.В. Богданов, В.М. Брызгалов, А.В. Тараторин	52
МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ СВЕРХЗВУКОВОГО ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ	
И. А. Вихрова, А.И. Лаптинский	57
СТЕНДОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ И АНАЛИЗ НАДЕЖНОСТИ ЛИДАРНЫХ КОМПЛЕКСОВ	
А. Г. Волкова, А. Д. Губарев	61
УПРАВЛЕНИЕ МОДУЛЕМ ВЕКТОРА ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА ЗА СЧЕТ ИЗМЕНЕНИЯ СТРУКТУРЫ ЗАРЯДА	
И.С. Головчан, С.К. Савельев, Е.Л. Кузнеценко	63

ЭВОЛЮЦИЯ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В СПУСКАЕМЫХ АППАРАТАХ	
Ю.А.Гуц, М.К.Никулов, В.Е.Смирнова	67
АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ НЕСТАНДАРТНЫХ ПРОФИЛЕЙ РАДИАТОРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	69
А.М.Калинина, Л.И. Калягин, В.А.Климкин*	69
АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ЭВОЛЮЦИИ МНОГОФАЗНОГО ПОТОКА ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ НА ИНТЕНСИВНОСТЬ ШЛАКООБРАЗОВАНИЯ В КАМЕРЕ РДТТ	73
Д.И. Куклин, А.А. Низяев	73
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ПОСАДКИ НА КОСМИЧЕСКОЕ ТЕЛО С МАЛЫМ ГРАВИТАЦИОННЫМ ПОЛЕМ	
С.Д. Ваулин, В.В. Богданов, М.А. Каплин, К.И. Хажиахметов	80
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЭКРАНОПЛАНА.	
А.Н. Кудров, Р.О. Тетерин, С.С. Чувашов, А.Д. Едигарев	84
АНАЛИЗ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ УДАРНЫХ ВОЛН В ПУЛЬСИРУЮЩИХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ	
К. К. Либерт, А. С. Акилов, М.В. Чернышов	86
РАЗРАБОТКА РАЗЛИЧНЫХ ВИДОВ КОРПУСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	
И.К. Лузин, Р.А. Пешков	93
МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ ОПЕРАТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ ИСПЫТАТЕЛЬНОГО КОСМОДРОМА ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ЗАПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	
Д.А. Мосин, В.В. Дуга	98
О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА В ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОРГАНАХ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	
Р.М. Перфилов, В.С. Карасёв	105
СТРАТОСФЕРНЫЙ АППАРАТ ДЛЯ ОТРАБОТКИ УЗЛОВ КОСМИЧЕСКИХ МАЛЫХ АППАРАТОВ	
С.Н. Польщиков, В.А. Горюнова, А.Р. Гатаулина, С.В. Порсева	110
ТРАНСПОРТНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ С ЯДЕРНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ	
А.О. Розылко	115
МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ТЕРМОБУРА НА СПУТНИКЕ ЮПИТЕРА ЕВРОПА	
К. О. Тищенко, Н. А. Брыков	121

МЕТОДИКА ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ СВЕРХЗВУКОВОЙ ПЕРЕРАСШИРЕННОЙ СТРУИ	
В.М.Толкачева	126
АНАЛИЗ РАЗНОСТНЫХ СХЕМ, ОСНОВАННЫХ НА ТОЧНОМ И ПРИБЛИЖЕННЫХ РЕШЕНИЯХ ЗАДАЧИ О РАСПАДЕ РАЗРЫВА	
С. С. Толстогузов	128
ГОРОДСКАЯ РАКЕТА	
<i>Д.Ю. Тимошенко</i>	133
ИССЛЕДОВАНИЕ СРЕДСТВ И СПОСОБОВ ДЛЯ РАЗВЕРТЫВАНИЯ СИСТЕМЫ ГЛОБАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ «СФЕРА»	
В.В. Шекель	136
ПОДВОДНЫЙ СТАРТ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ	
А.А. Шибалева	140
СЕКЦИЯ №2. СОВРЕМЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В АВИА- И РАКЕТОСТРОЕНИИ	144
РАЗРАБОТКА МНОГОХОДОВОЙ ОПТИЧЕСКОЙ КЮВЕТЫ ДЛЯ ГАЗОАНАЛИЗАТОРА ЖИЛОГО ПРОСТРАНСТВА КА	
А. М. Безуглый, А. В. Чугреев	144
ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КРОНШТЕЙНОВ КАРКАСА МЕХАНИЗМА РАЗВОРОТА БЛОКА БАЛЛАСТНОЙ НАГРУЗКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	
Буксар М.Ю., Смирнов К.О.	146
ИССЛЕДОВАНИЕ ВРЕМЕНИ СУЩЕСТВОВАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ	
Буксар М.Ю., Ермолаев В.И.	150
ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАДИОИЗОТОПНОГО ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ГЕНЕРАТОРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА	
О. В. Воротников, В. В. Ходосов	155
МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОПИСАНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ	
Ефремов Н.Ю., Орешина О.А	160
ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ РЕЖИМОВ ТРАССИРОВКИ НА МЕТРОЛОГИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛОМЕТРА НОММЕЛ-ЕТАМИС W10	
Н.Ю. Ефремов, Е.Е. Дегтярева, Ю.А. Локачева	162
К ВОПРОСУ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА УЛЬТРАЗВУКОВОЙ ОЧИСТКИ	
С.А. Замасковцев	167
МОТОР-КОЛЕСО ДЛЯ ШАССИ ЛЕГКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	
А. Ю. Афанасьев, А. Р. Каримов	171

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕХАНИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ ОБРАЗЦОВ С РАЗЛИЧНОЙ ГЕОМЕТРИЕЙ СТРУКТУР ЗАПОЛНЕНИЯ, ВЫПОЛНЕННЫХ ПО ТЕХНОЛОГИИ 3D-ПЕЧАТИ	
Д.В. Кузнецов, Н.Ю. Ефремов, М.Ф. Жаркой	177
СОПРЯЖЁННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ РАБОЧЕГО ТЕЛА В ОХЛАЖДАЮЩЕМ ТРАКТЕ И КАМЕРЕ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ	
Максимов А.Д., Чубенко Т.А., Зубанов В.М.	180
ПОВЫШЕНИЕ СТОЙКОСТИ ШЛИФОВАЛЬНОГО КРУГА НА ОСНОВЕ ОПТИМИЗАЦИИ ГЕОМЕТРИИ АБРАЗИВНОГО ЗЕРНА	
И.П. Никифоров, Д.А. Максимов	185
ПРОБЛЕМЫ ОСУШКИ ЕМКостей ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ РАКЕТНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ	
Е. А. Пешкова, О. Л. Прусова	189
СРАВНЕНИЕ ТРАДИЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ОХЛАЖДАЮЩИХ СТЕРЖНЕЙ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ И МЕТОДА 3-D ПЕЧАТИ КЕРАМИКОЙ	
Питерсков П.	195
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИЛЬФОННЫХ КОМПЕНСАТОРОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ.	
И.С. Раснюк, И.А. Новиков	199
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ В СУЖАЮЩЕМСЯ КАНАЛЕ МЕЖДУ ДВУМЯ КЛИНЬЯМИ	
К. Э. Савёлова	203
ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРИМЕНЕНИЯ КРУГОВЫХ ИНДУКТОСИНОВ С ПЕЧАТНЫМИ ОБМОТКАМИ В КАЧЕСТВЕ ДАТЧИКОВ ПЕРВИЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	209
М.В. Федотикова	209
КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ ДЛЯ БПЛА ИЗ КМ	
Худова А.А., Малышев А.В.	211
ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛЕЙ ГОРЕНИЯ И ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕР ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТОПЛИВНЫХ ПАРАХ “КИСЛОРОД-ВОДОРОД” И “КИСЛОРОД-КЕРОСИН”	
Максимов А.Д., Чубенко Т.А., Зубанов В.М.	213
ОПТИМИЗАЦИЯ КРОНШТЕЙНА КРЕПЛЕНИЯ КОНСОЛИ КРЫЛА ПОД ТЕХНОЛОГИЮ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА	
Штромило И.В., Побелянский А.В.	219

КОМПОЗИТНЫЙ МАТЕРИАЛ ДЛЯ FDM ПЕЧАТИ С ЗАДАНЫМИ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ	
Бердников А.В., Юнусов Н.А.	225
СЕКЦИЯ №4. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ	229
РАСПОЗНАВАНИЕ ОБЪЕКТОВ НА ИЗОБРАЖЕНИЯХ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ ИНТЕРФЕРЕНЦИОННОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТИ	
Н. А. Бабич, М. Л. Оганин	229
ПАРАМЕТРИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ СБОРОК В NX CAM И ЕГО ВЛИЯНИЕ НА УПРАВЛЯЮЩУЮ ПРОГРАММУ ДЛЯ СТАНКА С ЧПУ	
Басова Т.В., Басова М.В.	232
О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ УДАРНОГО ВОЛНОВОДНОГО СТЕНДА ДЛЯ ОЦЕНКИ ДЕФОРМАЦИОННОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ЭКБ ПРИ ИМПУЛЬСНОМ ИНЕРЦИОННОМ НАГРУЖЕНИИ	
М.Ф.Жаркой, Р.О. Васильчук	237
ФУРЬЕ-СПЕКТРОМЕТР С ИНТЕРФЕРОМЕТРОМ TWINS	
А.О. Гаугель	241
ПОДАВЛЕНИЕ АВТОКОЛЕБАНИЙ ПРИ ДИСТАНЦИОННОМ УПРАВЛЕНИИ БПЛА	
Зайцева Ю. С., Кузнецов Н. В.	245
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НЕЙРОИНТЕРФЕЙСА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЕ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ (БЛА) ПО РАДИОКАНАЛУ С ПОМОЩЬЮ БРЛС.	
Изюмов А.В.	249
КОНТРОЛЛЕР АППАРАТУРЫ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В ПОДСИСТЕМАХ КОСМИЧЕСКИХ МИКРОАППАРАТОВ	
М.Ю. Корецкий, В.А. Павлюченко	252
СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МИКРОАППАРАТА НА ДВИГАТЕЛЯХ-МАХОВИКАХ	
М.Ю. Корецкий, С.В. Порсева, Н.А. Неровный	255
ЭКОСИСТЕМЫ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ	
К.А. Крылов	260
МЕТОДИКА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ И ИСПРАВЛЕНИЯ НЕДОСТАТКОВ В ПРОЕКТЕ СЛОЖНОГО МЕХАНИЗМА С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА САПР SOLIDWORKS.	
Лагутик М.А., Франк В.В.	264
УПРАВЛЕНИЕ ВЕРТОЛЕТНЫМ СТЕНДОМ	
Д.А. Марков	269

АЛГОРИТМ ИДЕНТИФИКАЦИИ СОСТОЯНИЯ ОПЕРАТОРА СИСТЕМЫ ПО СИГНАЛУ, ОТОБРАЖАЮЩЕМУ ДВИЖЕНИЕ ЕГО ГЛАЗ	
Моисеева Н.М., Яфясов Р.Р.	273
ПРИМЕНЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ПРОЕКТИРОВАНИИ ЗДАНИЙ И СООРУЖЕНИЙ	
А.А. Демьянов, И.В. Попов	275
ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ КУРСОВОГО РАДИОМАЯКА ПОСАДОЧНОЙ РАДИОМАЯЧНОЙ ГРУППЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМОЙ ЛЁТНОГО КОНТРОЛЯ	
Д.О. Пригчин	278
РАЗРАБОТКА МНОГОПРОХОДНОГО ЛАЗЕРНОГО УСИЛИТЕЛЯ НА ОСНОВЕ ТОНКОГО ДИСКА УВ:УАG	
Разуваева И.С., Патлан В.И.	282
СИСТЕМА ДОКУМЕНТООБОРОТА КАФЕДРЫ НА БАЗЕ SMARTPLANT FOUNDATION	
М.А. Семенова, А.В. Клочков	286
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ АЛГОРИТМА ПОВЕДЕНИЯ ВРЕДНОСНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НА ХАРАКТЕР ЭПИДЕМИЙ В ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ СЕТЯХ	
А.А. Царева	289
СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ КАНАЛА РАДИОУПРАВЛЕНИЯ И ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ БПЛА	
Яфясов Р.Р., Моисеева Н.М.	291
СЕКЦИЯ №5. РОБОТОТЕХНИКА И МЕХАТРОНИКА	295
ПРИМЕНЕНИЕ ВЕТРОГЕНЕРАТОРОВ С ВЕРТИКАЛЬНОЙ ОСЬЮ ВРАЩЕНИЯ В УСЛОВИЯХ МЕТРОПОЛИТЕНА	
З.Р. Атауллин, А.А.Гомзин	295
МИНИАТЮРНЫЙ ЭЛЕКТРОПРИВОД ДЛЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ФОРМОЙ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОНСТРУКЦИЙ	
Гамадаева Д.Г., Горбунов А.В.	299
ОРГАНИЗАЦИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБМЕНА С ГЛУБОКОВОДНЫМИ АВТОНОМНЫМИ НЕОБИТАЕМЫМИ ПОДВОДНЫМИ АППАРАТАМИ	
А.А. Буцких, В.Д. Мелентьев	303
РАЗРАБОТКА БЕСПРОВОДНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ФОРМОЙ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОНСТРУКЦИЙ	
Е.И. Евстигнеева, А.Д. Ширшов, Н.Г. Яковенко.	306
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОПРИВОДА ДЛЯ УСТРОЙСТВА ПОВОРОТНОГО СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ	
Д.Н. Захаров, И.Д. Фиронов	309

УПРАВЛЕНИЕ ШАГОВЫМ ДВИГАТЕЛЕМ В РАЗОМКНУТОМ РЕЖИМЕ	
А.А. Киселев, М.И. Надежин, В.И. Тимофеева, Ю.В. Жигулина	316
СИСТЕМА ОЧУВСТВЛЕНИЯ МАНИПУЛЯТОРА ПОДВОДНОГО РОБОТА В УСЛОВИЯХ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ	
Б. И. Малых, Р. Р. Яфясов	322
ТЕЛЕУПРАВЛЯЕМЫЙ НЕОБИТАЕМЫЙ ПОДВОДНЫЙ РОБОТ	
Н.С Слободзян, А.В. Йосипенко, Я.Р. Михаленко, А.С. Рац	325
СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫМ ГАЗОТУРБИНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ	
Челушкин М.Н., Слободзян Н.С.	329
СЕКЦИЯ №6. ЛОГИСТИКА И УПРАВЛЕНИЕ ЦЕПЯМИ ПОСТАВОК В ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧНЫХ ОТРАСЛЯХ НАЦИОНАЛЬНОЙ ЭКОНОМИКИ. ИСТОРИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И ВООРУЖЕНИЯ.	334
ЛОГИСТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ МОДЕРНИЗАЦИИ ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА ПРИВОДОВ НАВЕДЕНИЯ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ УСТАНОВОК	
О. И. Конотопов, Д. С. Лупарев	334
ЛОГИСТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ОБСЛУЖИВАНИЯ И КОМПЛЕКТОВАНИЯ РАЗНОЙ БРОНЕТАНКОВОЙ ТЕХНИКИ	
Д. С. Лупарев, О. И. Конотопов	336
СИСТЕМА ВОИНСКОГО ЖЕЛЕЗНОДОРОЖНОГО ТРАНСПОРТА В РЕСПУБЛИКЕ ПОЛЬША	
И.В. Музыкин, А.Ю. Рябченко	338
АКТУАЛЬНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МОДЕРНИЗИРОВАННЫХ СТАНКОВ ДЛЯ ГЛУБОКОГО СВЕРЛЕНИЯ В УСЛОВИЯХ СОВРЕМЕННОЙ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ И ВНЕШНЕПОЛИТИЧЕСКОЙ СИТУАЦИИ В СТРАНЕ	
Магистрант Д. А. Туриков	344
УПАДОК КЛАССИЧЕСКОЙ РИМСКОЙ ВОЕННОЙ МАШИНЫ. ЛЕГИОНЫ В III - V ВЕКАХ НАШЕЙ ЭРЫ.	
Петров С.М., Петрова И.Л.	346
ОСНОВЫ ЭФФЕКТИВНОГО ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ ДИВЕРСИОННО- ТЕРРОРИСТИЧЕСКИМ АКТАМ НА ОБЪЕКТАХ АВИАЦИОННО-ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ	
Савин А.Н.	348
СЕКЦИЯ №7. ТЕХНОСФЕРНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ	354
ЗЕЛЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИИ	
Н.Н. Храпко, Т.Н. Патрушева, С.К. Петров, А.Ю. Олейников	354
МЕДУНАРОДНЫЕ СТАНДАРТЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ТРУДА И СИСТЕМ МЕНЕДЖМЕНТА КАЧЕСТВА	

С.Д. Ломовцева	357
ПРИМЕНЕНИЕ УСТАНОВОК ПОЛУЧЕНИЯ ВОДНОЙ СРЕДЫ В МЕТАСТАБИЛЬНОМ ФАЗОВОМ СОСТОЯНИИ ДЛЯ СВЯЗЫВАНИЯ ПЫЛИ И УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГАЗОВ В ПРОЦЕССЕ ПОДЗЕМНОЙ ДОБЫЧИ УГЛЯ, А ТАКЖЕ ТУШЕНИЯ ПОДЗЕМНЫХ ПОЖАРОВ	
А.А. Ищенко, В.А. Родионов	361
ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ РАБОТЫ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО КЛАПАНА ОСТАНОВА МАЛОРАЗМЕРНОГО ДИЗЕЛЯ	
А. А. Шибаров	365
СЕКЦИЯ №8. ЭКОНОМИКА И УПРАВЛЕНИЕ НА ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧНЫХ ПРЕДПРИЯТИЯХ	369
АНАЛИЗ ДИНАМИКИ КУРСА КРИПТОВАЛЮТ КАК СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО ЯВЛЕНИЯ XXI ВЕКА	
Астахов Р.М., Симонова А.В.	369
ПРОБЛЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ ОПЕРАЦИОННОГО МЕНЕДЖМЕНТА НА ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ПРЕДПРИЯТИЯХ (НА ПРИМЕРЕ АО «БАЛТИЙСКИЙ ЗАВОД»)	
Н.С. Карачев, А.Ф.Филиппова, А.Д. Шматко	375
ПРАКТИКА ВНЕДРЕНИЯ ИННОВАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ НА ПРЕДПРИЯТИИ В ЦЕЛЯХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЕГО УСТОЙЧИВОГО ЭКОНОМИЧЕСКОГО РАЗВИТИЯ В УСЛОВИЯХ ПОЛИТИКИ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ	
Марусева А.А., Соловьева Н.Л.	377
К ВОПРОСУ О ПОВЫШЕНИИ РОЛИ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО КАПИТАЛА В УСТОЙЧИВОМ РАЗВИТИИ ПРЕДПРИЯТИЙ НГК	
Песля В.И.	383
ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ МАРКЕТИНГОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПЕРСОНАЛА ИННОВАЦИОННЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ	
Петрова Е.А., Пучкова О.В., Мирославский В.Н.	386
СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД В УПРАВЛЕНИИ КАЧЕСТВОМ	
Е.Л. Новикова, М.Н.Милловзорова	388
ВЛИЯНИЕ ИНТЕРНЕТ-МАРКЕТИНГА НА РАЗВИТИЕ ЭКОНОМИКИ РАВИВАЮЩИХСЯ СТРАН	
С.И. Прошкина	393
СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ И ОСНОВНЫХ ТЕНДЕНЦИЙ СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО РАЗВИТИЯ РОССИИ И БЕЛАРУСИ	
Сухова А.А.	397
АВТОРЫ СБОРНИКА	402

«МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС» ЗАГЛЯНЕМ ВНУТРЬ ПРОЦЕССА.

Юрий Гагарин – кумир молодежи 21 века. Военмех встречает гостей с оружием в руках. Пожалуйста, не удивляйтесь, мы вас распечатаем! - О том, как новые технологии находят место в студенческом творчестве и за его пределами. Незвестные широкому кругу лаборатории Военмеха и экспериментальные установки, в которых побывать можно только по большим праздникам. Кому повезло стоять между двух героев России, двух космонавтов, двух Сергеев и загадать свое заветное желание? Как же все успеть? Сложная паутина коммуникаций – залог успешной конференции.

От идеи...

К этой конференции мы начали готовиться еще в декабре прошлого года, как только закончилась Неделя науки. Работали все уже исключительно на остаточной тяге. Как всегда, стоял вопрос: что же нового и интересного придумать для очередной общероссийской молодежной научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос», чтобы и гостям не скучно было, и организаторам – чтобы нам самим не терять сноровки. Идеи летали в воздухе, хотелось зажечь молодежь, задать новый импульс будущему нашей науки для покорения следующих высот и рубежей, найти тех мечтателей, которые станут продолжать дело первых покорителей космоса. Куда исчезли гиганты? Кто же герой сегодняшнего дня?

Стали думать, перебирать, но, как это часто бывает, «вводные» спустились сверху – в прямом и в переносном смысле. В календаре самой ближайшей датой был 85-тилетний юбилей Ю. А. Гагарина – 09 марта. Конечно, как же мы сразу не догадались?! Юрий Алексеевич! И мы не ошиблись, посвятив молодёжное мероприятие кумиру многих поколений, в День космонавтики его имя над всей планетой прошло облаком надежд и мечтаний, улыбок и слез. Его лицо, улыбку можно было встретить везде: на фотографиях, в каждом сердце, в каждой голове, со словами – «мой герой» или «я просто люблю его улыбку». Почему? – спрашиваю я себя. И другого ответа не нахожу – он верил в мечту, любил жизнь и каждого из нас, сделав первый шаг человечества в неизвестность – и поэтому его слова перед стартом: «Вся моя жизнь кажется мне сейчас одним прекрасным мгновением. Все, что прожито, что сделано прежде, было прожито и сделано ради этой минуты...» стали «красной нитью» всего нашего мероприятия.

...к делу

Стояла задача сделать конференцию живой, дать больше возможностей студентам и молодым ученым для общения, не просто заинтересовать их наукой, а заставить поверить в себя и в свои силы, поддержать и вдохновить на новые свершения. Мы распределили зоны ответственности. Рабочая группа была небольшой, но уже сложившейся командой единомышленников. Каждый из нас отвечал за отдельное направление, а надежной опорой для всех стал настоящий эксперт по научным мероприятиям – ученый секретарь Военмеха Михаил Никитич Охочинский.

Уже в феврале, когда бесконечные заряды снега, казалось, засыпят нас с головой, как и количество навалившихся неотложных дел, мы уже отчетливо видели, какой будет наша весна.



Патриотический клуб Военмеха «Союз» на выставке, развёрнутой в Розовом зале, демонстрирует стрелковое оружие

Начальник центра научно-технического творчества студентов Антон Побелянский предложил организовать интерактивную выставку достижений молодежных научных коллективов Военмеха и студенческих конструкторских бюро. Где наконец-то ты узнаешь, во что превращает свое свободное время твой сосед, пока ты заполняешь свои дни эфемерным досугом. Чем же можно заинтересовать сегодняшнюю молодежь? Конечно же, современными технологиями! Ни много ни мало, было решено предложить всем желающим отсканировать себя и распечатать на память, используя технологии 3D моделирования и печати; показать в действии разработки молодого коллектива научно-исследовательской части Военмеха, в частности, «Гексапод» – устройство для точного позиционирования и ориентации бортовых приборов космических аппаратов. Это, заметьте, уже не проект, а действующий макет, выполненный под заказ для одного из ведущих предприятий космической отрасли – АО «ИСС» им. М. Ф. Решетнева; а также много другого интересного и необычного.

Выставку поддержала активная и дружная команда ребят из патриотического клуба «Союз». А я вспомнила про своих добрых знакомых, творческий тандем Валерии Аникиной и Сергея Дорогова. На прошлогодней конференции после их выступления в память о космонавте Георгии Михайловиче Гречко весь зал, да и я в том числе, буквально сдерживали слезы от трогательности и глубины зрелища, представленного на сцене ... А другой интересной и абсолютно новой задачей стала организация конкурса научно-технических работ.



Слева направо: Герой России С.В. Авдеев, финалист конкурса «Будущее в чертежах» А.М. Кузьмин, Герой Советского Союза, Герой России С.К. Крикалёв

И работа закипела. Почти две трети времени подготовки конференции ушло на коммуникации: рассылка приглашений участникам, набор команды волонтеров, организация интересного пленарного заседания.

Традиционно на конференции мы приглашаем представителей городской администрации, Комитета по науке и высшей школе и Комитета по молодежной политике. В этом году нам особенно хотелось видеть в гостях нового лидера молодежного направления государственной власти Юлию Абрец, чтобы познакомиться с ней и укрепить наши давние дружеские связи с комитетом.

Когда решался вопрос докладов пленарного заседания, важно было соблюсти традиции, сохранив ценный формат научной школы конференции. Приглашения отправились в ГК Роскосмос, ИМБК, Центр подготовки космонавтов, ВКО Алмаз-Антей, РКК Энергия, МВТУ им. Баумана и другие организации с просьбой выступить перед студентами и рассказать о настоящей работе на предприятиях, о планах на будущее, о том, чего ждут от студентов и молодых специалистов работодатели, поделиться опытом.

Любую конференцию можно сравнить с марафоном, стартуешь спокойно, но уверенно, а к концу забега подходишь на исходе сил и с большими сомнениями, и когда остается всего несколько шагов до финиша, те, от кого ты не ожидал сюрпризов, ставят тебе подножку. Поэтому признаюсь, в последнюю неделю до начала конференции программа менялась буквально каждый день. А на рабочем месте приходилось чуть ли не нечевать.



Слева направо: проректор БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова по научной работе и инновационно-коммуникационным технологиям Матвеев С.А., Герой Советского Союза, Герой России С.К. Крикалёв, обладатель гран-при конференции студент 4 курса Тульского государственного университета, Георгий Касариков, Герой России С.В. Авдеев

Вспоминаю, какие мысли тогда не давали мне покоя: стоит ли ждать ответа на приглашение от Генерального директора ГК Роскосмос Дмитрия Олеговича Рогозина? Согласится ли приехать заместитель генерального конструктора Александр Григорьевич Чернявский? Приедет ли проректор по научной работе МВТУ им. Баумана Владимир Николаевич Зимин? Не сорвется ли программа? И еще много, много других вопросов и переживаний...

Этот день настал

24 апреля. Утро. До регистрации остаётся еще час, а на месте меня уже ждет команда волонтеров Военмеха, которым хочется сказать отдельные слова благодарности. Их слаженная и заборная работа помогла залатать все бреши и недочеты в организации. И... целая толпа участников с чемоданами... Как хорошо, что выставка у нас была уже готова! Я со спокойной душой направляю всех в наш Розовый зал, там собраны технические развлечения на любой инженерный вкус: увидеть секреты технологий аддитивного воспроизведения деталей, попытаться уловить движение стальных линейных приводов, с точностью до 10 микрон, в конце концов, попытаться разобрать и собрать винтовку или автомат (с закрытыми глазами). И другие удивительные вещи.

Открытие конференции прошло так, как и задумали: торжественно и в обстановке общего предвкушения плодотворной работы и интересного общения.



Участники конференции



Участники конференции

А во второй день около 400 участников продолжили работу, распределившись по профильным секциям. Одним из нововведений конференции этого года стало приглашение стороннего специалиста председателем одной из секций – «Современные технологии в авиа-ракетостроении». Им стал представитель научной школы Московского авиационного института, руководитель лаборатории аддитивных технологий, доцент кафедры «Инженерная графика», к.т.н. Андрей Владимирович Рипецкий. Мы поспешили задать несколько вопросов нашему Московскому гостю.

– Андрей Владимирович, Вы имеете большой опыт участия в различных молодежных конференциях. Хотелось бы узнать, Ваши впечатления от прошедшего мероприятия, как Вы считаете, отвечает ли компетенция молодых ученых и специалистов, выпускаемых сегодня российскими вузами, требованиям и вызовам современных тенденций в развитии наукоемких технологий?

– В первую очередь, хочу отметить масштабность мероприятия, характеризуемую как установочными пленарными докладами от лидеров России от промышленности и науки, так и количеством секций и докладов в них. Оцениваю уровень подготовки участников, как высокий! Очень много докладов, по которым можно увидеть тех молодых специалистов, которые будут формировать будущее инженерной школы и промышленности страны. Много работ посвящено перспективным тематикам и показывает значительный задел, который может быть реализован и в виде старт-апа. Также хочу отметить, что научные конференции существенно влияют как на формирование компетенций молодых ученых и специалистов, так и на глубину, осознанность и мотивацию к участию в активностях, которые, как раз и способствуют ответам на вызовы, сформированными современными трендами в области наукоемких технологий.

– За время работы конференции, наверняка, Вы успели познакомиться с некоторыми результатами научно-технического творчества студентов Военмеха и оценить эффективность организации молодежной науки в вузе. Вопрос к Вам, как к преподавателю и как к руководителю

научного подразделения вуза, существует ли принципиальное отличие в подходе к подготовке специалистов в МАИ и в Военмехе?

– Между МАИ и Военмехом много общего, особенно в части формирования компетенций на базе научных школ, которые существуют не одно десятилетие. Подходы к подготовке специалистов в МАИ и в Военмехе, во многом сформированы опытом и трудом предыдущих поколений, и это очень ценно! Считаю, что преемственность и передача опыта - это очень важный этап формирования инженера. В то же время, чтобы отвечать на требования сегодняшнего дня и создавать задел на будущее нужно адекватно оценивать и применять мировой опыт. МАИ сейчас находится на этапе трансформации, современный студент МАИ обладает возможностью получить доступ к знаниям по актуальным инструментам цифровизации, цифровой трансформации и погрузиться в парадигму индустрии 4.0. При правильной мотивации и возникающем реальном интересе в овладении знаниями и опытом, молодые люди учатся концепции непрерывного образования, которая должна помочь сгладить разрыв между требованиями рынка и реальным уровнем профессиональных кадров, которые на него приходят. Экскурсии по лабораториям Военмеха, общение с преподавателями и студентами вуза показывают, что организация научно-технического творчества в Военмехе во всех отношениях способствует достижению значимых результатов научной деятельности, в том числе и обучающихся, и это помогает как развитию самого Военмеха, так и предприятий, принимающих на работу его выпускников.

–Можно ли измерить эффективность научной деятельности студентов в вузе?

– Сегодня есть общепринятые «эталоны» эффективности научной деятельности – это количество публикаций, индексируемых международными системами цитирования и объемы привлеченных финансовых ресурсов на научные исследования, проводимые вузом, ну, и как венец всего этого, защиты кандидатских и докторских диссертаций, соискатели которых, как правило, являются лидерами прорыва по актуальным направлениям развития науки и технологий. На мой взгляд, нужно научиться формировать на самых ранних этапах команды, проектные группы, создавать лаборатории и способствовать вовлеченности и мотивации талантливой молодежи, чтобы она в недалеком будущем смогла и соответствовать «эталонному» пониманию эффективности, и, в то же время, заниматься любимым делом, получая удовольствие от результатов своей деятельности. При реализации такого подхода можно измерять эффективность научной деятельности по количеству оформленных на работу студентов и количеству зарегистрированных результатов интеллектуальной деятельности.

– Андрей Владимирович, по-вашему, так чего же не хватает российской молодежной науке, чтобы в отрасли авиаракетостроения снова появились такие выдающиеся конструкторы как Павел Осипович Сухой и Борис Евсеевич Черток?

– Считаю, что в первую очередь студенты должны видеть перед собой пример, иметь ориентир, так сказать, путеводную звезду, освещающую им путь, который может привести к успеху и признанию за достижение реальных результатов и преодоление технологических барьеров.

- Какие из современных направлений развития авиаракетостроения Вы могли бы рекомендовать молодым специалистам, как перспективные для их научной деятельности?

– Однозначные рекомендации давать сложно. Думаю, что человек должен «прислушиваться» к своим интересам и одновременно следить за актуальными проблемами в отрасли, чтобы точнее найти свою нишу. Тем не менее, считаю, что перспективными сегодня являются направления, связанные с цифровизацией производства. Рекомендую рассматривать их, как заслуживающие внимания, но и воспринимать как инструмент для реализации глобальных задач, стоящих перед российской промышленностью.

Будущее в чертежах

Самым насыщенным был заключительный день. В завершении конференции мы провели конкурс научно-технических работ «Будущее в чертежах». Тема конкурса была выбрана не случайно.

Диверсификация производства оборонных предприятий на сегодняшний день – это практическая задача, поставленная государственной властью перед руководителями военной промышленности. Основной идеей конкурса было сблизить науку, образование и промышленность в формате открытого диалога, но еще более важным было поддержать и простимулировать молодежь в ее научной работе.

Предприятия промышленности и органы государственной власти проявили активный интерес к конкурсу и предоставили для оценки работ своих экспертов. В числе этих экспертов были представители Комитета по промышленной политике и инновациям Санкт-Петербурга, Концерна Воздушно-космической обороны «Алмаз-Антей», Объединенной двигательной корпорации «Климов», Конструкторского бюро специального машиностроения, Ракетно-космической корпорации «Энергия», АО «БРИГ», Ассоциации АЭРОНЕТ, Механического завода им. Карла Либкнехта. Из 33 работ, представленных на конкурс, 10 участников были отобраны для финального тура, который проходил в формате очной защиты проекта. Это представители Академии материально-технического обеспечения, АО «СПМБМ «Малахит», МГТУ им. Н. Э. Баумана, ПАО «Туполев», Физико-технического института им. А. Ф. Иоффе и, конечно же, представители Военмеха. Уже в отборочном туре большинство работ Военмеховцев набрали высокие баллы. В защиту объективности и беспристрастной оценки говорит полная анонимность рассматриваемых в первом туре работ. Впрочем, оценки всех работ, которые вышли в финал, были очень высокими. Нам удалось собрать элиту молодежной науки и познакомиться с новыми покорителями научно-технических вершин, с теми, за кем будущее нашей страны, на кого мы возлагаем надежды. Авторы передовых разработок – от микрогазотурбинной энергетической установки до технологии применения армированных пластиков в авиастроении лично защищали свои работы перед экспертами, а для определения победителя были выбраны самые строгие критерии.

Один из экспертов конкурса Андрей Александрович Иванов, технический директор Брянского автомобильного завода, поделился своим взглядом на происходящее в ответах на наши вопросы:

- Андрей Александрович, в зоне вашей ответственности находится вопрос внедрения новых технологий и выпуск новых образцов продукции. Какие критерии для Вас были наиболее важными при оценке работ, претендующих на практическое применение?

- В данном вопросе, конечно, в первую очередь это наличие отработанного КД и опытных образцов изделий. Это, как минимум, дает возможность оценки технологическими службами предприятий, реализуемости того или иного проекта, во-первых, и говорит о хорошей, глубокой проработке вопроса самими авторами доклада, во-вторых. К сожалению, не все авторы представили материалы на подобном уровне, но имели место и очень хорошо проработанные проекты. Лидеры голосования показали, на мой взгляд, хороший и обстоятельный подход.

- Среди участников были студенты и достаточное количество молодых ученых, которые уже добились в своей профессиональной деятельности определенных результатов. Ваши ожидания от уровня подготовки и компетенций участников совпали с тем, что вы увидели на очном туре или вас что-то смогло удивить?

- Да, ожидания от уровня подготовки участников совпали с тем, что я ожидал увидеть. В этой части никаких сюрпризов не оказалось, ни плохих, ни, к сожалению, и хороших. Отмечая высокий уровень многих представленных на конкурсе работ нельзя не отметить, что ряд участников не до конца поняли задачу, поставленную организаторами, а именно: диверсификация номенклатуры продукции на предприятиях ОПК. Многие из представленных уже и на очном туре работ, несмотря на хорошую в целом проработку, никоим образом не касались номенклатуры продукции, а представляли собой презентацию новой технологии, что в свою очередь, хоть и очень хорошо, но тематике конкурса соответствует лишь отчасти.

Встреча гостей, экскурсии по вузу и награждение победителей.

После напряженного графика работы для желающих были организованы экскурсии по вузу, а некоторым посчастливилось побывать в одной из необычных лабораторий и увидеть экспериментальную двигательную установку, представив себя на стартовой площадке космодрома.

Несмотря на то, что Д. О. Rogozin, к сожалению, не смог приехать к нам в дни конференции, Роскосмос направил в Военмех дорогих гостей – космонавтов: Героя России Сергея Васильевича

Авдеева и Героя Советского Союза, Героя России Сергея Константиновича Крикалева, живо общавшихся с участниками конференции и принявших участие в церемонии награждения авторов лучших докладов и победителей конкурса «Будущее в чертежах».

Итоги конференции и конкурса были подведены во второй половине заключительного дня. Награждение победителей длилось не один час. В чествовании призеров приняли участие космонавты, руководство вуза и другие почетные гости конференции. Гран-при «Молодежь. Техника. Космос» в этом году получил Георгий Касариков, студент 4 курса ТулГУ, выступавший с темой «Расчет внутривальностического процесса в камере газогенератора с боковым расходным отверстием»

Победитель ответил на несколько наших вопросов:

- Георгий, а часто ли Вы принимаете участие в конференциях?

Довольно часто, и в самых разных регионах нашей страны.

- Что для Вас показалось самым сложным, когда Вы впервые принимали участие в научной конференции?

Самым сложным было рассказать доклад без запинки, но со временем, приобретая опыт выступления, уже не заучиваешь текст, а, глядя на слайд, знаешь, что говорить и показывать!

- Сколько времени Вы посвящаете учебе и научной работе? Остается ли время на развлечения и хобби?

Большую часть времени – 80 процентов примерно – посвящаю учебе, науке, ну а ставшиеся 20 – личная жизнь, семья и хобби.

Комитет по молодежной политике Санкт-Петербурга вручил благодарственные письма экспертам конкурса за содействие популяризации научно-технической деятельности среди молодежи. Всем финалистам конкурса вручили дипломы и запечатлели в компании покорителей космоса – космонавтов С. К. Крикалева и С. В. Авдеева. Надеюсь, загадать свои желания успели все. Диплом победителя конкурса «Будущее в чертежах» и премия за первое место остались в Военмехе, но не у организаторов, как вы могли на секунду подумать, а у автора лучшей, по мнению экспертов, работы – «Утилизация токсичных отходов» – Кузьмина Алексея Михайловича.

- Алексей Михайлович, победа в конкурсе раскрывает не только Ваш талант, как ученого и специалиста в своей области, но и другую Вашу сторону – невероятную работоспособность. Откройте секрет, как Вам удается совмещать работу в Центре организации приема, педагогическую деятельность и успешную научную работу?

— Действительно, зачастую люди сталкиваются с основной проблемой – нехваткой времени для реализации своих планов, идей, работ. Здесь один из важных процессов — целеполагание, и это тот самый ключ, который позволяет открыть путь к грамотному управлению. И, как следствие, при определенных ограничениях в повседневной жизни, связанных, например, с полноценным отдыхом, полученный результат рано или поздно приносит позитивные эмоции, которые в свою очередь восполняют внутренние силы.

- Что для Вас означает победа в этом конкурсе?

— Победа для меня – это очередная достигнутая цель, подтверждение тому, что выбранный путь и выбранная стратегия – правильные. Я считаю, что такие конкурсы очень необходимы для молодых ученых. С их помощью не только можно увидеть нужные для страны инновационные проекты и послушать интересные доклады, но и получить определенное признание, что важно для молодых ученых, чей научный путь порой долг и тернист.

Как бы подводя итог конференции и конкурсу, проректор по научной работе и инновационно-коммуникационным технологиям Станислав Алексеевич Матвеев сказал:

— Военмех – это действительно профильный вуз, активно работающий с предприятиями и оборонного комплекса, и аэрокосмической отрасли всей страны. Университет ориентирован на подготовку специалистов, которым предстоит заниматься научной и конструкторско-технологической деятельностью, поэтому мы уделяем этим вопросам особое внимание – на всех стадиях учебного процесса. И участие в самых разных конкурсах, олимпиадах и конференциях – одно из направлений подготовки грамотного специалиста.

С другой стороны, мы отлично понимаем, что новоиспеченным инженерам и конструкторам, молодым ученым совершенно необходимо развиваться, расти в профессиональном плане. Поэтому мы стараемся максимально расширить молодежную аудиторию, участвующую в этих научных мероприятиях.

Наконец, важным представляется и развитие у молодых исследователей навыков инновационной деятельности, на всех этапах их работы – от научной мысли, до предметной реализации и коммерческого применения. Отсюда – и наша конференция, и конкурс «УМНИК», в котором Военмех принимает активное участие. Достигнутые результаты позволяют нам надеяться на успех нашего участия в конкурсе «Орбита молодежи», проводимом в этом году в Военмехе совместно ГК «Роскосмос».

И, наконец, ещё один фактор – мы позиционируем наш вуз, как площадку общения, создаем и укрепляем связи между вузами, предприятиями и специалистами.

Остановимся здесь, ведь все, что мы могли бы рассказать о нашей конференции, просто не поместится на газетных страницах. Главное, что за время конференции мы все – и участники, и организаторы – завели новые знакомства и связи, получили бесценный опыт и массу информации, которую еще предстоит осмыслить. Но что нам уже ясно – команда организаторов сложилась дружная и, что важно, не боящаяся никаких трудностей...

...Апрель 2020 года – следующая, двенадцатая по счету конференция «Молодежь. Техника. Космос». Приезжайте в Военмех!

Ведь вместе мы – сила!

Вероника ТОЛСТАЯ

УДК 533.6

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ ТЕЛА ГИПЕРЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ

М.М. Алексеева, Н.А. Брыков

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

За более чем полувековую историю наука совершила большой скачок в разработке и развитии гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА). В настоящее время большой интерес представляет создание новых, еще более мощных и маневренных гиперзвуковых летательных аппаратов. Для апробации новых идей и решений появляется необходимость в проведении экспериментов и испытаний. Проведение реальных физических экспериментов в области гиперзвуковых скоростей сопряжены с финансовыми, технологическими и техническими трудностями. В роли решения данной проблемы выступает возможность численного моделирования аэротермодинамических и теплофизических процессов при полёте ГЛА.

Стремительное освоение гиперзвуковой скорости началось еще во время Второй мировой войны в нацистской Германии. Австрийский ученый доктор Ойген Зенгер создал проект высокоточного частично-орбитального бомбардировщика-космолета. Этот проект имел название «Зильберфогель» и являлся одним из первых детальных проектов ГЛА. В развитых странах стремились создать летательные аппараты (ЛА), которые могли развивать гиперзвуковую скорость, были попытки создания гиперзвуковых крылатых ракет, а также суборбитальных летательных аппаратов. Большая часть подобных проектов закончилась безрезультатно.

При моделировании гиперзвукового обтекания также возникает ряд трудностей, связанных со сложностью физических процессов. Гиперзвуковой летательный аппарат развивает скорость больше скорости звука в несколько раз (полёт ЛА характеризуется числами Маха $M = 5$ и более), полёт на таких скоростях осуществляется в плотных слоях атмосферы, возникающий скачок уплотнения имеет большой градиент температур, появляется необходимость учёта многокомпонентности газа, химических реакций, ионизации и диссоциации, а также многих других.

Для получения ясной картины обтекания тела гиперзвуковым потоком, необходимо создать полную математическую модель процессов тепло-массообмена на выбранной высоте полёта. В условиях движения в разреженной атмосфере (на больших высотах) необходимо оценить возможность применения модели сплошности среды и системы уравнений Навье-Стокса.

В сжатом и пограничном слоях при обтекании тела гиперзвуковым потоком газ становится химически активным, происходят реакции диссоциации и рекомбинации. Таким образом, тепло-массообмен интенсифицируется между потоком и поверхностью тела (сопряжённая задача). Также воздух перестает подчиняться законам термодинамики идеального газа и считается реальным химически активным, многокомпонентным газом, что приводит к необходимости решения уравнений Максвелла, также необходимо учитывать закон Больцмана.

В ходе анализа возможного состава реагирующего газа в условиях движения ЛА в слоях атмосферы Земли с гиперзвуковыми скоростями была выбрана пятикомпонентная модель газа, где протекающие реакции с учётом третьих тел представлены в таблице 1.

Таблица 1

1	$N_2 + M \leftrightarrow 2N + M$
2	$O_2 + M \leftrightarrow 2O + M$
3	$NO + M \leftrightarrow N + O + M$
4	$NO + O \leftrightarrow O_2 + N$
5	$N_2 + O \leftrightarrow NO + N$

Теоретические положения теории термической диссоциации не дают достаточно точных данных для констант скоростей реакций, поэтому основным источником данных является эксперимент. Имеются достаточно апробированные данные для рассматриваемой группы реакций [1,2,3]. В общем случае для реакций с ударным партнером константа скорости будет зависеть от конкретного вида ударной частицы, поэтому для каждой реакции ударной диссоциации необходимо представлять её в

виде совокупности реакций с каждым отдельным ударным партнером (это связано с тем, что эффективные сечения столкновений зависят от конкретного вида участвующими в столкновении частиц). Таким образом, существует 17 стехиометрических уравнений реакции диссоциации и обменных реакций.

Один из способов описания турбулентных течений основан на использовании уравнений Навье-Стокса осредненных по Рейнольдсу [4].

Осредненные уравнения Навье-Стокса для сжимаемого совершенного газа (знаки осреднения опущены) представлены в системе уравнений (1):

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{u}) = 0; \\ \frac{\partial (\rho \bar{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{u} \bar{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\tau_m + \tau_t) + \rho \bar{g} + \bar{F}; \\ \frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{u} H) = \nabla \cdot \left[k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \bar{J}_j + \bar{u} (\tau_m + \tau_t) \right] + S_h; \end{array} \right. \quad (1)$$

где \bar{u} – вектор скорости осредненного течения с компонентами u, v, w ; $(\tau_m + \tau_t)$ – молекулярная и турбулентная составляющие тензора вязких напряжений; $E = c_v T + 0.5(u^2 + v^2 + w^2)$ – полная энергия газа; $H = E + p/\rho = c_p T + 0.5(u^2 + v^2 + w^2)$ – полная энтальпия газа; T – температура; $c_v = c_p - R/m$ – удельная теплоемкость газа при постоянном объеме; c_p – удельная теплоемкость газа при постоянном давлении; R – газовая постоянная; $\rho \bar{g}$ – гравитационная сила; \bar{F} – внешние силы; k_{eff} – эффективный коэффициент теплоотдачи; \bar{J}_j – диффузионный член; h_j – энтальпия образования компонента; S_h – источниковый член энергии (позволяет учесть процесс образования и поглощения тепловой энергии).

Так же необходимо учесть смешивание и перенос химических веществ смеси, для этого запишем уравнение сохранения, описывающих конвекцию, диффузию и источники реакции для каждого компонента. Это уравнение для каждого компонента имеет вид (2):

$$\frac{\partial (\rho Y_i)}{\partial t} + (\rho \bar{v} Y_i) = -\nabla \cdot \bar{J}_i + R_i + S_i, \quad (2)$$

где Y_i – массовая доля каждой компоненты; R_i – скорость образования i -й компоненты химической реакции, S_i – скорость реакции с добавлением дисперсной фазы; \bar{J}_i – диффузия i -й компоненты.

Система уравнений (1) является незамкнутой, поэтому необходимо использовать дополнительно модель турбулентности. Модель типа $k-\varepsilon$ является высокорейнольдсовой, предложенной Spalding, Launder в 1972 году:

$$\frac{\partial k}{\partial t} = \nabla \cdot \left(\left(\nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right) + P_k - \varepsilon; \quad (3)$$

$$\frac{\partial \varepsilon}{\partial t} = \nabla \cdot \left(\left(\nu + \frac{\nu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right) + C_1 \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_2 \frac{\varepsilon^2}{k}; \quad (4)$$

$$P_k = -\tau_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial x_j} = \nu_t S^2; \quad (5)$$

$$\nu_t = C_\mu \frac{k^2}{\varepsilon}, \quad (6)$$

где ε – удельная диссипация турбулентности; k – кинетическая энергия турбулентности; P_k – генерационный член в уравнении для кинетической энергии; ν_t – турбулентная вязкость. Константы найдены на основе зависимости $C_2 = C_1 - k^2 / (\sigma_\varepsilon \sqrt{C_\mu})$ и струйных течений: $\sigma_k = 1.0$, $\sigma_\varepsilon = 1.3$, $C_1 = 1.44$, $C_2 = 1.92$, $C_\mu = 0.09$.

При высоких числах Маха необходимо учитывать влияние лучистого теплообмена. Исследуемое тело принимается как серое тело, то есть учитывать закон Больцмана. Лучистый теплообмен определим с помощью модели дискретных ординат (DO):

$$\nabla \cdot (I(\bar{r}, \bar{s})\bar{s}) + (a + \sigma_s)I(\bar{r}, \bar{s}) = an^2 \frac{\sigma T^4}{\pi} + \frac{\sigma_s}{4\pi} \int_0^{4\pi} I(\bar{r}, \bar{s}')\Phi(\bar{s}, \bar{s}')d\Omega', \quad (7)$$

где \bar{r} – вектор положения; \bar{s} – направляющий вектор; \bar{s}' – вектор направления рассеивания; a – коэффициент поглощения; n – показатель преломления; σ_s – коэффициент рассеивания; σ – постоянная Стефана-Больцмана ($5.669e-8$); I – интенсивность излучения, которая зависит от положения и направления, Φ – фазовая функция, Ω' – телесный угол.

Модель (7) решает уравнение переноса излучения (RTE) для конечного числа дискретных телесных углов, каждый из которых связан с направлением вектора, фиксированным в глобальной декартовой системе координат.

Граничные условия к системе (1) на стенке формулируются в условиях непротекания, проскальзывания и адиабатичности.

Модель представления воздуха как реального газа Крайко позволяет учесть диссоциацию и ионизацию воздуха при высоких температурах [5]. Термодинамическое и калорическое уравнения состояния модели Крайко:

$$\frac{p}{\rho} = \frac{1 + \varepsilon_1 + \varepsilon_2 + 2\varepsilon_3 + 2\varepsilon_4}{m} RT, \quad (8)$$

$$h = \frac{R}{m} \left\{ (0.21 - \varepsilon_1)H_{O_2} + (0.79 - \varepsilon_2)H_{N_2} + 2(\varepsilon_1 - 0.21\varepsilon_3)H_O + \right. \\ \left. + 2(\varepsilon_2 - 0.79\varepsilon_3)H_N + 2\varepsilon_3H_m + 5(\varepsilon_3 + \varepsilon_4) \right\} T + \\ + 59000\varepsilon_1 + 113200\varepsilon_2 + 333000\varepsilon_3 + 687000\varepsilon_4, \quad (9)$$

где ε_1 – часть молекул, диссоциированных на атомы кислорода; ε_2 – часть молекул, диссоциированных на атомы азота; ε_3 – часть атомов, ионизированных однократно; ε_4 – часть атомов, ионизированных двукратно; H – некие функции от температур.

Для численного моделирования процесса внешнего обтекания рассматривалось обтекание гиперзвуковым потоком простых тел. Число Маха равно 8,8, температура $T = 300$ К, давление $p = 1$ атм. Задача ставилась в стационарной двумерной осесимметричной постановке с учетом того, что течение во всех меридиональных сечениях одинаково.

Для решения данного типа задач используется применение сеточных методов численного моделирования в строгой постановке. Поверхность тел считается непроницаемой.

В работе использовалась неструктурированная расчетная сетка, состоящая из ~200 тысяч ячеек. В процессе работы расчетная сетка адаптировалась по градиенту температур для получения более точных полей течений и достоверных результатов.

В ходе расчетов были получены поля распределения температур, давления, чисел Маха (рисунок 1) и плотности. Для апробации результатов полученные картины течения сравниваются с имеющимися результатами из «Альбома течений жидкости и газа Ван-Дайка М» (рисунок 2) [6].

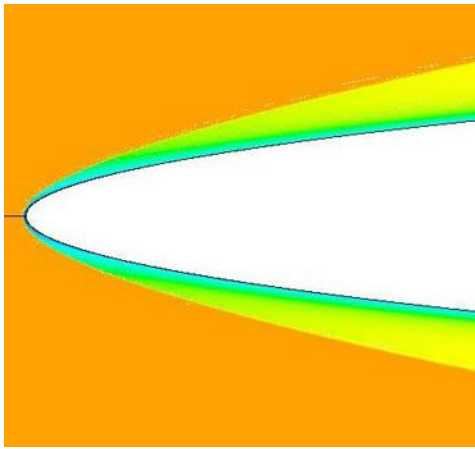


Рисунок 1 – Поле распределения чисел Маха

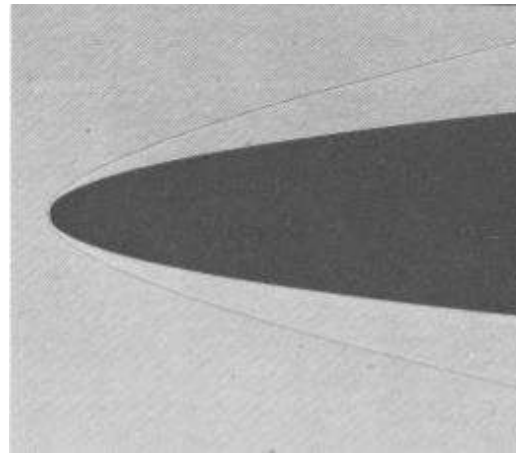


Рисунок 2 – Теневая фотография обтекания

Таким образом, составлена математическая модель, позволяющая исследовать процессы при обтекании тела гиперзвуковым потоком в плотных слоях атмосферы. Данная модель основывается на решении уравнений RANS с использованием высокорейнольдсовой модели турбулентности $k - \varepsilon$ и уравнения состояния Крайко, что позволяет учесть эффекты, связанные с химическими реакциями в потоке (ионизация, диссоциация, рекомбинация). Влияние лучистого теплообмена определяется с помощью модели дискретных ординат.

Библиографический список

1. Ступоченко Е.В., Лосев С.А., Осипов А.И. Релаксационные процессы в ударных волнах. М.: Наука, 1965;
2. Черный Г.Г., Физико-химические процессы в газовой динамике. Компьютеризованный справочник в 3-х томах. Том I: Динамика физико-химических процессов в газе и плазме // Под ред. Г.Г. Черного и С.А. Лосева. М.: Изд-во Моск. ун-та, 1995;
3. Черный Г.Г., Физико-химические процессы в газовой динамике. Справочник. Том 2: Физико-химическая кинетика и термодинамика // Под ред. Г.Г. Черного и С.А. Лосева. М.: Научно-издательский центр механики, 2002;
4. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Шур М.Л.: Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений. Издательство Политехнического университета, СПб, 2012;
5. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Карпенко А.Г. Численное моделирование газодинамических и физико-химических процессов при обтекании тел гиперзвуковым потоком. // Вычислительные методы и программирование, 18:4 (2017). С. 387–405
6. Ван-Дайк М., Альбом течений жидкости и газа, Ван-Дайк. М. Москва, Мир 1986.

УДК 629.7.03

РОТОРНЫЙ ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ КАК ПЕРСПЕКТИВНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ НАЗЕМНОЙ И ВОЗДУШНОЙ ТЕХНИКИ

О. В. Арчибасова, А. А. Галаджун

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

В настоящее время разрабатывается множество газотурбинных двигателей (ГТД) различного назначения. Все они имеют недостаточно высокий коэффициент полезного действия (КПД). Для того чтобы удовлетворить требуемым ограничениям по жаропрочности материала турбинных лопаток, температуру газа на входе в турбину снижают до 800–900°C. Иногда для повышения температуры газа, а, следовательно, и КПД двигателя, применяют термостойкие покрытия на основе металлокерамики или внутреннее охлаждение лопаток. Однако полученные в данных случаях значения существенно ниже температуры горения стехиометрических смесей углеводородных топлив с воздухом. Кроме того, невысокие значения КПД связаны с особенностями конструкций ГТД. Модифицируя уже имеющиеся конструкции, представляется возможным отказаться от узла турбины в общепринятом его значении.

Имеются потенциально большие возможности увеличения КПД двигателя за счет повышения температуры рабочего тела и за счет внесения изменений в конструкцию ГТД.

Рассмотрим изобретение (патент RU №2623592, опубликован 28.06.2017 г.), в котором для реализации повышения КПД рассматривается возможность создания роторного газотурбинного двигателя (РГТД) с вращающейся камерой сгорания, оснащенной реактивными соплами, по типу сегнера колеса, и приближения состава топливоздушная смеси к стехиометрическому соотношению. Конструкция РГТД, изображенная на рисунке 1, представляет из себя центробежное рабочее колесо, которое осуществляет сжатие воздуха и дальнейшее его попадание в камеру сгорания. Камера сгорания торообразной формы с тангенциально расположенными на ней соплами. С целью обеспечения в двигателе эффективного и устойчивого процесса горения внутренняя полость корпуса камеры сгорания разделена на отдельные камеры сгорания с жестко закрепленными поперечными перегородками. Зона горения в каждой камере сгорания ограничивается ее стенками и оптимизируется их формой и размерами. Предложенное техническое решение – РГТД с вращающимися камерами сгорания и соплами – обеспечивает значительное повышение экономичности газотурбинного двигателя. Сопла Лавала выполнены сверхзвуковыми круглого или плоского сечения.

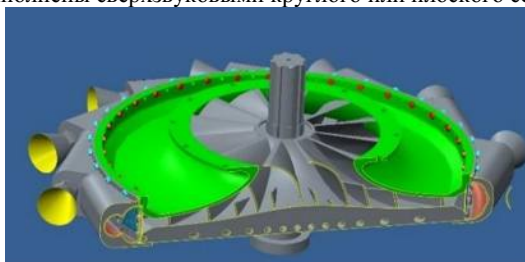


Рисунок 1 – Конструкция РГТД

Особенностью изобретения является то, что общая зона горения камеры сгорания, разделена на отдельные зоны. Например, в двигателе с реактивной турбиной (WO 2007/129032, REACTION TURBINE ENGINE, опубликован 15.11.2007 г.) выполнена единая зона горения. Камера сгорания вращаясь с большой скоростью не позволяет обеспечить эффективную и надежную работу двигателя. Возникает неустойчивое горение, пульсации, вибрации, что в итоге может привести к срыву процесса горения.

Близким по типу к РГТД является устройство «Турбина внутреннего сгорания» "Кузьмин" (ТВС, патент RU №2312238, опубликован 10.12.2007 г.). ТВС, включает в себя центробежный компрессор, выполненный в виде закрытого центробежного рабочего колеса, кольцевую камеру сгорания, образующую вместе с соплами реактивную турбину. Кроме ранее перечисленных недостатков в случае применения единой зоны горения, также невозможно обеспечить:

- выравнивание полей основных термодинамических параметров,
- равномерное и безударное (без пульсаций давления) заполнение кольцевой камеры сгорания сжатым воздухом,
- качественное смешение топлива с потоками сжатого воздуха и высокоэффективное горение этой топливоздушной смеси.

Таким образом, использование в роторном газотурбинном двигателе отдельных камер сгорания, с соответствующими формами, размерами и положением относительно каналов рабочего колеса, и относительно сверхзвуковых сопел, обеспечивает эффективное смешение воздуха и горючего, устойчивое горение и полноту сгорания топлива.

Принцип действия РГТД заключается в следующем: с помощью пускового электростартера двигатель раскручивается до скорости, при которой лопатки рабочего колеса центробежного компрессора начинают захватывать необходимое количество воздуха в центробежные каналы, в которых поток воздуха сжимается с увеличением его радиальной скорости до значений порядка 100-130 м/с, и более. Сжатие воздуха происходит с повышением плотности, температуры и полного давления, то есть с повышением энтальпии. Для эффективности смесеобразования поток воздуха, до того, как он попадет в камеры сгорания, затормаживается до требуемых значений радиальной скорости (порядка 40-50 м/с), с помощью плоских диффузоров, расположенных на выходе из колеса компрессора, расширяющихся в сторону входных отверстий камер сгорания. При этом обеспечивается не только требуемое значение скорости потока воздуха при входе в камеры сгорания, но также дополнительно повышается температура и статическое давление, а значит, и статическая энтальпия, до

максимально возможных значений для данной скорости вращения двигателя. Подготовленный таким образом поток воздуха поступает затем в камеры сгорания. При достижении в каналах требуемых значений термодинамических параметров заторможенного потока воздуха, необходимого для запуска и начала работы двигателя, в камеры сгорания начинает поступать горючее. Через выходные коллекторы с форсунками и стабилизаторами горючее поступает в камеры сгорания, где распыляется, и без пульсаций давления эффективно перемешивается с потоками воздуха, с образованием смеси горючего и окислительного рабочего тела, которая, воспламеняется с помощью средств зажигания, установленных в поперечных перегородках, и инициирующих по сигналу от блока управления двигателем воспламенение. Образующиеся в камерах сгорания продукты сгорания, которые имеют высокие значения температуры и давления, начинают истекать через сверхзвуковые сопла, создавая импульс реактивной силы, приводящий двигатель во вращение.

Данное изобретение может быть использовано как силовая установка для наземной и воздушной техники. Снимая требуемое значение мощности, во вращение будут приводиться валы вспомогательных силовых установок, электрогенераторов, насосов и т.д.

Производится предварительный расчет эффективности двигателя с учетом исходных данных, представленных в таблице 1:

Таблица 1. Исходные данные

Параметр	Значение
Степень сжатия компрессора, π_k	8,4
Показатель политропы для воздуха, κ	1,4
КПД компрессора, η_k	0,78
КПД турбины, η_T	0,9
Температура воздуха, T_B , [K]	288
Температура в камере сгорания, $T_{КС}$, [K]	2200

Определим термический КПД:

$$\eta'_t = \frac{\Delta T_{\text{кам}} - \Delta T_{\text{вых}}}{\Delta T_{\text{кам}}} = 0,34; \quad (1)$$

здесь $\Delta T_{\text{кам}} = T_{\text{КС}} - T_{\text{к}} = 1671\text{K}$ – подогрев в камере сгорания;

$T_{\text{к}} = T_B \pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} = 529\text{K}$ – температура воздуха после компрессора;

$\Delta T_{\text{вых}} = T_2 - T_B = 1102\text{K}$ – температурный перепад с уходящими газами;

$T_2 = 1390\text{K}$ – значение получено из термогазодинамического расчета.

Также значение термического КПД двигателя можно определить с учетом типичных КПД турбины и компрессора:

$$\eta''_t = \frac{\eta_T \left(1 - \frac{1}{\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}} \right) - \frac{\tau}{\eta_k} \left(\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right)}{1 - \tau - \frac{\tau}{\eta_k} \left(\pi_k^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right)} = 0,36; \quad (2)$$

где $\tau = \frac{T_B}{T_{\text{КС}}} = 0,131$ – температурный коэффициент.

Видно, что значения термического КПД, вычисленные двумя способами, близки к значению современных тепловых двигателей ($\eta_t = 0,4$).

Приводимый предварительный оценочный расчет установки с точки зрения КПД, показывает, что данное конструктивное решение является целесообразным в реализации. Недостатками указанного технического решения является трудность охлаждения камер сгорания, а также одноступенчатая турбина в случае полного расширения рабочего тела приобретает большие значения окружной скорости. Но ввиду того, что имеется богатый опыт охлаждения сопел ракетных двигателей, представляется возможность реализации процесса горения углеводородного топлива при стехиометрическом соотношении. Для снижения окружной скорости ротора планируется рассмотрение двухступенчатой биротативной турбины.

Библиографический список

1. Леонов А.Г, Исаев С.К., Иванова С.В. Роторный газотурбинный двигатель // Патент RU №2623592. 2017.
2. Патент GB WO 2007/129032, 15.11.2007.
3. Кузьмин А.И. Турбина внутреннего сгорания "Кузьмин" // Патент RU №2312238. 2007.
4. Яблоник Р.М. Газотурбинные установки. – М.: Машгиз, 1959. – 408 с.

УДК 629.7.017.1

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ХАРАКТЕРИСТИК НАДЕЖНОСТИ КА С ДЛИТЕЛЬНЫМ СРОКОМ АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ НА ЭТАПЕ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

В.А. Бабук, Т.Д. Дарсания

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

Разработка любого космического аппарата (КА) всегда связана с большими временными и материальными затратами. КА – сложная техническая система, предназначенная для решения своих целевых задач. Такая система требует создания совокупности методов обеспечения надежности на всех этапах жизненного цикла КА. Чрезвычайно важна оценка характеристик надежности КА на этапе летных испытаний и эксплуатации, которые определяют качество созданного изделия.

Существующие вероятностно-статистические методы не позволяют с высокой точностью определять характеристики надежности КА на этапе летных испытаний, что связано с весьма малым объемом имеющейся экспериментальной информации.

В рамках настоящей работы решается задача разработки методики определения характеристик надежности с достаточно высокой точностью при ограниченном количестве экспериментальных данных на этапе летных испытаний (эксплуатации).

В рамках решения этой задачи осуществлен анализ методов, базирующихся на моделях «нагрузка-прочность» и «отказ-успех».

Особенностью предложенных подходов является использование большего объема статистической информации. Помимо информации об аппаратах, завершивших свою работу, используется также информация об аппаратах, которые продолжают функционирование.

Введем следующие обозначения:

1. t_1, t_2, \dots, t_r – времена работы отказавших изделий;
2. $\tau_1, \tau_2, \tau_3, \dots, \tau_l$ – времена работы не отказавших изделий

где r, l – количество отказавших и не отказавших аппаратов соответственно.

Разработанные методы были рассмотрены применительно к КА «Глонасс-М», для которого характерно наличие сравнительно большого объема экспериментальных данных [1].

1. Метод, базирующийся на модели «нагрузка-прочность»

На этапе орбитального полета важнейшими показателями надежности являются вероятность безотказной работы (ВБР) и среднее время активного существования (САС).

Вероятность безотказной работы (ВБР) определяется с помощью следующего соотношения [2]:

$$P(\tau_p) = \text{Вер} \{T \geq \tau_p\},$$

где τ_p – заданное время работы КА, T – время безотказной работы КА.

Среднее время активного существования определяется по формуле [2]:

$$T_{\text{САС}} = M\{T\}$$

Время безотказной работы является случайной величиной (СВ), закон распределения которой должен быть определен. Вид закона распределения выбирается из тех или иных соображений.

В работе рассматривается использование данной модели применительно к экспоненциальному закону распределения времени безотказной работы. В силу высокой степени универсальности процесса Пуассона, предположение об экспоненциальном законе распределения времени безотказной работы является общепринятым.

Точечная оценка ВБР для экспоненциального закона распределения определяется по следующей формуле [2]:

$$\hat{p} = e^{-\hat{\lambda} * \tau_p}, \quad (1.1)$$

где $\hat{\lambda}$ – точечная оценка интенсивности отказов, которая определяется в рамках метода максимального правдоподобия.

Сущность метода максимального правдоподобия заключается в использовании принципа максимального правдоподобия, в соответствии с которым точечные оценки принимают значения, при которых вероятность получения имеющегося экспериментального материала максимальна.

Функция плотности распределения времени безотказной работы имеет следующий вид:

$$f(t, \theta_i)_{i=1,2,\dots,m},$$

где θ_i – некие параметры, описывающие закон распределения.

Функция правдоподобия L связана с вероятностью получения имеющегося экспериментального материала – P_{Σ} , которая определяется следующим соотношением:

$$P_{\Sigma} = \text{Bep}\{A \cap B\},$$

где A – событие, заключающееся в том, что время безотказной работы примет значения t_1, t_2, \dots, t_r , а B – событие, заключающееся в том, что время безотказной работы превысит значения $\tau_1, \tau_1, \dots, \tau_l$. Вероятности реализации событий A и B можно определить следующим способом:

$$P(A) = \prod_1^r f(t, \theta_i) dt_1 dt_2 \dots dt_r;$$

$$P(B) = \prod_1^l (1 - F(\tau_j, \theta_i)),$$

где $F(\tau_j, \theta_i)$ – функция распределения времени безотказной работы.

Применительно к решаемой задаче функция правдоподобия имеет вид:

$$L = \sum_1^r \ln(f(t, \theta_i)) + \sum_1^l \ln[1 - F(\tau_j, \theta_i)]$$

После того, как определена функция правдоподобия, находятся точечные оценки параметров θ_i .

Точечные оценки параметров θ_i находятся посредством решения системы алгебраических уравнений:

$$\frac{\partial L}{\partial \theta_i} = 0 (i = 1, 2, \dots, m) \tag{1.2}$$

Корреляционная матрица системы случайных величин (точечных оценок параметров θ_i) выглядит следующим образом:

$K=A^{-1}$;

$$A = \begin{bmatrix} -M \left\{ \frac{\partial^2 L}{\partial \theta_1^2} \right\} & -M \left\{ \frac{\partial^2 L}{\partial \theta_1 \partial \theta_2} \right\} & \dots & -M \left\{ \frac{\partial^2 L}{\partial \theta_1 \partial \theta_m} \right\} \\ \cdot & \cdot & \cdot & \cdot \\ \cdot & \cdot & \cdot & -M \left\{ \frac{\partial^2 L}{\partial \theta_m^2} \right\} \end{bmatrix}$$

Производные, входящие в данную матрицу, берутся при истинных значениях параметров θ_i , значения которых неизвестны, поэтому они заменяются их точечными оценками.

Функция правдоподобия применительно к экспоненциальному закону распределения примет вид:

$$L = \sum_1^r \ln(\lambda * e^{-\lambda t_i}) + \sum_1^l \ln(-e^{-\lambda \tau_j}) = r * \ln(\lambda) - \lambda \sum_1^r t_i - \lambda \sum_1^l \tau_j$$

Затем решается система уравнений 1.2 и определяется основной параметр для экспоненциального закона распределения – точечная оценка λ :

$$\hat{\lambda} = \frac{r}{\sum_1^r t_i + \sum_1^l \tau_j}$$

Полученная случайная величина обладает свойствами состоятельности, асимптотической несмещенности и эффективности.

В рамках метода максимального правдоподобия считается, что точечные оценки распределены в соответствии с нормальным законом распределения. В рассматриваемой ситуации необходимо учитывать, что случайная величина $\hat{\lambda}$ распределена в соответствии с усеченным нормальным законом.

Функция распределения данной случайной величины имеет вид:

$$F(\hat{\lambda}) = A \{ \Phi^*(h) - \Phi^*(h_0) \},$$

где $\Phi^*(h)$ – функция ошибок, h и h_0 – аргументы функции ошибок, а A – коэффициент усечения. Границы доверительного интервала находятся из следующих соображений:

$$\gamma = \text{Вер} \{ \lambda - \hat{\lambda} \} \{ \varepsilon \} = \text{Вер} \{ \lambda - \varepsilon \langle \hat{\lambda} \rangle + \lambda \} = A \left\{ 2\Phi^* \left(\frac{\varepsilon}{\sigma_{\hat{\lambda}}} \right) - 1 \right\};$$

$$\frac{\gamma}{A} = 2\Phi^* \left(\frac{\varepsilon}{\sigma_{\hat{\lambda}}} \right) - 1;$$

$$\frac{\varepsilon}{\sigma_{\hat{\lambda}}} = \arg \Phi^* \left(\frac{\gamma + A}{2A} \right) = t'_\gamma;$$

$$\varepsilon = t'_\gamma * \sigma_{\hat{\lambda}},$$

где γ – доверительная вероятность, t'_γ – квантиль нормального распределения, отвечающий доверительной вероятности $(1+\gamma)/2$, $\sigma_{\hat{\lambda}}$ – среднее квадратическое отклонение точечной оценки интенсивности отказов.

Основные параметры функции распределения находятся, исходя из следующих допущений:

$$M \{ \hat{\lambda} \} = \lambda;$$

$$D \{ \hat{\lambda} \} = -M \left(\frac{\partial^2 L}{\partial \lambda^2} \Big|_{\lambda} \right)^{-1} \approx \left(- \frac{\partial^2 L}{\partial \lambda^2} \Big|_{\lambda} \right)^{-1} \approx \frac{\hat{\lambda}^2}{r};$$

$$D \{ \hat{\lambda} \} = \frac{r}{\left(\sum_1^r t_i + \sum_1^l \tau_j \right)^2};$$

$$\sigma_{\hat{\lambda}} = \sqrt{D \{ \hat{\lambda} \}},$$

где λ – истинное значение параметра λ , $D \{ \hat{\lambda} \}$ – дисперсия точечной оценки интенсивности отказов.

Верхняя и нижняя граница интенсивности отказов определяется из следующих соотношений соответственно:

$$\bar{\lambda} = \hat{\lambda} + \varepsilon;$$

$$\underline{\lambda} = \hat{\lambda} - \varepsilon$$

Для одностороннего интервала используются следующие соотношения:

$$\frac{\varepsilon}{\sigma_{\hat{\lambda}}} = \arg \Phi^* \left(\frac{A-1+\gamma}{A} - \Phi^* (h_0) \right) = h'_\gamma;$$

$$\varepsilon = h'_\gamma * \sigma_{\hat{\lambda}},$$

где h'_γ – квантиль нормального распределения, отвечающий доверительной вероятности γ .

Выходными результатами являются следующие параметры:

Точечная оценка ВБР, которая определяется по формуле 1.1.

Нижняя граница ВБР определяется следующим соотношением [2]:

$$\underline{P} = e^{-\bar{\lambda} \tau_p}$$

Точечная оценка среднего времени активного существования (САС):

$$\hat{T}_{CAC} = \frac{1}{\hat{\lambda}} \left\{ e^{-\hat{\lambda} t_{\max}} \cdot (-\hat{\lambda} \cdot t_{\max} - 1) + 1 \right\} + t_{\max} \cdot e^{-\hat{\lambda} t_{\max}}$$

Нижняя граница САС:

$$\underline{T}_{CAC} = \frac{1}{\underline{\lambda}} \left\{ e^{-\underline{\lambda} t_{\max}} \cdot (-\underline{\lambda} \cdot t_{\max} - 1) + 1 \right\} + t_{\max} \cdot e^{-\underline{\lambda} t_{\max}}$$

Верхняя граница САС:

$$\bar{T}_{CAC} = \frac{1}{\bar{\lambda}} \left\{ e^{-\bar{\lambda} t_{\max}} \cdot (-\bar{\lambda} \cdot t_{\max} - 1) + 1 \right\} + t_{\max} \cdot e^{-\bar{\lambda} t_{\max}}$$

где t_{\max} – максимально возможное время работы КА.

Параметры 3-5 получены с учетом того, что время безотказной работы КА не может превышать некоторое значение – t_{\max} . Данное обстоятельство связано с наличием расходных материалов.

В этой ситуации математическое ожидание этого времени определяется с помощью следующего соотношения:

$$M\{T\} = \int_0^{t_{\max}} t \cdot f(t) dt + [1 - F(t_{\max})] t_{\max}$$

2. Метод, базирующийся на модели «отказ-успех»

Применяемый подход отличается от классического использованием информации об аппаратах, которые продолжают свое функционирование. Для определения времени безотказной работы этих аппаратов осуществляется моделирование оставшегося времени работы, которое базируется на задании закона распределения данного времени. Многократная имитация времени безотказной работы позволяет в рамках использования метода статистических испытаний найти оценки искомых характеристик надежности.

Используемые законы распределения:

- закон равномерной плотности;
- экспоненциальный закон.

2.1. Закон равномерной плотности

Время работы генерируется следующим образом:

$$t_i^{(k)} = \tau_i + \xi \cdot (t_{\max} - \tau_i),$$

где k – номер выборки ($k=1,2,\dots,N$); ξ – СВ, распределенная равномерно в интервале от нуля до единицы.

2.2. Экспоненциальный закон распределения

Время работы генерируется следующим образом:

$$t_i^{(k)} = -\frac{1}{\lambda(\xi_i)} \cdot \ln(1 - \xi)$$

При этом необходимо отбросить все времена, полученные меньше времени работы аппаратов, функционирующих по настоящее время. Также необходимо учитывать, что время безотказной работы аппарата не может быть больше максимально возможного времени.

Величина $\lambda(\xi)$ определяется формулой:

$$\lambda(\xi) = \hat{\lambda} + x_N \cdot \sigma_{\hat{\lambda}},$$

где x_N – СВ, распределенная в соответствии с нормированным нормальным законом распределения.

Точечные оценки ВБР и САС находятся по следующим формулам на каждом этапе имитации работы аппаратов [3]:

$$\hat{P}^{(k)} = 1 - \frac{n_0^{(k)}}{n};$$

$$\hat{T}_{CAC}^{(k)} = \frac{\sum_i t_i + \sum_i t_i^{(k)}}{n},$$

где $n_0^{(k)}$ – количество отказов, зафиксированных на каждом этапе имитации, n – общее число аппаратов.

Интервальные оценки определяются также на каждом этапе имитации. При этом полагается, что точечная оценка ВБР распределена в соответствии с биномиальным законом распределения, а САС – в соответствии с законом распределения Стьюдента:

$$\sum_{i=0}^{n_0^{(k)}} C_n^i (1 - \underline{P}^{(k)})^i \underline{P}^{(k)n-i} = 1 - \gamma;$$

$$\overline{T}_{CAC}^{(k)} = \hat{T}_{CAC}^{(k)} + \varepsilon_{\gamma};$$

$$\underline{T}_{CAC}^{(k)} = \hat{T}_{CAC}^{(k)} - \varepsilon_{\gamma};$$

где C_n^i – число сочетаний из n по i , ε_{γ} – границы доверительного интервала.

Для нахождения границ доверительного интервала используется формула [2]:

$$\varepsilon_\gamma = t_{n-1,\gamma} \sqrt{\frac{\hat{D}_t^{(k)}}{n}};$$

$$\hat{D}_t^{(k)} = \frac{\sum_i (\hat{T}_{CAC}^{(k)} - t_i)^2 + \sum_i (\hat{T}_{CAC}^{(k)} - t_i^{(k)})^2}{n-1},$$

где $t_{n-1,\gamma}$ – квантиль распределения Стьюдента, $\hat{D}_t^{(k)}$ – дисперсия времени безотказной работы.

Для определения оценок характеристик надёжности строятся вариационные ряды из полученных значений. Они позволяют получить математические значения данных случайных величин, которые принимаются в качестве искомым оценок характеристик надёжности:

$$\hat{P} = M \left\{ \hat{P}^{(k)} \right\};$$

$$\underline{P} = M \left\{ \underline{P}^{(k)} \right\};$$

$$\hat{T}_{CAC} = M \left\{ \hat{T}_{CAC}^{(k)} \right\};$$

$$\bar{T}_{CAC} = M \left\{ \bar{T}_{CAC}^{(k)} \right\};$$

$$\underline{T}_{CAC} = M \left\{ \underline{T}_{CAC}^{(k)} \right\};$$

Необходимые математические ожидания можно определить следующим соотношением (на примере $\hat{P}^{(k)}$):

$$M \left\{ \hat{P}^{(k)} \right\} = \frac{1}{N} \sum_i^N \hat{P}^{(k)}$$

Точность определения приведенных математических ожиданий отыскивается по формуле [3]:

$$\delta = \frac{t'_\gamma}{\hat{P}} \sqrt{\frac{1}{N(N-1)} \cdot \sum_i^N (\hat{P}^{(k)} - \hat{P})^2}$$

где t'_γ - квантиль нормального распределения.

Вводятся параметры, характеризующие точность определения ВБР и САС соответственно [3]:

$$\Delta_p = \frac{|P - \hat{P}|}{\hat{P}};$$

$$\Delta_T = \frac{|\bar{T}_{CAC} - \underline{T}_{CAC}|}{\hat{T}};$$

3. Анализ используемых методов

Для анализа результатов предложенных методов проводится проверка достоверности используемых подходов.

В основе проверки лежит использование вероятностно-статистического метода, в рамках которого используется абсолютно достоверная информация об аппаратах, которые завершили функционирование.

Определяются точечные и интервальные оценки вероятности безотказной работы и среднего времени активного существования:

$$\hat{P} = 1 - \frac{r_0}{r};$$

$$\hat{T}_{CAC} = \frac{1}{r} \sum_i t_i;$$

$$\sum_{i=0}^r C_r^i (1 - \bar{P})^i \bar{P}^{r-i} = (1 + \gamma) / 2;$$

$$\sum_{i=0}^r C_r^i (1 - \underline{P})^i \underline{P}^{r-i} = (1 - \gamma) / 2;$$

$$\bar{T}_{CAC} = \hat{T}_{CAC} - t_{r-1,\gamma} \cdot \sigma_{\hat{T}_{CAC}};$$

$$\underline{T}_{CAC} = \hat{T}_{CAC} + t_{r-1,\gamma} \cdot \sigma_{\hat{T}_{CAC}};$$

$$\sigma_{\hat{T}_{CAC}} = \sqrt{\frac{1}{r-1} \sum_i (\hat{T}_{CAC} - t_i)^2}$$

где r_0 – количество отказавших аппаратов, C_r^i – число сочетаний из r по i , $t_{r-1,\gamma}$ – квантиль распределения Стьюдента, $\sigma_{\hat{T}_{CAC}}$ – среднеквадратическое отклонение времени безотказной работы.

Если доверительные интервалы характеристик надежности оказываются вне полученных в результате анализа интервалов (при одинаковом значении доверительной вероятности), то данный подход должен быть забракован. В противном случае выбирается тот подход, который обеспечивает более высокую точность.

В таблице представлены расчеты основных показателей надежности при использовании предложенных методик, а также при анализе.

Таблица 1 – Результаты расчетов

З-н	Модель «нагрузка-прочность»	Модель «отказ-успех»		Проверка достоверности используемых подходов
	Экспоненциальный закон	З-н равномерной плотности	Экспоненциальный закон	
$\gamma=0.97$				
\hat{P}	0.861	0.7690	0.8271	0.625
\hat{T}_{CAC}	131.668	101.0011	115.4688	75.525
\underline{P}	0.768	0.5639	0.6191	0.3306
\overline{P}				0.8639
\overline{T}_{CAC}	147.092	121.1390	139.7446	124.53
\underline{T}_{CAC}	118.369	80.8632	91.1930	26.52
δ_P	0.108	0.2667	0.1949	0,4266
$\delta_{T_{CAC}}$	0.109	0.1994	0.2102	0,6492
δ		3.0550e-04	5.5347e-04	

1. По результатам видно, что доверительные интервалы полученных характеристик надежности пересекаются с интервалами, полученными в результате анализа. Что дает основание полагать, что эти результаты находятся в соответствии с экспериментальными данными.

2. Среди предложенных методов наибольшей точностью отличается метод, базирующийся на модели «нагрузка-прочность».

3. Пересечение границ при использовании разных законов распределения дает основание для принятия гипотезы, в соответствие с которой время безотказной работы распределено в соответствие с трансформированным экспоненциальным законом, т.е. в условиях ограничения максимального времени работы.

Таким образом, результаты выполненной работы позволяют сделать вывод, методика оценки характеристик надежности должна базироваться на модели «нагрузка-прочность» и принятии гипотезы о трансформированном экспоненциальном законе распределения времени безотказной работы КА.

Библиографический список

1. Информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения. Прикладной потребительский центр Глонасс [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.glonass-iac.ru/GLONASS/>

2. Оценка характеристик надежности изделия на этапе экспериментальной отработки: Методические указания к выполнению домашнего задания/ Сост. В.А. Бабук; Балт. гос. тех. Ун-т. СПб, 2001. 15 с.

3. Надежность космического аппарата: Методические указания к выполнению домашнего задания/ Сост. В.А. Бабук; Балт. гос. тех. ун-т. СПб, 2001, 12 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА С ЧАСТИЦАМИ В ОКОЛОСОПЛОВОМ ПРОСТРАНСТВЕ

А.С. Беляева, И.В. Тетерина

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

Ракетные двигатели твердого топлива являются одним из основных типов двигателей современных ракетно-космических систем и ракетного вооружения. Они находят широкое применение в качестве маршевых двигателей, стартовых ускорителей и разгонных блоков, а также двигателей вспомогательного назначения. Кроме того, ракеты с РДТТ используют в народно-хозяйственных целях, например, для борьбы с градом, бурения скважин, зондирования высоких слоев атмосферы и т.д. Из опубликованных данных следует, что большинство существующих и вновь разрабатываемых ракет оснащаются двигателями твердого топлива. Этому способствуют их основные достоинства, такие как высокая надежность, простота эксплуатации, постоянная готовность к действию. Но также РДТТ обладают и рядом существенных недостатков: зависимостью скорости горения твердого ракетного топлива (ТРТ) от начальной температуры топливного заряда; относительно низким значением удельного импульса ТРТ; трудностью регулирования тяги в широком диапазоне.

К корпусу РДТТ, который также является и КС ракетного двигателя, присоединяется реактивное сопло или несколько сопел, образующих сопловой блок. Сопловой блок служит для разгона ПС топлива до скорости, превышающей скорость звука, и создания тяги посредством преобразования одного вида энергии в другой: тепловой энергии топлива в кинетическую. В результате возникает сила отдачи, противоположно направленная истечению газовой струи и называемая реактивной силой, или тягой. Сопловой блок соединяется с задним днищем различным образом, а для небольших двигателей составляет с ним одно целое.

Конструкция соплового блока определяется необходимой тягой, удельным импульсом тяги, давлением в КС, временем работы двигателя и габаритными ограничениями. Конструкция обычно определяется с учетом выбранного топлива и заданной траекторией полета ракеты.

С целью улучшения энергомассовых характеристик крупногабаритных РДТТ часто используются сопла, утопленные в камеру сгорания, с конструктивными уступами и стыками разноносимых материалов (рисунок 1). При использовании утопленного сопла можно уменьшить продольный размер двигателя, но нужно учесть, что это порождает комплекс проблем, которые связаны с обтеканием сопла высокотемпературным потоком. Для односопловой конструкции за счет увеличения степени утопленности сопла в заряд можно повысить коэффициент весового совершенства двигателя. Усложнение конструкции приводит к необходимости оценки внутренней газодинамики в окрестности утопленного сопла.

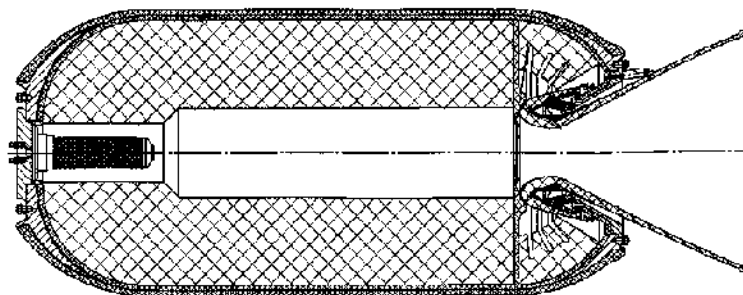


Рис. 1. Ракетный двигатель твердого топлива с утопленным соплом

Данные физического и вычислительного эксперимента показывают, что существует два режима обтекания утопленного сопла:

- 1) режим с оттеснением канального потока от поверхности сопла (режим 1). В этом режиме поток, поступающий из надсопловой части заряда полностью омывает всю поверхность сопла.
- 2) режим с проникновением канального потока к поверхности утопленного сопла (режим 2). В таком режиме поток, приходящий из канала заряда, частично оттесняет надсопловой поток и достигает поверхности сопла, образуя локализованные области с точками и зонами торможения.

В РДТТ различного назначения широко используются металлосодержащие топлива, что приводит к возникновению течений продуктов сгорания с частицами, представляющими собой расплавленные частички металла, который воспламеняется и горит уже в потоке. В совокупности со сложной

геометрией проточного тракта в окрестности утолщенного сопла возникает необходимость прогнозирования поведения потока продуктов сгорания и осаждения частиц конденсированной фазы на ограничивающие поверхности. При выпадении частиц на стенку возможна интенсивная эрозия сопла (вплоть до нарушения работоспособности), дополнительные потери удельного импульса как непосредственно из-за встречи частиц со стенкой, так и из-за появляющейся при этом дополнительной шероховатости. Движение частиц, их взаимодействие со стенками сопла оказывают сильное влияние на работоспособность конструкции соплового блока и на тяговые характеристики сопла, например, на коэффициент тяги.

В данной работе средствами пакета программ Ansys моделируется околосопловое двухфазное течение в окрестности соплового блока, утолщенного внутрь заряда. Рассматривается только дозвуковой участок контура (до горла сопла). Форма сопла задается 5 опорными точками и значениями двух радиусов – радиуса скругления носика сопла и радиуса горла сопла, так называемого критического сечения (рисунок 2а). Контур сопла представляется совокупностью четырех прямолинейных участков, формирующих цилиндрические и конические поверхности сопла, и двух радиусных участков – носика сопла и входного участка, радиус которого принимается равным двум радиусам критического сечения сопла. Расчетная область представлена на рисунке 2б.

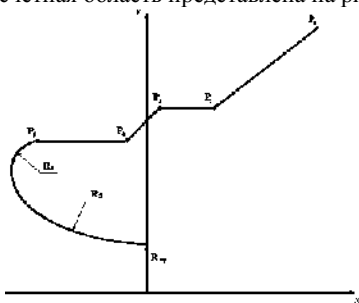


Рисунок 2а – Контрольные точки на контуре сопла

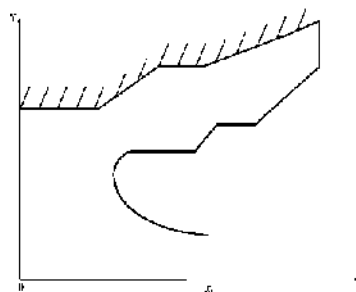


Рисунок 2б – Расчетная область

Для постановки граничного условия на входной границе расчетной области использовался принцип декомпозиции модели. Предварительно рассчитывалось течение в канале заряда твердого топлива. Длина канала заряда 3 метра. После проведения расчета в сечении, расположенном на расстоянии 0,45 м от начала координат, в файл были записаны результаты расчета скорости потока продуктов сгорания. После чего расчетная область была разбита на части, а на входной границе утолщенного сопла в качестве граничного условия был задан записанный профиль скорости (рисунок 3).

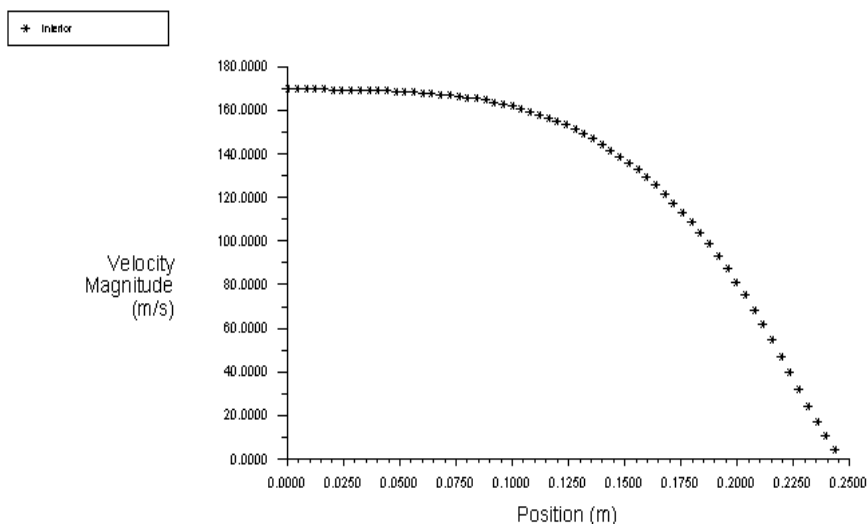


Рисунок 3 – Профиль скорости

В качестве параметров продуктов сгорания внутри канала заряда использовались следующие условия: давление 8004675 Па, температура 3700 К. На массоподающей поверхности, имитирующей

поверхность горения твердого топлива задавались следующие условия: массовый расход продуктов сгорания 53 кг/с, температура – 3700 К. В выходном сечении расчетной области параметры продуктов сгорания были рассчитаны по приближенной методике с помощью газодинамических функций (давление 4154325 Па, температура 3082 К).

Расчеты газового поля течения проводятся на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, для замыкания которых применяется $k - \epsilon$ модель турбулентности с пристеночными функциями. После расчета поля течения рассчитывались траектории частиц в лагранжевой постановке. Каждая индивидуальная частица определяется своими геометрическими и физическими параметрами. В работе рассмотрены частицы трех разных размеров (диаметры частиц 10 мкм, 30 мкм, 50 мкм) и проанализировано их осаждение на внутренние поверхности КС и сопловой блок.

Результаты расчета поля течения представлены на рисунке 4. Течение в предсопловом объеме формируется за счет вдува газа, который имитирует горение твердого топлива и выделение продуктов сгорания. Данное упрощение принято для того, чтобы не включать в математическую модель процесса кинетику горения топлива, которая бы усложнила постановку задачи расчета газодинамической обстановки в околосопловом пространстве.

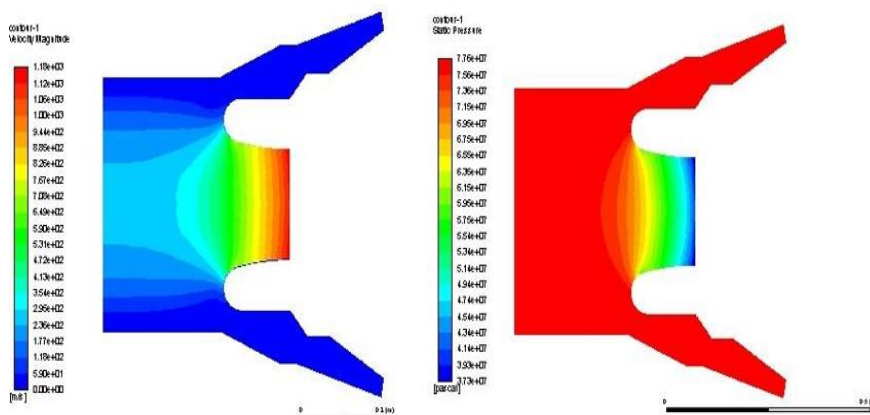


Рис. 4. Поле распределения скорости и давления

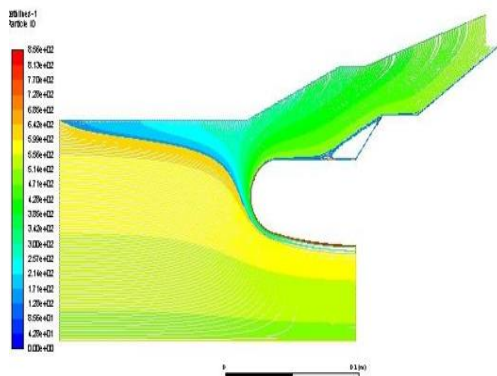


Рис. 5. Линии тока течения газа



Рис. 6. Вектор скорости

В кольцевом зазоре отчетливо видна вихревая зона (рисунок 5 и 6). Основными причинами усложнения структуры течения являются взаимодействие двух потоков – основного потока, вытекающего из канала заряда твердого топлива, и дополнительного потока, вытекающего из кольцевого зазора между внешней поверхностью утолщенной части сопла и горячей поверхностью заряда.

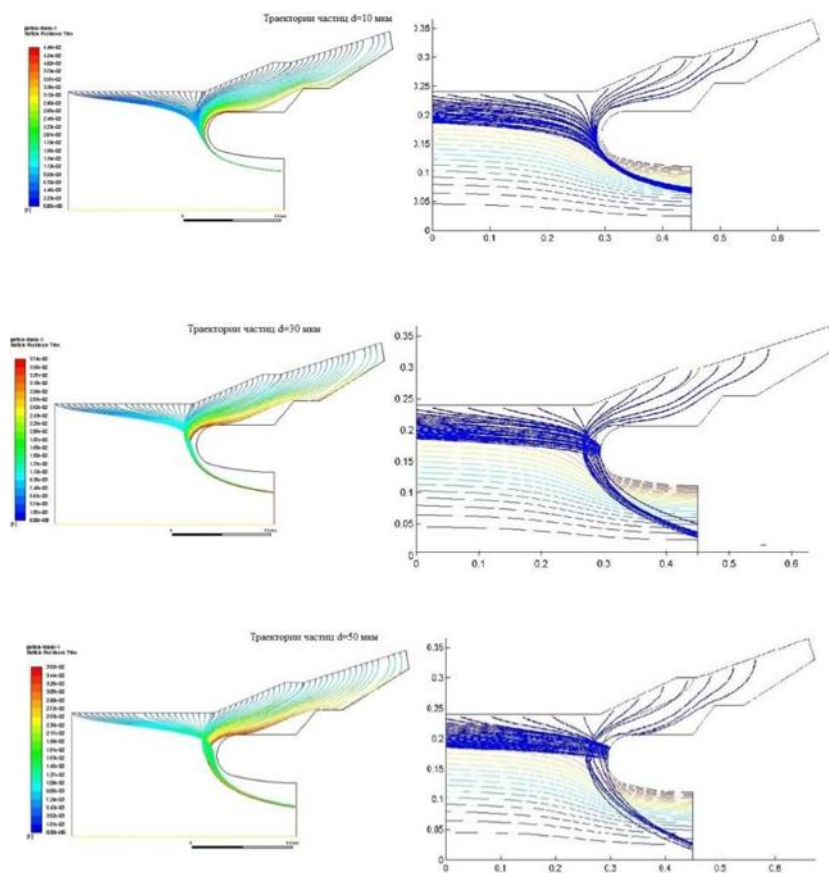


Рис. 5. Сравнение траекторий частиц

Результаты моделирования, представленные на рисунке 7, показывают, что за счет инерционных свойств более крупных частиц они осаждаются на стенки соплового блока. Мелкие частицы, в основном, сносятся потоком. Инерционное выпадение частиц чаще всего приходится на лобовую поверхность утолщенного сопла.

Результаты вычислительного моделирования задачи двухфазного околосоплового течения в пакете программ Ansys (рисунок 7 слева) сравнивались с результатами решения подобной задачи в более упрощенной постановке средствами самостоятельного программирования, реализованными в системе Matlab (рисунок 7 справа). Наблюдается некоторое отличие в поведении частиц конденсированной фазы связанное, прежде всего, с отсутствием учета предыстории образования конденсированных частиц в канале заряда РДТТ. Кроме того, в этих постановках задач использовались различные способы задания профиля скорости потока на левой границе расчетной области.

Таким образом, в данной работе рассматривается задача о двухфазном течении в околосопловом пространстве проточного тракта. Для решения поставленной задачи были рассчитаны контрольные точки геометрической модели, представляющие собой типовую конструкцию утолщенного сопла. Численно моделируется течение продуктов сгорания, рассчитываются траектории движения частиц конденсированной фазы продуктов сгорания твердого топлива в компоновке двигателя с утолщенным соплом с помощью программного пакета Ansys и вычислительной среды Matlab. Получены зависимости количества осаждаемых частиц от их размера. Проведено сравнение траекторий движения частиц в вычисленном заранее поле течения газа. Наглядно показана проблема усложнения структуры течения, возникающая при использовании утолщенного сопла.

Библиографический список

1. Волков К.Н., Емельянов В.Н., Тетерина И.В., Яковчук М.С. Газовые течения в соплах энергоустановок Москва: Физматлит, 2017.

2. Вальгер С.А., Данилов М.Н., Захарова Ю.В., Федорова Н.Н. Основы работы в ПК ANSYS 16.0. Учебное пособие, Новосибирск 2015
3. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Газовые течения с массоподводом в каналах и трактах энергоустановок Москва: Физматлит, 2011.
4. Бурдогов С.И., Корепанов М.А., Кузнецов Н.П., Кургузкин М.Г., Мелешко В.Ю., Мокрушин Б.С., Поник А.Н., Тенев В.А., Тухватуллин З.А. Утилизация твердотопливных ракетных двигателей. Москва - Ижевск, 2008 г.
5. Черный Г.Г. Газовая динамика. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1988. 424 с

УДК 629.7.036.34

**ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОФИЛЯ СВЕРХЗВУКОВОГО МАЛОРАЗМЕРНОГО
ВЕНТИЛЯТОРА ПО ДВУХМЕРНЫМ СЕЧЕНИЯМ.**

Боровик И.Н., Боровиков Д.А., Тезиков С.Е., Агапов А.В.

Московский авиационный институт (национально исследовательский университет)

На сегодняшний день все более актуальной темой становится развитие беспилотных летательных аппаратов, использующих в качестве силовой установки малоразмерные газотурбинные двигатели (ГТД). Большинство малоразмерных двигателей выполнено по одновальной одноконтурной схеме, имеющей ряд недостатков, в частности высокий расход топлива. Для повышения топливной эффективности малоразмерных ГТД, работающих на подобных аппаратах, можно перейти к двухконтурной схеме. Для оценки преимуществ двухконтурного малоразмерного двигателя в системе беспилотного летательного аппарата (БПЛА) требовалось спрофилировать и построить характеристику малоразмерного вентилятора. При этом малоразмерные двигатели имеют высокие обороты и как следствие сверхзвуковые скорости набегающего потока на периферии основных компрессорных лопаток, что требует для перехода к двухконтурной схеме либо повышение размеров газогенератора, что позволит снизить рабочие обороты, либо профилирования сверхзвуковых лопаток вентилятора.

В качестве двигателя прототипа, который предполагается модифицировать до двухконтурного был выбран двигатель Regasus имеющий расход воздуха на расчетном режиме 280 г/с и тягу на расчетном режиме 100 Н. В связи с отсутствием отработанных методик профилирования малоразмерных сверхзвуковых вентиляторов было принято решение найти оптимальный профиль с помощью автоматизированных программных средств. Для поиска оптимальной формы профиля вентилятора было принято решение использовать математическое моделирование в программном комплексе ANSYS CFX. Для оптимизации был подготовлен профиль вентилятора в программном комплексе NX, заданный в полярных координатах. Были рассмотрены различные конфигурации с различными степенями свободы, в итоге максимальное повышение КПД показал профиль, имевший 14 непрерывных (описывающих форму профиля) и одну дискретную (количество лопаток) степеней свободы с 2-я точками на спинке и 3-я на корытце. Общий вид геометрии расчетной области представлен на рисунке 1.

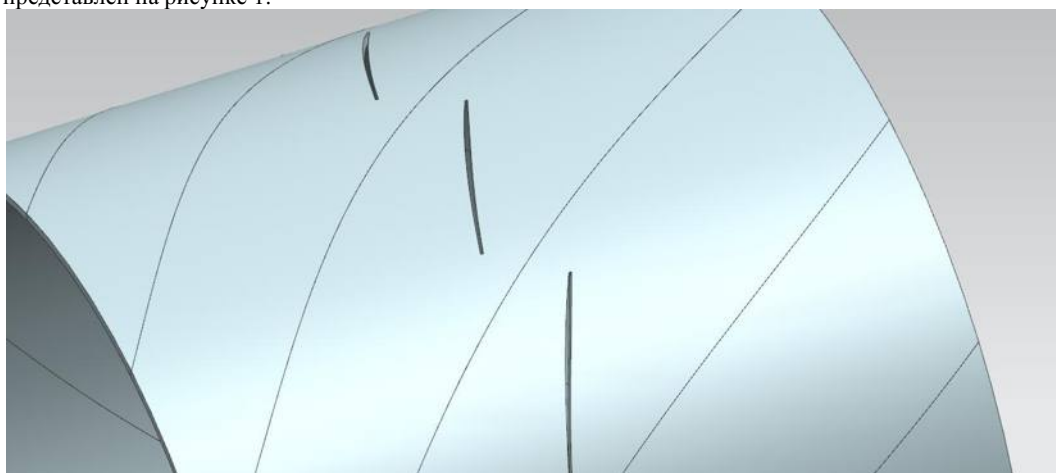


Рис.1. Геометрия расчетной области

В связи с имеющимися ограничениями трехмерный профиль строился из серии псевдо двухмерных участков, т.е. было принято допущение, что течение в вентиляторе имеет слоистую структуру и не допускает тепломассообмена между слоями. Для расчета одного профиля строилась псевдо двухмерная сетка имевшая 2 элемента в толщину. Наиболее качественный результат показала сетка типа Hexa Dominant с Inflation на поверхности лопатки с первым слоем толщиной 0.01 мм, 15 слоями и дополнительным измельчением элементов на входной и выходной кромке, при данных настройках на сетку одного сечения приходилось порядка 20000 элементов (рис.2).

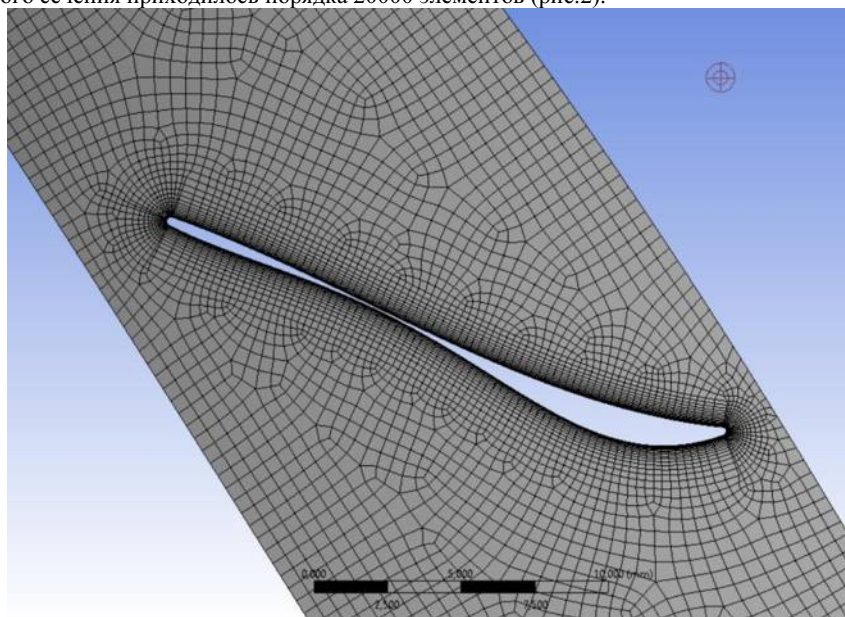


Рис.2. Расчетная сетка оптимизированного периферийного двухмерного профиля

Максимальная допустимая высота лопатки и степень двухконтурности двигателя с подобным вентилятором выводилась из прочностного расчета, который показал, что стали и алюминий не позволяют изготовить вентилятор для подобного двигателя, а лопатка изготовленная из титана с пределом прочности 930МПа и плотностью 4620 кг/м³ при расчетных оборотах газогенератора 110000 об/мин, может иметь диаметр до 45мм.

Было подготовлено 4 профиля следующих сечений: периферийного (1 от высоты лопатки), трансзвуковое (0.6 от высоты лопатки), корневое (0.2 от высоты лопатки) и сечения между корневым и трансзвуковым (0.35 от высоты лопатки). Расчет каждого сечения проводился в несколько этапов:

- Расчет не оптимизированного сечения с заданным полным давлением и температурой на входе, открытой границей со статическим давлением и температурой на выходеи стенкой с проскальзыванием на втулке и стенке. Из данного этапа получался расход воздуха через сечение
- Расчет не оптимизированного сечения с заданным полным давлением и температурой на входе, расходом воздуха на выходе и стенкой с проскальзыванием на втулке и стенке. Данный этап давал начальное приближение для ускорения расчетов при оптимизации.
- Оптимизация профиля методом адаптивной многопараметрической оптимизации (Adaptive Multi-objective)

В качестве критериев оптимальности были выбраны степень повышения полного давления в сечении формула (1) и КПД формула (2).

$$\pi_k^* = \frac{P_k^*}{P_B^*}$$

$$\eta = \frac{\frac{k-1}{k} * \log \frac{P_k}{P_B^*}}{\log \frac{T_k^*}{T_B^*}}$$

Где k-показатель адиабаты, P_k*- полное давление за компрессором, P_B*- полное давление перед компрессором, T_k*-полная температура за компрессором, T_B*- полная температура перед компрессором.

На оптимизацию каждого профиля приходилось порядка 750 вариантов геометрии. В качестве выходных параметров оптимизации сечения выступали параметры геометрии. На рис.3 представлены поля полных давлений, а также вид этих сечений до и после оптимизации.

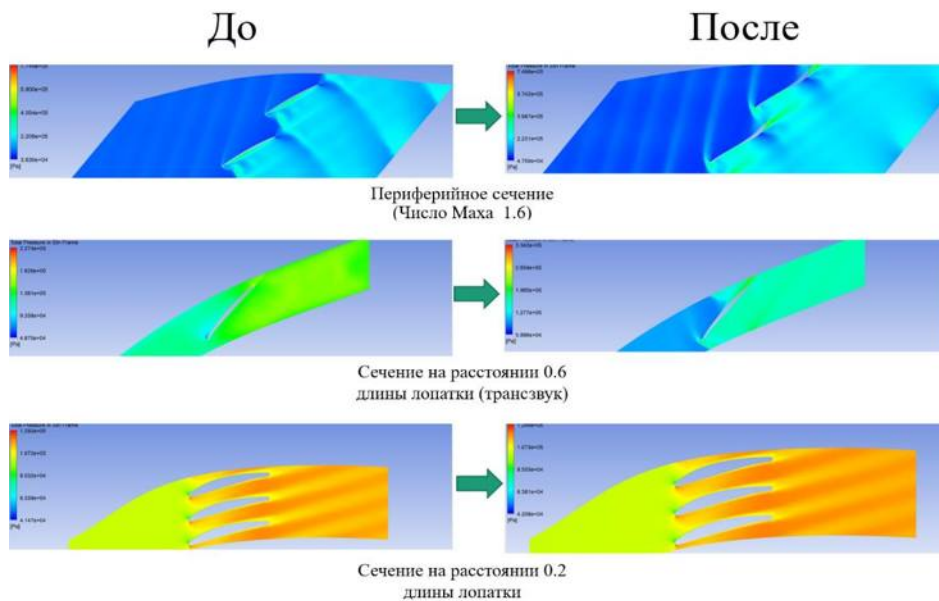


Рис.3.Сечения лопатки до и после оптимизации

В таблице 1 представлены параметры сечений до и после оптимизации. В корневом сечении КПД увеличился на 6% и составил 85%, в трансзвуковом сечении увеличился на 55% и составил 84%, в сверхзвуковом увеличился на 3%, при этом существенно увеличилась степень повышения полного давления.

Таблица 1.

Сечение (относительная высота лопатки)	КПД до оптимизации	КПД после оптимизации	Число маха на входе	Степень повышения полного давления до оптимизации	Степень повышения полного давления после оптимизации
Корневое сечение (0.2)	0.79	0.85	0.39	1.14	1.15
Среднее сечение (0.35)	0.81	0.92	0.82	1.25	1.29
Трансзвуковое сечение (0.6)	0.39	0.84	1.06	1.45	1.58

Периферийное сечение (1)	0.67	0.70	1.56	1.86	2.04
--------------------------	------	------	------	------	------

В результате расчета сечений была получена оптимальная геометрия профилей для каждого сечения в абсолютной системе координат. Полученные сечения были объединены в трехмерную лопатку вентилятора (рис.4).

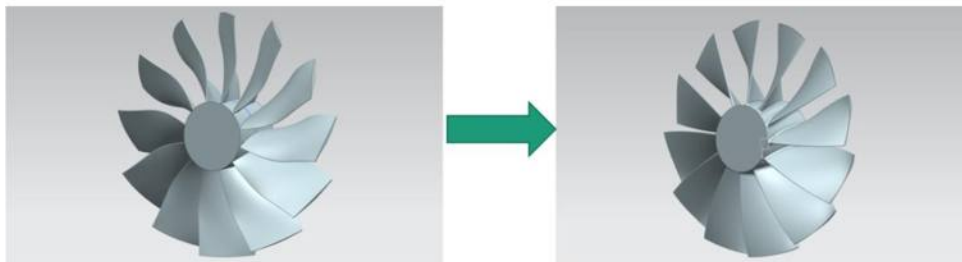


Рис.4. Вентилятор из не оптимизированных сечений(слева) и вентилятор из оптимизированных сечений (справа)

Специфичный вид вентилятора до оптимизации связан с пренебрежением расчета оптимального положения сечений друг относительно друга, так как они не оказывали влияния на процесс оптимизации каждого сечения. Полученный вентилятор был рассчитан в трехмерной постановке с учетом пограничного слоя. На рис.5 представлено векторное поле скоростей по основным сечениям лопатки в трехмерной постановке.

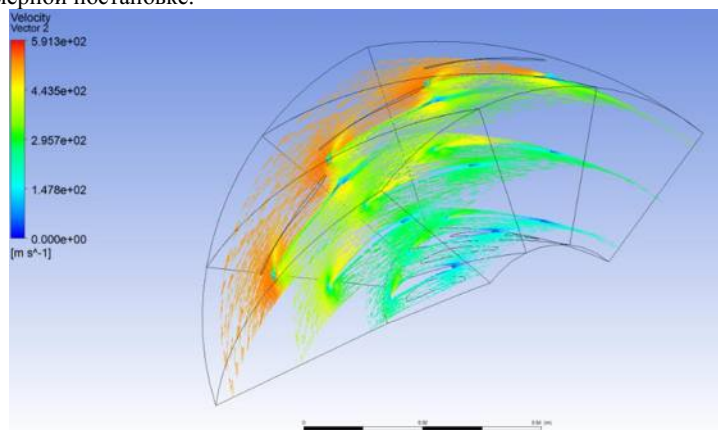


Рис.5. Векторное поле скоростей в вентиляторе

После термогазодинамического расчета был проведен расчет на прочность для оценки возможности изготовления и испытания подобной лопатки. В качестве материала был выбран титан, аналогичный использованному в предварительном прочностном расчете. В качестве нагрузок задавалась частота вращения 110000 об/мин и поля давлений на поверхности лопатки из термогазодинамического расчета. В качестве выходных данных расчета выступал минимальный запас прочности вентилятора. Запас прочности рассчитывался по формуле (3).

$$n = \frac{\sigma_B}{[\sigma]}$$

Где n - запас прочности, σ_B - предел прочности материала, $[\sigma]$ - расчетное значение локальных напряжений.

Минимальный запас прочности составил 1.1, что удовлетворяет требованиям прочности. Концентратором напряжений являлся узкий перешеек на периферийном сечении и в меньшей степени, с запасом прочности 1.16 корневое сечение.

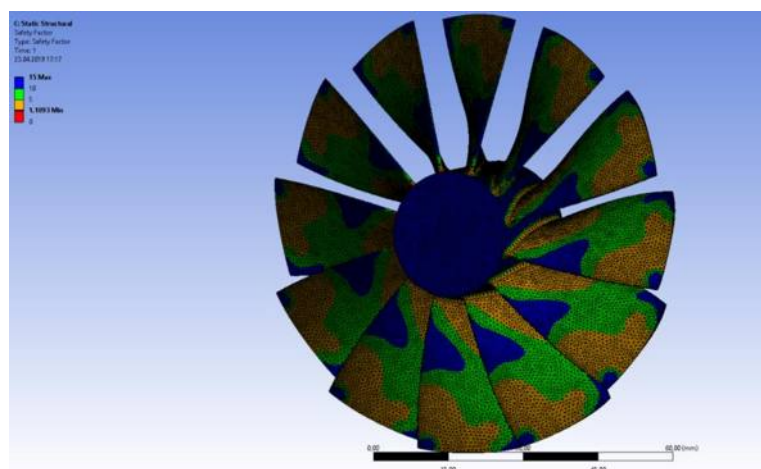


Рис.6. Запас прочности лопаток вентилятора

Интегральные параметры получившегося в результате оптимизации вентилятора приведены в таблице №2.

Таблица №2

Параметр	Значение
Расход воздуха, кг/с	1.104
КПД	0.808
Степень повышения полного давления	1.567
Рабочие обороты, об/мин	110000
Мощность, Вт	54922

Представленная методика позволила получить малоразмерный трансзвуковой вентилятор для малоразмерного воздушно-реактивного двигателя в условиях ограничений на количество варьируемых параметров доступных вычислительных ресурсов и отработанных методик. Полученный вентилятор может быть использован при разработке малоразмерного двухконтурного ГТД.

Библиографический список

1. Микро-ТРД для беспилотных летательных аппаратов. / Ростопчин В.В // ЦНИИ АРКС. //www.uav.ru
2. Оптимизация конструкции деталей и узлов ГТД / Темис Ю.М., Якушев Д.А. // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева (национального исследовательского университета). 2011. №3-1 (27). С. 183-186.
3. Анализ лопастей турбины ГТД из карбида титана в пакете Ansys / Илясов В.В., Ашканов А.В., Попова И.Г. // Молодой учёный № 18 (122) / 2016. Стр. 16-19. ISSN 2072-0297
4. Построение 3D моделей лопаток вентилятора газотурбинного двигателя в cad-системе по данным контрольно-измерительных мероприятий. / Архипов А. Н., Равикович Ю. А., Федоров И. М., Холубцев Д. П. //DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-3-7-16
5. Кулагин, В.В. Теория, расчёт и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок / В.В. Кулагин // Основы теории ГТД: учебник. Кн.1: Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. Кн.2: Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики. - М.: Машиностроение. 2002. - 616 с.
6. Широкохордные лопатки вентиляторов для ТРДД 5-6 поколений. / Каблов Е.Н., Скибин В.А., Абузин Ю.А., Кочетов В.Н., Шавнев А.А., Каримбаев Т.Д., Луппов А.А. //«Конверсия в машиностроении». № 5. 2006 г.
7. Многокритериальная multidisciplinary оптимизация лопатки рабочего колеса вентилятора на основе генетического алгоритма / Пьянков К.С., Телляева Н.И. // Техника воздушного флота. 2010. Т.84. №3. С. 58-67.
8. Расчёт пространственной структуры потока в ступени осевого компрессора в программном комплексе AnsysCFX: учеб. пособие / О.В. Батурин [и др.]. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та. 2011. – 101 с.

9. Автоматизация процесса построения измеренной и параметрической 3D-модели рабочей лопатки вентилятора по данным КИМ / Шевяков А.О. // Сборник тезисов докладов XLIV Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения – 2018».

10. The optimization and flow diagnoses for a transonic fan with stage flow condition / Huanlong Chen. Yong Qin. Ruoyu Wang // Aerospace and technology. volume 80. September 2018. pages 247-260.

УДК 629.782
ИССЛЕДОВАНИЕ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КОНСТРУКЦИИ ТОРОВОГО ТОПЛИВНОГО ОТСЕКА РАЗГОННОГО БЛОКА

Буянов Д.О., Евстафьев В.А.

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

В состав многих современных космических аппаратов (КА) входят крупногабаритные маложесткие трансформируемые конструкции (например, параболические антенны диаметром до 50 м), в сложном состоянии занимающие большое пространство под обтекателем ракеты-носителя. В связи с этим достаточно актуальным становится уменьшение габаритов разгонного блока (РБ) по высоте, позволяющее увеличить объем зоны полезной нагрузки [1, 2].

Одним из возможных способов уменьшения продольных габаритов РБ является использование топливного отсека в виде тора, содержащего баки горючего и окислителя [3]. Для обеспечения требуемого положения центра масс разгонного блока относительно строительных осей тор содержит два бака горючего и два бака окислителя, расположенных симметрично (рис. 1). Баки разделены четырьмя днищами в виде сферических сегментов, которые обращены выпуклостями в сторону полостей с более низким давлением, т.е. в сторону баков горючего. В нижней части отверстия тора размещается маршевый двигатель 1 (рис.2), а в верхней – приборный контейнер 2. Двигатель и контейнер крепятся к силовому кольцу, расположенному в области внутреннего экватора тора. По внешнему экватору тора размещены восемь кронштейнов для соединения РБ с адаптером ракеты-носителя и установки КА.

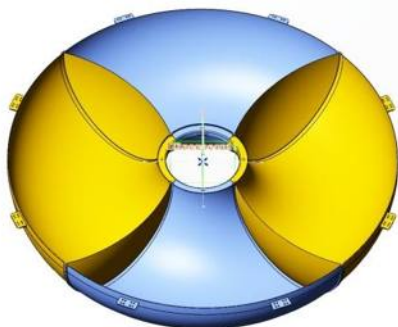


Рисунок 1 – Торový бак

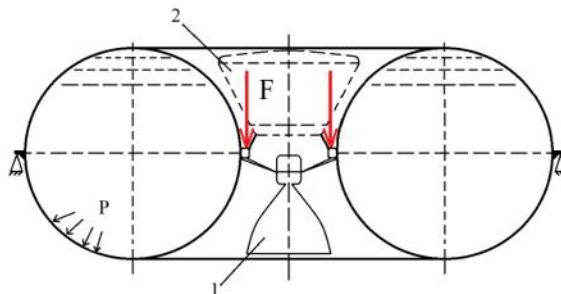


Рисунок 2 – Расчетная схема конструкции

В настоящей работе приведены некоторые результаты исследования напряженно-деформированного состояния конструкции торového топливного отсека с использованием программного пакета конечно-элементного анализа ANSYS. Рассмотрен один из наиболее актуальных с точки зрения прочности случаев нагружения конструкции: случай максимальной продольной перегрузки на участке выведения КА. Расчеты были выполнены для трех материалов конструкции: титанового сплава ВТ14, стали 09Х16Н4Б и алюминиевого сплава АМг6. Толщины оболочек тора подбирались таким образом, чтобы коэффициенты запаса прочности для всех материалов были приблизительно равны единице. Схема нагружения конструкции приведена на рис. 2, где $F = 16500 \text{ Н}$ – массовая нагрузка, p – давление (сумма давления наддува и гидростатического давления). Тор закреплен по восьми кронштейнам, расположенным на внешнем экваторе (запрещены перемещения вдоль оси симметрии тора). Исходные данные для расчета напряженно-деформированного состояния конструкции представлены в таблице 1.

Примеры распределения напряжений и перемещений в оболочке топливного отсека из титанового сплава приведены на рис. 3 и рис. 4, соответственно.

Таблица 1 – Исходные данные

Параметр	Значение
Наружный диаметр тора, м	3,9
Внутренний диаметр тора, м	0,9
Вылет днищ, м	0,175
Плотность горючего, кг/м ³	790
Плотность окислителя, кг/м ³	1440
Давление наддува баков горючего, Па	$2,5 \cdot 10^5$
Давление наддува баков окислителя, Па	$3 \cdot 10^5$
Максимальная продольная перегрузка	4,2
Коэффициент безопасности	1,35

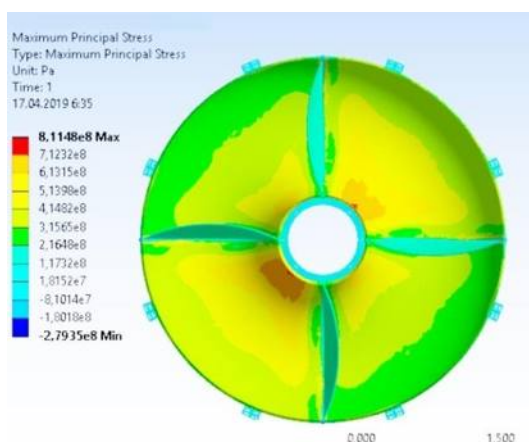


Рисунок 4 – Напряжения в оболочке тора

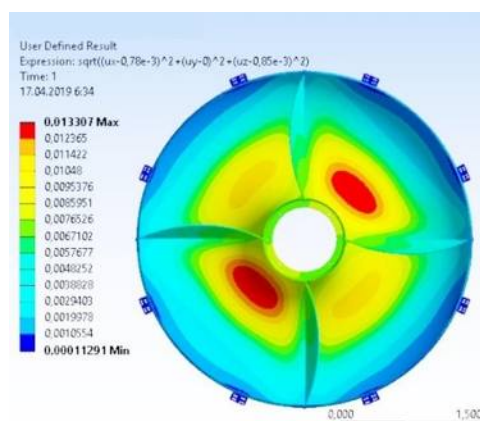


Рисунок 3 – Деформации оболочки тора

Расчеты показали, что характер распределения напряжений и перемещений по конструкции торового топливного отсека для титанового сплава и стали почти одинаков. В первом случае зона максимальных напряжений расположена в торовых оболочках баков окислителя вблизи промежуточных днищ немного ниже внешнего экватора тора (зона краевого эффекта). Еще одна зона с высокими напряжениями находится в средней части баков окислителя между внутренним экватором тора и окружностью, соответствующей максимальному гидростатическому давлению. Во втором случае напряжения в средней части баков окислителя немного выше, чем вблизи промежуточных днищ. Зона максимальных напряжений в топливном отсеке из алюминиевого сплава расположена в средней части баков окислителя над внутренним экватором тора (зона краевого эффекта). Вторая зона с относительно высокими напряжениями находится, как и в случае первых двух материалов, в средней части баков окислителя ниже внутреннего экватора тора.

В топливных отсеках из титанового сплава и стали имеются также небольшие области с отрицательными (сжимающими) напряжениями. Максимальные отрицательные напряжения имеют место в торовых оболочках баков горючего вблизи промежуточных днищ выше внешнего экватора тора. В отсеке из алюминиевого сплава сжимающие напряжения на порядок меньше.

Зоны с максимальными перемещениями в торовых топливных отсеках из всех материалов расположены в средних частях баков окислителя между внутренним экватором тора и окружностью, соответствующей максимальному гидростатическому давлению. Максимальные перемещения для оболочек из алюминиевого сплава и стали примерно одинаковы, из титанового сплава – вдвое больше.

Силовое кольцо, расположенное в области внутреннего экватора тора, перемещается вдоль оси симметрии вниз. Это перемещение в случае титанового сплава примерно в два раза больше, чем в случаях алюминиевого сплава и стали.

Основные результаты расчетов приведены в таблице 2.

Таблица 2. Основные результаты расчетов

Материал Параметр	BT14	09X16H4B	AMг6
Толщина стенки тора, мм	0,9	0,9	4
Толщина стенки днищ, мм	0,9	0,9	4
Максимальные напряжения, Па	$8,1 \cdot 10^8$	$7,1 \cdot 10^8$	$1,7 \cdot 10^8$
Максимальные перемещения, мм	13,3	7,4	6
Коэффициент запаса прочности	1,09	1,08	1,02
Масса конструкции, кг	263	458	527

По результатам исследования могут быть сделаны следующие выводы. 1. Зона максимальных напряжений в топливном отсеке из BT14 расположена в торвых оболочках баков окислителя вблизи промежуточных днищ и связана с наличием краевых эффектов. В отсеке из 09X16H4B эта зона находится в средней части баков окислителя между внутренним экватором тора и окружностью, соответствующей максимальному гидростатическому давлению. Максимальные напряжения в конструкции из AMг6 имеют место в средней части баков окислителя над внутренним экватором тора (краевой эффект). 2. Наименьшие максимальные деформации имеют оболочки из сплава AMг6 и стали 09X16H4B. Максимальные деформации оболочки из сплава BT14 примерно в два раза превышают аналогичные величины для AMг6 и 09X16H4B. 3. Наименьшая масса у топливного отсека из сплава BT14, наибольшая – из сплава AMг6.

Результаты проведенного исследования могут быть использованы при разработке конструкций торвых топливных отсеков летательных аппаратов.

Библиографический список

1. Мишин В.П. Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов. / Б.В. Грабин, О.И. Давыдов, В.И. Жихарев и др. М.: Машиностроение, 1991 – 416 с.
2. Никольский В.В. Основы проектирования автоматических космических аппаратов. / В.В. Никольский; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2007. – 230 с.
3. Евстафьев В.А. Конструирование космических аппаратов. Часть 1. / В.А. Евстафьев; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2018.

УДК. 621.4

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ ВНУТРИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ Бутенко Д.С.

Научный руководитель – А.В.Побелянский

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

В настоящее время при создании БПЛА в России используются только импортные силовые установки с большими сроками поставки. В России существует потребность в малых газотурбинных двигателях для беспилотных летательных аппаратов, динамически подобных летающим моделям больших воздушных судов, а также экспериментальных летательных аппаратов. При разработке и проектировании двигательных установок появляется необходимость численного моделирования процессов внутри них. Одной из основных задач при проектировке двигателей является правильная организация горения внутри камеры сгорания, которая зависит от множества факторов. При использовании вычислительных пакетов инженер получает возможность оценить правильность конструкции и технических решений, применяемый в данном двигателе, без необходимости проводить эксперимент.

На сегодняшний день существует множество программных комплексов для решения различных задач. Одна из наиболее распространенных классификаций такого программного обеспечения формируется исходя из целей, которые достигаются в процессе использования того или иного программного продукта. ANSYS - универсальная программная система конечно-элементарного анализа, существующая и развивающаяся на протяжении последних 30 лет, является довольно популярной у специалистов в сфере автоматизированных инженерных расчетов и решения линейных и нелинейных, стационарных и нестационарных пространственных задач механики деформируемого тела, акустики, задач механики жидкости и газа, теплопередачи и т.д.

Постановка задачи

В работе рассматривается одно из исполнений камеры сгорания малоразмерного турбореактивного двигателя (Рисунок 1), рассчитанного на тягу в 100Н, созданного в БГТУ «ВОЕНМЕХ» в ходе выполнения госбюджетная НИР № 9.12168.2018/11.12 «Теоретические основы и практическая реализация технологических процессов изготовления деталей двигателя и агрегатов беспилотных летательных аппаратов с использованием аддитивных технологий», инвентарный номер Н-96.М-А8-8513.1.2018, № госрегистрации АААА-А19-119013090101-4. Работа на данном проекте велась с участием студенческого конструкторского бюро «Разработка авиационных двигателей» на базе базовой кафедры АО «ОДК-Климов».

Для оценки правильности конструкции КС данного двигателя необходимо было смоделировать процесс горения в пакете ANSYS. По результатам моделирования необходимо сделать выводы и предложить конструкторские решения для улучшения картины горения внутри КС, с целью исключения возможности прогорания стенок жаровой трубы (Рисунок 2) и т.д.

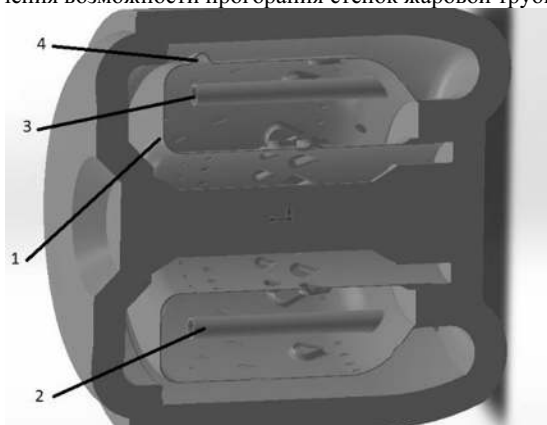


Рисунок 1 Рассматриваемая модель КС. 1 – жаровая труба КС; 2 – испарительная форсунка; 3 – отверстие в испарительной форсунке для подачи топливно-воздушной смеси; 4 – тангенциальное отверстие зоны горения.



Рисунок 2. Жаровая труба рассматриваемого двигателя

Задание граничных условий

В качестве граничных условий будем использовать параметры, полученные во время первичного расчета работниками СКБ РАД:

- 1) Топливо Керосин
- 2) Давление на входе в КС (после компрессора): 343 кПа
- 3) Давление на выходе из КС (перед турбиной): 327,6 кПа
- 4) Расход воздуха: 0,2 кг/с
- 5) Расход топлива: 0,004 кг/с
- 6) Температура воздуха на входе в КС: 451 К
- 7) Температура топлива на входе: 300 К
- 8) Температура продуктов сгорания на выходе: 1000 К

Настройка решателя

Запишем уравнения, которые будут входить в математическую модель нашей задачи. Для расчета нашей задачи необходимо использовать уравнения Навье-Стокса:

$$\frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (p\vec{u}) = S_m;$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\vec{u}) + \nabla \cdot (\rho\vec{u}\vec{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\vec{\tau}) + \rho\vec{g} + \vec{F};$$

К ним необходимо добавить уравнение энергии:

$$\frac{\partial p}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\vec{u}(\rho E + p)) = \nabla \cdot (\kappa_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\vec{\tau}_{eff} \cdot \vec{u})) + S_n;$$

Так же уравнение состояния идеального газа:

$$p = \rho RT;$$

Выбор модели турбулентности

С учетом особенностей нашей задачи, была выбрана модель SST к- ω . Аббревиатура "SST" означает Shear-Stress Transport, что на русский язык можно перевести как "перенос касательных напряжений". Данная модель турбулентности была разработана Флорианом Ментером и представляет собой разновидность стандартной МТ.

Уравнение переноса кинетической энергии турбулентности k и удельной скорости диссипации кинетической энергии турбулентности ω имеют вид:

$$\begin{aligned} \frac{\partial k}{\partial t} + U_j \frac{\partial k}{\partial x_j} &= P_k - \beta^* k \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma^* v_T) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right], \\ \frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} &= \alpha S^2 - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_\omega v_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \sigma_\omega^2 \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i}, \end{aligned}$$

где кинематическая вязкость:

$$v_T = \frac{\alpha_1 k}{\max(\alpha_1 \omega, S F_2)}.$$

Преимуществом SST МТ является использование модели К- ω для пограничного слоя и модели К- ϵ для расчета ядра потока на удалении от стенок. Такой подход позволяет объединить сильные стороны каждой из комбинируемых МТ. Так, в свободном турбулентном потоке SST модель ведет себя как к- ϵ МТ, за счет чего снижается чувствительность к начальным условиям, которой подвержена к- ω МТ, и повышается стабильность решения. В свою очередь, вблизи стенок пограничных слой разрешается напрямую без использования пристеночных функций, что в ряде случаев может быть необходимо. К примеру, при исследовании течений с отрывом потока; обтекании крыла на больших углах атаки или плохообтекаемого тела использование пристеночных функций может привести к значительным ошибкам в процессе определения лобового сопротивления или коэффициента теплоотдачи.

Выбор модели горения

В данной работе была выбрана модель диссипации вихря (Eddy-dissipation). Эта модель была предложена Дадли Брайаном Сполдинггом и основана на представлении о времени «жизни вихрей»:

$$\tau = \frac{k}{\epsilon}$$

где k - кинетическая энергия турбулентности; ϵ - скорость турбулентной диссипации.

Данная модель горения позволяет достаточно просто и быстро получать решения для большого круга задач.

Для очень быстрых реакций скорость образования продуктов сгорания должна определиться критерием, связанным с временем протекания процессов смешения горючего и окислителя. Поскольку поток турбулентный, таким критерием выступит связь параметров ϵ и k турбулентного потока.

Высокая температура, давление и степень турбулентности в камере сгорания ВРД 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 в пограничных слоях интенсивность турбулентности весома ниже, чем в основном потоке, а, следовательно, 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.

$$R_{i_r} = \min(R_{i_r(react)}, R_{i_r(prod)}),$$

$$R_{i_r(react)} = v_{i_r} M_{\omega_i} A \rho \frac{\epsilon}{k} \left(\frac{Y_i}{v_{i_r} M_{\omega_i}} \right),$$

$$R_{i_r(prod)} = v_{i_r} M_{\omega_i} A \rho \frac{\epsilon}{k} \left(\frac{\sum \rho(Y_p)}{\sum_j^N v_{j_r} M_{\omega_i}} \right).$$

где $R_{i_r(react)}$ - скорость расходования реагентов; $R_{i_r(prod)}$ - скорость образования продуктов реакции; M_{ω_i} - молекулярная масса реагента; M_{ω_i} - молекулярная масса продукта реакции; Y_i - массовая

доля реагента; Y_p - массовая доля продукта реакции; $\nu_{i,r}$ - стехиометрический коэффициент реагента; $\nu_{j,r}$ - стехиометрический коэффициент продукта реакции; ρ - плотность; А и В - эмпирические коэффициенты: А=4, В=0,5.

Построение расчетной сетки

Расчетная сетка (Рисунок 3) строилась в ANSYS MESHING с учетом особенностей геометрии. Количество ячеек 3056873.

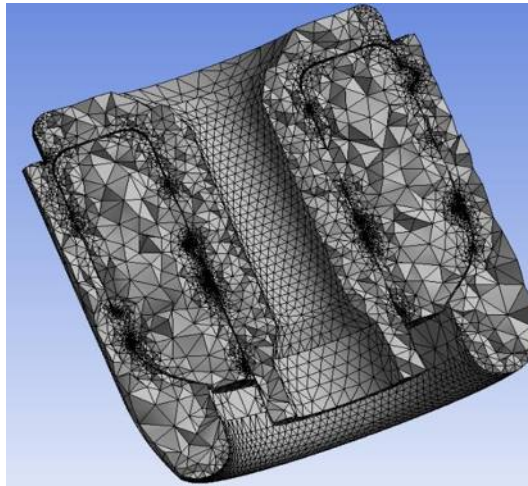


Рисунок 3. Расчетная сетка
Итоговая система уравнений

Система уравнений математической модели рассматриваемых процессов состоит из уравнений Навье-Стокса, дополненных уравнениями модели турбулентности и горения, а также уравнением состояния идеального газа.

$$\begin{cases} \frac{\partial p}{\partial t} + \nabla \cdot (p\bar{u}) = S_m \\ \frac{\partial}{\partial t}(\rho\bar{u}) + \nabla \cdot (\rho\bar{u}\bar{u}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\tau}) + \rho\bar{g} + \bar{F} \\ \frac{\partial p}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\bar{u}(\rho E + p)) = \nabla \cdot (\kappa_{eff}\nabla T - \sum_j h_j \bar{J}_j + (\bar{\tau}_{eff} \cdot \bar{u})) + S_h \\ \frac{\partial \kappa}{\partial t} + U_j \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} = P_\kappa - \beta^* \kappa \omega + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma^* \nu_T) \frac{\partial \kappa}{\partial x_j} \right] \\ \frac{\partial \omega}{\partial t} + U_j \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \alpha S^2 - \beta \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(v + \sigma_\omega \nu_T) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \sigma_{\omega^2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial \kappa}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \\ R_{i,r} = \min(R_{i,r(react)}, R_{i,r(prod)}) \\ \tau = \frac{\kappa}{\varepsilon} \\ p = \rho RT \end{cases}$$

Полученная система уравнений решалась в каждом узле сетки.

Результаты

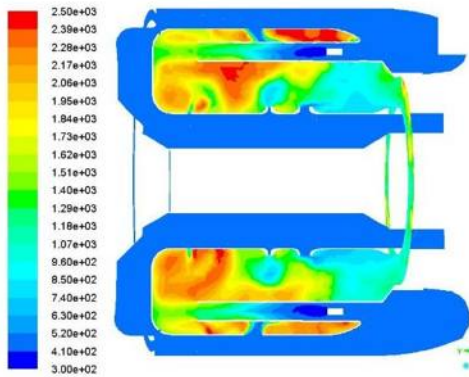


Рисунок 4. Поле распределения температуры по сечению вдоль модели

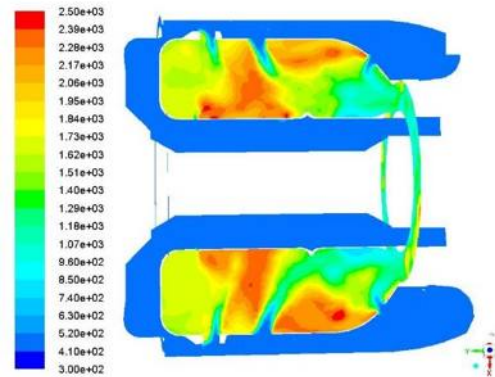


Рисунок 5. Поле распределения температуры по сечению (проходящему не через форсунки) вдоль модели

На рисунках 4 и 5 мы видим, что имеются области повышенных температур вблизи стенок жаровой трубы. Также видно, как потоки холодного воздуха через отверстия в стенках жаровой трубы охлаждают продукты сгорания перед входом в турбину.

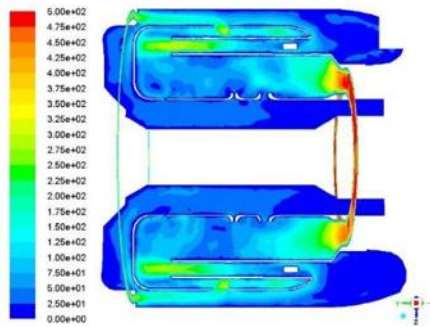


Рисунок 6. Поле распределения скорости по сечению вдоль модели

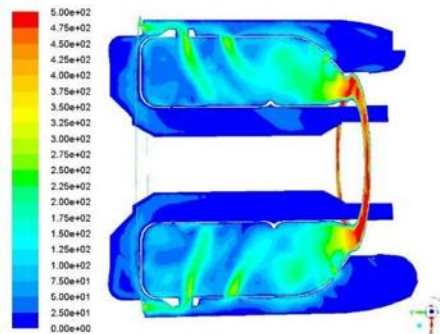


Рисунок 7. Поле распределения скорости по сечению (проходящему не через форсунки) вдоль модели

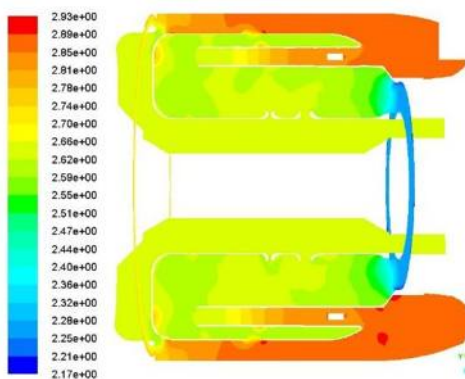


Рисунок 8. Поле распределения давления по сечению вдоль модели

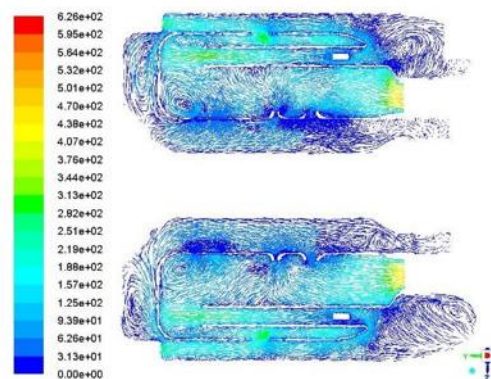


Рисунок 9. Линии тока на сечении (проходящему не через форсунки) вдоль модели

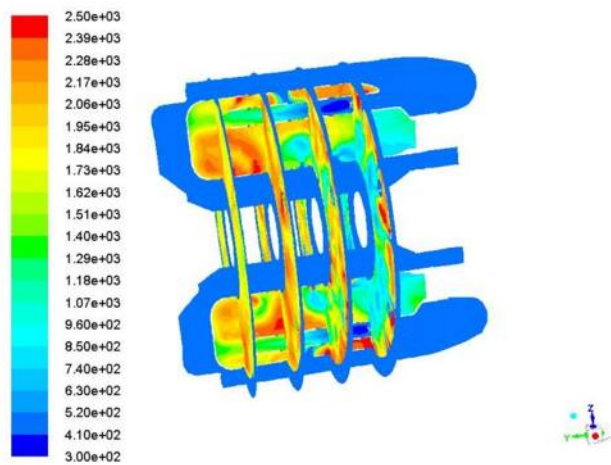


Рисунок 10. Поперечные сечения 1-4 (слева компрессор, справа турбина).

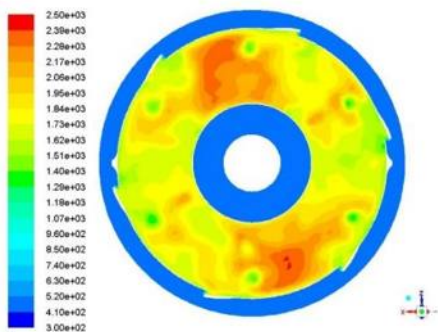


Рисунок 11. Поле распределения температуры на первом сечении

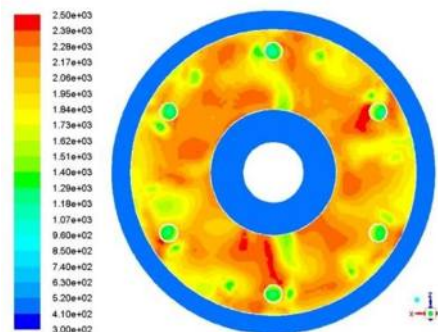


Рисунок 12. Поле распределения температуры на втором сечении

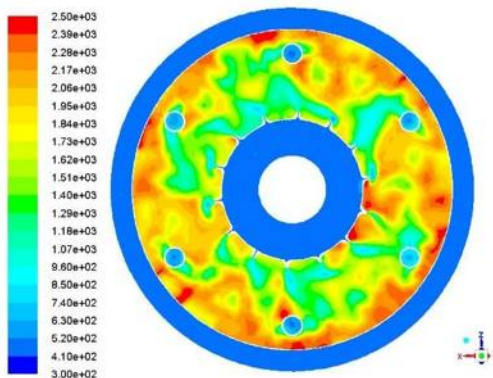


Рисунок 13. Поле распределения температуры на третьем сечении

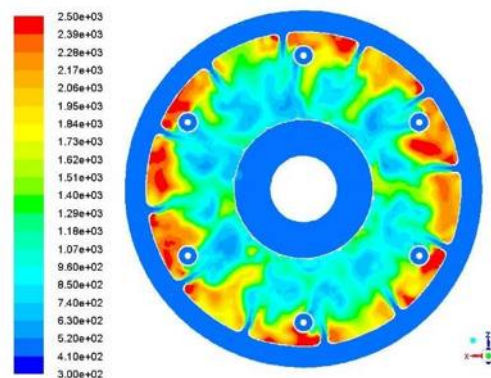


Рисунок 14. Поле распределения температуры на четвертом сечении

Поля распределения различных параметров по сечениям модели дают понять, что общая картина горения далека от идеала. Из этого можно сделать вывод, что КС требует доработки. Одно из

предложений по доработке это изменение геометрии тангенциальных отверстий жаровой трубы, так как возможно, что из-за излишней закрутки горючее отбрасывает ближе к стенкам жаровой трубы, где мы и видим зоны повышенных температур. Второе предложение состоит в том, чтобы изменить геометрию испарительных форсунок для того, чтобы уменьшить концентрацию горючего вблизи стенок жаровой трубы.

Библиографический список

1. Бруяка В.А. Инженерный анализ в ANSYS WORKBENCH. Учебное пособие. 2010 г.
2. Гарбарук А.В. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений. Учебное пособие. 2012 г.
3. Лукачев В.П. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД, проблемы и некоторые пути повышения его эффективности. 1998 г.
4. Сеньюшкин Н.С. Предварительное проектирование камер сгорания воздушно-реактивных двигателей. 2010 г.
5. Побелянский А.В., Мустейкис А.И., Галаджун А.А., Михайлов К.Н. Применение аддитивных технологий термостойких пластиков для изготовления деталей малоразмерных ГТД. Сборник статей международной научно-технической конференции «Климовские чтения - 2017».
6. Побелянский А.В., Левихин А.А. Теоретические основы и практическая реализация изготовления двигателей беспилотных летательных аппаратов с использованием аддитивных технологий. Сборник тезисов Всероссийской научно-технической конференции молодых учёных и специалистов «Авиационные двигатели и силовые установки». Москва. 2019 г.

УДК 629.123

ВНУТРЕННЯЯ ГАЗОДИНАМИКА РДТТ

А.В. Ефремов, Ф.А. Юсупов

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

Ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ) получили в настоящее время широкое распространение. Из опубликованных данных следует, что более 90% существующих и вновь разрабатываемых ракет оснащаются двигателями твердого топлива. Этому способствуют такие основные достоинства, как высокая надежность, простота эксплуатации, постоянная готовность к действию.

Для описания внутренней газодинамики ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ) пользуются различными подходами. Появившееся в современном мире компьютерное обеспечение позволяет изучать внутреннюю газодинамику РДТТ в наиболее полной и точной трехмерной постановке со всеми особенностями геометрии и протекающих процессов. Однако данный метод весьма ресурсозатратен.

Нульмерные модели используют допущения о возможности осреднения параметров газа по внутреннему объему камеры сгорания. При этом необходимо принимать допущения, конкретизирующие теплообмен продуктов сгорания со стенками. Нульмерные модели находят применение для исследования горения пиротехнических составов, расчета выхода двигателя на режим при совместной работе воспламенителя и основного заряда.

Ряд задач газовой динамики РДТТ допускает решение в так называемой «квазиодномерной» постановке, предполагая, что все параметры меняются только в одном направлении. Одномерным можно считать течение газа в трубе с малоизменяющимся сечением и малой кривизной оси. По сравнению с нульмерными, применение одномерных моделей гарантирует более точный расчет внутрибаллистических характеристик РДТТ.

Режимы работы РДТТ связаны с изменением механизмов физико-химических процессов в камере при работе РДТТ. В экспериментах режимы определяются по изменению давления (тяги) в зависимости от времени работы двигателя:

-выход двигателя на квазистационарный режим работы – нестационарный режим работы, связанный с процессом горения воспламенителя, прогревом поверхности горения заряда (начальной) продуктами сгорания воспламенителя, вылетом герметизирующей заглушки, постепенным воспламенением поверхности горения и совместным горением воспламенителя и заряда до установления равновесного давления. Этот режим характеризуется временем выхода двигателя на

режим $t_{\text{вых}}$ и зависимостью $P_{\text{вых}}(t)$ изменения давления в камере, соответствующей этому периоду времени;

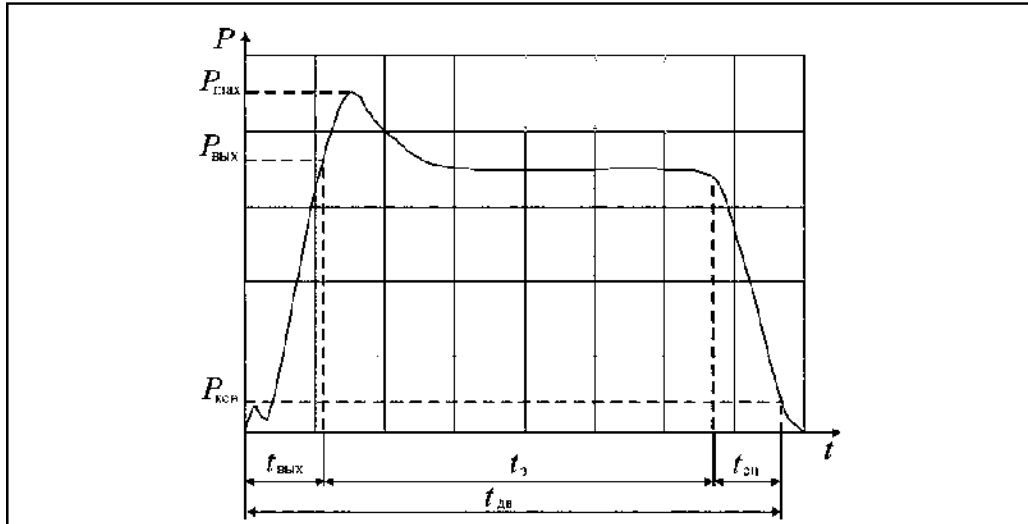


Рис.1. Режимы работы РДТТ

- квазистационарный режим работы – горение заряда при равновесном давлении. Режим характеризуется временем горения заряда на квазистационарном режиме t_3 и соответствующей этому времени зависимостью $P_3(t)$;

- спад давления в камере – нестационарный режим работы, связанный с истечением продуктов сгорания из камеры после сгорания заряда. Режим характеризуется временем истечения продуктов сгорания после выгорания заряда до заданного давления в камере $P_{\text{кон}}$ в конце участка спада $t_{\text{сн}}$ и соответствующей этому времени зависимостью $P_{\text{сн}}(t)$.

Рассмотрим более подробно задачу моделирования работы РДТТ в нульмерной постановке. Суть нульмерного подхода заключается в том, что описание процесса происходит в среднеобъемных переменных. Дифференциальные уравнения, описывающие изменение осредненных параметров, строятся на применении закона сохранения массы и закона сохранения энергии ко всей массе продуктов сгорания, заполняющих объем КС. Таким образом, математическая модель сводится к следующему виду (1):

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dM}{dt} = G_{ig} \cdot \delta_1 + G^+ \cdot \delta_2 - G^- \cdot \delta_3 \\ \frac{dE}{dt} = G_{ig} \cdot \delta_1 \cdot h_{ig} + G^+ \cdot \delta_2 \cdot h_m - G^- \cdot \delta_3 \cdot h \\ \frac{dV}{dt} = S_m \cdot u_2 \\ \frac{dM_m}{dt} = -G^+ \cdot \delta_2 \\ \frac{dM_{ig}}{dt} = -G_{ig} \cdot \delta_2 \end{array} \right. \quad (1)$$

В приведенной системе символами обозначено: M – масса газа в объеме, G_{ig} , G^+ , G^- – массовый расход, δ_1 , δ_2 , δ_3 – функции перехода, E – энергия, V – объем, S_m – поверхность горения топлива, u_z – скорость горения, h_{ig} , h_m , – энтальпия.

Переход к основным газодинамическим характеристикам осуществляется через соответствующие соотношения: $M = V \cdot \rho$; $E = M \cdot \varepsilon$; $\rho = \frac{M}{V}$; $\varepsilon = \frac{E}{M}$; $p = \rho \cdot \varepsilon \cdot (\gamma - 1)$;

$$T = \frac{\varepsilon}{c_v} .$$

В рамках данной работы была изучена внутренняя газодинамика камеры сгорания РДТТ. Составлена программа, позволяющая рассчитывать параметры выхода двигателя на режим. Данная программа учитывает геометрические характеристики камеры сгорания и физические характеристики топлива и рабочего тела. Возможность варьирования вышеперечисленных характеристик позволяет использовать программу в аналитических целях. Далее (рисунок 2) приведены результаты расчета выхода двигателя на режим с использованием разработанной программы.

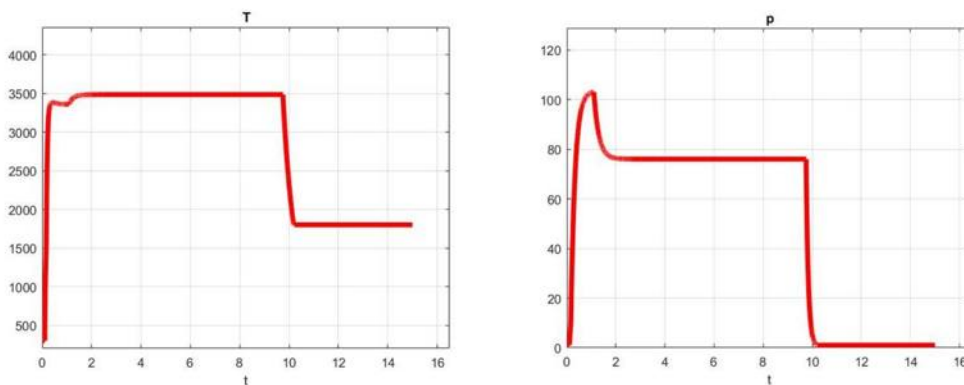


Рис. 2. Изменение температуры(слева) и давления(справа) в камере сгорания с течением времени

Рассмотрение протекающих процессов в сопловом блоке проводится в квазиодномерной постановке. Это позволяет получить более точный расчет характеристик по сравнению с нульмерным подходом. Основные законы (законы сохранения массы, количества движения и энергии) для одномерной задачи приведены в соотношениях (2-4) соответственно:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho S) + \frac{\partial}{\partial x} (\rho v S) = 0 , \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho v S) + \frac{\partial}{\partial x} (\rho v^2 S v) = -S \frac{\partial p}{\partial x} , \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e + \frac{v^2}{2} \right) S \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[\rho v \left(e + \frac{v^2}{2} + \frac{p}{\rho} \right) S \right] = 0 . \quad (4)$$

Следует отметить, что сопряжение вышерассмотренных нульмерной и одномерной задач происходит на области входа в сопло, где параметры внутренней газодинамики, записанные в характеристической форме, сопрягаются с сопловыми граничными условиями. Граничные условия для такого случая могут иметь следующий вид (5-7):

$$\frac{\partial v}{\partial t} - \frac{1}{\rho a} \frac{\partial p}{\partial t} = -(v - a) \left(\frac{\partial v}{\partial x} - \frac{1}{\rho a} \frac{\partial p}{\partial x} \right) - \frac{va}{S} \frac{\partial S}{\partial x}, \quad (5)$$

$$\left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{p}{\rho} + \frac{v^2}{2} \right)_{лев.гр.} = h_0, \quad (6)$$

$$\left(\frac{p}{\rho^\gamma} \right)_{лев.гр.} = \theta_0, \quad (7)$$

Разработанная программа позволяет производить достаточно полный анализ газодинамических характеристик протекающих процессов. В зависимости от выбранного переключателя можно получить значения числа Маха, скорости потока, давления, температуры и др. На нижеприведенных рисунках представлено распределение давления (рис.3) и числа Маха (рис.4) по срезу сопла.

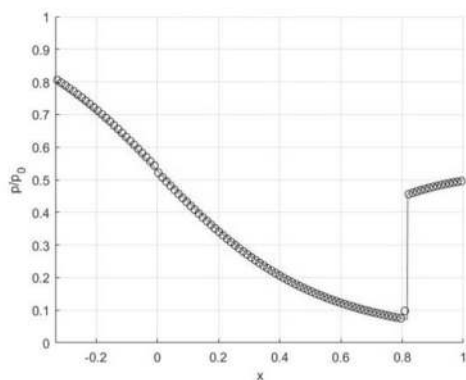


Рис. 3. Распределение давления по срезу сопла

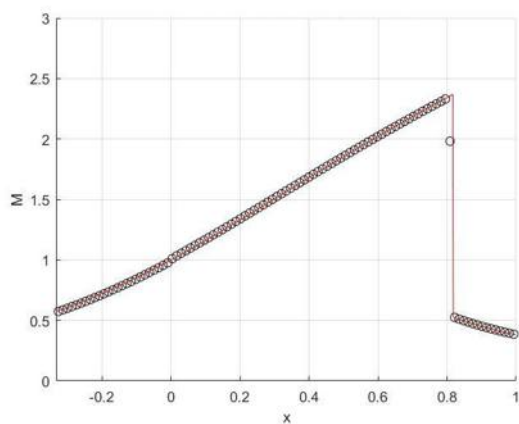


Рис.4. Распределение числа Маха по срезу сопла

Итогом работы является сопряжение двух постановок в одной задаче. Это позволяет производить более полный и точный анализ внутренней газодинамики при работе РДТТ на разных режимах.

Полученная на завершающем этапе работы сопряженная программа является удобным инструментом для вычисления характерных газодинамических параметров.

Библиографический список

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1991.
2. Емельянов В.Н. Численные методы: введение в теорию разностных систем. - 2-е изд., испр. и доп. - М.: Юрайт, 2018
3. Липанов А.М. Внутренняя баллистика РДТТ, М.: Машиностроение, 2007.

УДК 629.764 + 621.452

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В СОПЛОВОМ КАНАЛЕ ЖРД С УЧЁТОМ ХИМИЧЕСКИХ ПРЕВРАЩЕНИЙ

С.Д. Ваулин, В.В. Богданов, В.М. Брызгалов, А.В. Тараторин

Южно-Уральский государственный университет

Столкновения небесных тел с Землёй происходит регулярно и последствия их взаимодействия непредсказуемы. Существуют различные методы обеспечения защиты, в том числе изменение траектории полёта космических объектов. Представленная работа ведётся в рамках разработки многофункциональной двигательной установки космического аппарата, предназначенного для программы астероидной безопасности.

Развитие вычислительной гидрогазодинамики в настоящее время позволяет применять методы численного моделирования при проектировании узлов и агрегатов отрасли машиностроения, в частности жидкотопливных ракетных двигателей (ЖРД). Актуальным является численное моделирование течения в каналах ракетного двигателя с учётом протекающих в нём химических реакций. Вместе с тем, в настоящее время, существует проблема точного описания процессов горения и корректной идентификации её математической модели. В статье предпринята попытка описания существующих моделей горения, турбулентности, вязкости и термодинамических свойств, а также дано обоснование выбора конкретных моделей при проведении расчётов разрабатываемого ракетного двигателя.

Отдельного внимания заслуживает методика подготовки расчётной сетки, которая в значительной степени влияет как на устойчивость и сходимость расчёта, так и на точность его результатов. Клиновидные сетки представляют особый интерес при решении осесимметричных задач, так как их использование позволяет заменить расчёт трёхмерной задачи двухмерной, требующей существенно меньших вычислительных ресурсов и позволяющей повысить производительность труда.

Представленная в работе методика подготовки и проведения математического эксперимента позволяет осуществлять расчёты широкого спектра ракетных двигателей с применением ЭВМ.

ЖРД – это двигатель, преобразующий химическую энергию жидкого топлива в кинетическую энергию высокотемпературных продуктов сгорания (ПС), который входит в состав сложной системы. Эта система называется двигательной установкой, состоящей из взаимосвязанных узлов и агрегатов различного назначения. Жидкостная ракетная двигательная установка (ЖРДУ) решает большое количество задач, в том числе операции разгона, торможения, ориентации и стабилизации аппарата в заданной системе координат, т.е. является его исполнительным органом.

Сопло – это конструкционный элемент ЖРД, на вход которого поступает высокотемпературное рабочее тело (РТ), после чего расширяется до давления на срезе, вследствие чего вносит весьма значительный вклад в создании реактивной силы. Этот вклад, относительно камеры ЖРД в целом, оценивается коэффициентом тяги K_T , величиной безразмерной. K_T входит в состав выражения (1), как и расходный комплекс β , из которого видно, что K_T является составляющей удельного импульса $I_{уд}$:

$$I_{уд} = \beta K_T, \quad (1)$$

Удельный импульс, измеряющийся в м/с, является одним из важнейших параметров работы ЖРД, т.к. от его величины в конечном счёте зависит расход компонентов топлива для создания заданного усилия. Теоретическое и экспериментальное значения удельного импульса отличаются по очевидным причинам упомянутым ранее. Качество протекания процессов в ЖРД оценивается коэффициентами потерь φ_k в камере сгорания (КС) и φ_c в сопле. Коэффициент φ_c в случае изобарической камеры обусловлен потерями из-за рассеяния потока, неравновесности расширения, потерями на входе в сопло, и др., определяется их произведением [2]. Профиль сопла должен быть спроектирован так, чтобы соответствовать следующим требованиям:

1. Наименьшие энергетические потери, т.е. наибольшее значение φ_c .

2. Минимальная поверхность стенок при заданных площадях минимального проходного сечения $F_{кр}$ и среза F_c , т.е. минимальные массу и габариты.
3. Простота конструкции и технологии изготовления.

Важной частью проектирования является постановка физического и математического эксперимента на различных этапах разработки. Проведение физического эксперимента не всегда возможно, поэтому на практике, также, применяют математическое моделирование. Это позволяет уменьшить как сроки разработки, так и её стоимость.

Для проведения математического эксперимента выбран программный комплекс OpenFOAM, который, очевидно, обладает своими преимуществами и недостатками. Среди недостатков можно выделить: отсутствие русскоязычной литературы и поставляемой разработчиком графической оболочки. В ряде преимуществ находятся: открытый исходный код, который опубликован под лицензией GNU General Public License, и возможность написания собственных решателей.

В настоящей статье для решения осесимметричной задачи в первом приближении построена структурированная гексаэдрическая клиновидная сетка, разбитая на блоки (рис. 1), с углом раствора клина $\alpha = 5^\circ$ в штатном генераторе базовых сеток «blockMesh». В формате программного комплекса OpenFOAM координаты узлов сетки задаются в глобальной декартовой системе и выглядят следующим образом [1]:

```

vertices
(
  (-40 0 0 ) //0
  (-40 4.995 0.218 )
  (-40 4.995 -0.218 )
  (-40 9.990 0.436 )
  (-40 9.990 -0.436 )
  ( 0 0 0 )
  ( 0 4.995 0.218 )
  ( 0 4.995 0.218 ) //7
);

```

Каждый блок имеет собственную локальную систему координат в подсловаре «blocks». Он описывается восемью точками, но в случае клиновидной сетки узлы, лежащие на оси симметрии, стягиваются, создавая новые грани, образуя призму у которой в основаниях изначально лежит треугольник:

```

blocks
(
  hex ( 0 2 1 0 5 7 6 5 ) gas ( 5 1 40 ) simpleGrading ( 1 1 1 )
);

```

В указанном подсловаре «blocks» создан домен с именем «gas», после чего указывалось количество его разбиений по осям в локальной системе координат. При определённых условиях может возникнуть необходимость неравномерного разбиения ячеек. Стратегия разбиения в формате программного комплекса имеет ключевое слово, в данном случае, «simpleGrading» с дальнейшим указанием коэффициентов разбиения по осям. Также возможна реализация более сложной стратегии разбиения по каждому из рёбер блока.

После создания геометрии сетки, для решения краевой задачи, необходимо указать граничные условия. Внешние грани ячеек необходимо сгруппировать в границы:

```

boundary
(
  inlet
  {
    type patch;
    faces
    (
      (0 1 2 0)
      (1 3 4 2)
    );
  }
);

```

В подсловаре «boundary» указывается имя границы, в данном случае «inlet», после чего явно указывается её тип «patch» (протекаемая), который описывает поведение среды на этой границе. Так как в текущем расчётном случае сетка является клиновидной, т.е. расчётная область осесимметричной задачи представляет собой сектор с определённым углом раствора, следовательно необходимо выполнять проброс значений с одной границы клина, на другую. Тип такой границы имеет ключевое слово «wedge». Название границ, их описание и граничные условия сведены в Таблицу 1.

Созданная сетка имеет ≈ 70000 ячеек, с максимальным углом неортогональности $\approx 18,5^\circ$, при среднем угле $\approx 1,5^\circ$, которые оценивают качество расчётной области.

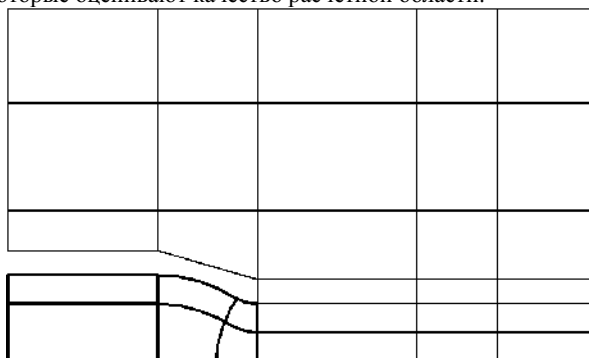


Рис. 1. Расчётная сетка .

Таблица 1. Граничные условия для расчётной области.

Название границы	Описание выделенной границы	Граничное условие
inlet	Входная область в камеру сгорания ЖРД.	Протекаемая граница. Задаются значения температуры и давления. Скорость вычисляется по перепаду давлений.
outlet	Выходная граница закритической части расчётной области.	Протекаемая граница. Задаются температура и давление.
wall	Стенка камеры сгорания.	Гладкая не протекаемая стенка.
front_wedge	Передняя поверхность клина.	Проброс значений с front на back.
back_wedge	Задняя поверхность клина.	Проброс значений с back на front.

При подготовке к заданию граничных условий физических полей проведён оценочный термодинамический расчёт, по результатам которого получен идеальный состав ПС в цилиндрической части КС, включающий в себя химические элементы С, Н, О и N. Список веществ лимитирован по нижней границе мольной доли порядка 10^{-5} . Для проведённого расчёта справедливы следующие допущения:

1. Протекающие процессы изоэнтропные, в частности адиабатические;
2. Энтальпия ПС равна энтальпии компонентов;
3. Гомогенный состав РТ;
4. Свойства рабочего тела не изменяются по длине цилиндрической части КС.

В формате OpenFOAM вещества задаются и хранятся в виде физических полей. Файлы с их данными, в нулевой момент времени, располагаются в папке «0», которая, в свою очередь, находится в корневом каталоге расчётного случая.

Теплоёмкость ПС вычислялась по модели «janaf», под которой понимается полиномиальное представление данных из таблиц «NIST-JANAF Thermochemical Tables», более известных как полиномы NASA. Определение используемой модели осуществляется в файле «thermophysicalProperties», в нём же указываются: способ расчёта химического состава, модель вязкости, уравнение расчёта сохранения энергии и уравнение состояния. Полиномы определяются для верхней и нижней границ температурного диапазона в файле под названием «thermo.compressibleGas», содержащий в себе, на примере одного вещества, следующее:

```

ОН
{
specie

```

```

    {
      molWeight 17.0074;
    }
    thermodynamics
    {
      Tlow      200;
      Thigh     6000;
      Tcommon   1000;
      highCpCoeffs ( 2.83853033e+00 1.10741289E-03 -2.94000209E-07 4.20698729E-11 -
2.42289890E-15 3.69780808e+03 5.84494652e+00 );
      lowCpCoeffs ( 3.99198424e+00 -2.40106655E-03 4.61664033E-06 -3.87916306E-09
1.36319502E-12 3.36889836e+03 -1.03998477E-01 );
    }
    transport
    {
      As      0;
      Ts      0;
    }
    elements
    {
      O      1;
      H      1;
    }
  }

```

В вышеуказанной записи после ключевого слова «molWeight» указывается молярный вес вещества. Далее указываются верхняя и нижняя границы применимости полиномиальных коэффициентов «Tlow» и «Thigh» соответственно. «Tcommon» является значением, при котором расчёт теплоёмкости переключается с коэффициентов «lowCpCoeffs» на «highCpCoeffs». Следующими указываются параметры модели вязкости для данного вещества. В расчётном случае выбрана модель Сазерленда, инициализация которой задаётся в файле «thermophysicalProperties».

Различают несколько подходов к моделированию турбулентных течений. Особенно распространённым является метод, базирующийся на осреднённых по Рейнольдсу уравнениях Навье-Стокса RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes). Этот метод позволяет производить расчёты на достаточно крупных расчётных сетках, что значительно уменьшает время расчета. Существуют также метод моделирования крупных вихрей LES (Large Eddy Simulation) и метод прямого численного моделирования DNS (Direct Numerical Simulation). Данные методы требуют большого числа ячеек расчётной сетки и малых шагов по времени, что в свою очередь требует огромных вычислительных мощностей. Ко всему прочему существует гибридный метод моделирования отсоединённых вихрей DES (Detached Eddy Simulation), используемый в качестве альтернативы RANS- и LES-методам при расчёте пристеночных течений с обширными отрывными зонами [6].

В расчётном случае выбраны метод RANS, т.к. сетка состоит из достаточно крупных ячеек, и модель турбулентного течения $k-\omega$ SST (Shear Stress Transport), предложенная Ментором в 1993 году. Она является гибридной, т.е. описана двумя уравнениями. Пристеночный слой вычисляется на основе модели типа $k-\omega$, а внешний поток $k-\epsilon$, что усложнило $k-\omega$ SST при создании функций переключения. По качеству превосходит все модели турбулентности с одним уравнением, но уступает им по времени вычисления и простоте [7]. В формате OpenFOAM метод, базирующийся на осреднённых по Рейнольдсу уравнениях носит название «RAS», его задание, как и модели турбулентности, выполняется в словаре «turbulenceProperties», расположенного в каталоге «constant»:

```

simulationType RAS;
RAS
{
  RASModel kOmegaSST;
  turbulence on;
  printCoeffs off;
}

```

Режим течения в ядре потока соплового канала является турбулентным, а горение будет определяться этим режимом [4]. Модель вихревой диссипации EDM (Eddy Dissipation Model), изначально предложенная Сполдингом, основана на том, что скорость реакции, характеризующаяся числом Дамкёлера, определяется временем смешения крупных вихрей, т.е. турбулентной кинетической энергией k и её диссипацией ϵ .

Критериальное число Дамкёлера (Da) определяет отношение скорости течения химических реакций к скорости других происходящих в системе процессов:

$$Da = \frac{t_{phys}}{t_{chem}}, \quad (1)$$

где t_{phys} – время протекание физического процесса; t_{chem} – время протекания химических реакций. Очевидно, что $Da > 1$.

Модель EDM предполагает, что время протекания химических реакций меньше, чем время протекания процесса перемешивания. Также она полагает, что скорость реакции может быть увязана (ограничена) со временем необходимым для смешивания на молекулярном уровне. Это допущение позволяет пренебречь некоторыми кинетическими константами для реакций. В турбулентных потоках время смешения пропорционально величине диссипации и обратно пропорционально кинетической энергии потока [5]. Следует учесть, что в случае предварительно перемешанного потока, горение будет происходить сразу после попадания в расчетную область, т. к. модель не требует источника энергии для иницирования реакции воспламенения.

В модели конечных химических скоростей FRM (Finite Rate Model) предполагается, что прямая и обратная реакция по Аррениусу происходят только в том случае, если они явно указаны. Скорость реакции рассчитывается как:

$$R_k = \left(F_k \prod_{i=A,B,\dots}^{N_c} [I]^{r'_k} - B_k \prod_{i=A,B,\dots}^{N_c} [I]^{r''_k} \right), \quad (2)$$

где R_k – скорость химической реакции; F_k , B_k – скорости прямой и обратной реакций по Аррениусу соответственно; I – мольная доля i -го вещества; N_c – количество участвующих в расчёте веществ; r'_k и r''_k – количество вещества в стехиометрических реакциях прямого и обратного направлений соответственно.

Модель (ED/FR), объединяющая EDM и FRM, позволяет решать горение против тока для предварительно смешанных потоков, параллельно рассчитывая скорость реакции по Аррениусу и турбулентному смешению, в итоге чего выбирается меньшая. Как правило скорость по Аррениусу (FRM) больше скорости по модели EDM в зоне горения, поэтому в зоне перемешанного холодного потока после подачи работает как «переключатель».

Модель концепта вихревой диссипации EDC (Eddy Dissipation Concep) является продолжением модели (EDM). EDC включает химические механизмы в турбулентных потоках, предполагая, что реакции происходят в небольших турбулентных структурах, называемых мелкими масштабами (fine scales) при постоянном давлении. За начальные условия горения принимаются состав и температура в ячейке. Реакции протекают по временной шкале, регулируемой кинетическими константами уравнения Аррениуса, и численно интегрируются с использованием алгоритма ISAT (Interchange Safety Analysis Tool).

Модель частичного перемешивания Partially stirred reactor (PaSR), реализуемая в OpenFOAM, вычисляет скорость реакций основываясь на времени реакции по Аррениусу и времени турбулентного смешения [3]. В качестве параметра используется коэффициент масштаба по времени:

Для расчета выбрана модель EDC, т.к. она позволит осуществлять расчет горения по одной-двум брутто-реакциям без детального указания кинетических констант разложения, представляющих интерес, например, с точки зрения анализа загрязнений окружающей среды.

Решателем в рассматриваемом расчётном случае выбран reactingFoam, поддерживающий выбранную модель горения и способный рассчитывать сжимаемый, сверхзвуковой поток.

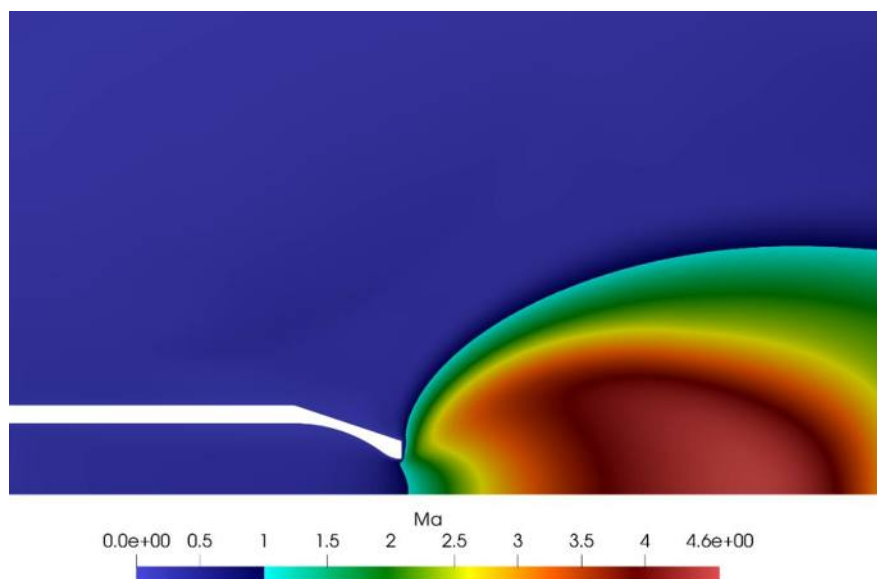


Рис. 2. Поле чисел Маха

В результате моделирования течения получен профиль соплового канала. На рисунке 2 приведено распределение чисел Маха в расчётной области. Представленная методика позволяет спроектировать профиль соплового канала, как с учётом газодинамических процессов, так и с учётом химических превращений. Планируется проведение расчётов с использованием других моделей горения, в том числе, реализуемых в программной среде ANSYS, с последующей верификацией и валидацией.

Библиографический список

1. URL: <https://openfoam.org>.
2. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов. — 2-е изд., перераб. и доп./ Под ред. Д.А. Ягодникова. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. — 488 с.: ил.
3. OpenFOAM (version 5.0). The Open Source CFD Toolbox. User Guide. London: OpenCFD Ltd. 2017.
4. Богачёва Д.Ю. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук: «Моделирование внутреннего (завесного) охлаждения РДМТ на экологически чистых газообразных компонентах топлива», –МАИ, 2014, 139 с.
5. ANSYS CFX-Solver Theory Guide.
6. Филиппов П.С., Абаймов Н.А., Рыжков А.Ф. Численное исследование технологий сжигания искусственных газов, – «УрФУ им. Б.Н. Ельцина».
7. Ефимов В.В., Назаров А.Ю., Незаметдинов Р.Ш. Настройка пакета прикладных программ OpenFOAM для численного моделирования обтекания грузов на внешней тросовой подвеске вертолѐта, – Научный вестник МГТУ ГА №188, 2013.
8. Гарбарук А.В. Курс лекций «Динамика вязкой жидкости и турбулентность», – СПбГУ, 2017.

УДК 621.45.022.5

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРИКАМЕРНЫХ ПРОЦЕССОВ СВЕРХЗВУКОВОГО ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ

И. А. Вихрова, А.И. Лаптинский

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

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) относится к классу двигателей, в которых тяга создается за счёт реактивной струи, истекающей из сопла. В ПВРД для сжигания горючего используется кислород, который содержится в атмосферном воздухе. Данный вид двигателей привлекает конструкторов простотой своего устройства, но главное - способностью работать на

сверхзвуковых скоростях и в наиболее разреженных слоях атмосферы, то есть в таких условиях, в которых ВРД других типов работать не могут или оказываются малоэффективными.

Одной из главных проблем конструирования ПВРД является организация сгорания топлива при сверхзвуковых скоростях потока. В данных условиях время пребывания горючего в камере сгорания резко сокращается, что делает проблематичным эффективное смешения горючего с окислителем (кислородом). Иногда для того, чтобы топливо успело среагировать, требуется значительное увеличение длины камеры сгорания двигателя, что, соответственно, ведет к увеличению габаритов. Для того чтобы химическая реакция прошла в полном объеме и горючее успело полностью сгореть за такой малый промежуток времени, необходимо подготовить топливную смесь перед воспламенением, поэтому особый интерес представляет исследование зоны смешения компонентов топливной смеси.

В работе с помощью численного моделирования решена трехмерная задача о смешении и горении топливной смеси (керосин – воздух) в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя. В основе моделирования – уравнения Навье-Стокса осредненные по Рейнольдсу, которые представлены в системе (1) и состоят из уравнений сохранения массы, импульса и энергии. Так же решается уравнение состояния (2).

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \\ \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p^*}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} [\tau_{ij}] \\ \frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i E + u_j \rho^*)}{\partial x_j} = -\frac{\partial q_j^T}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} [u_i \tau_{ij}] - \frac{\partial J_j}{\partial x_j} - \frac{\partial q_j^{ph}}{\partial x_j} \end{array} \right. \quad (1)$$

$$\rho = pm/(RT) \quad (2)$$

В данных уравнениях обозначено: $u = \{u_i\}$ – вектор скорости осредненного течения смеси газов; ρ – плотность; $p^* = p + \frac{2}{3}\rho k$, p – давление, k – энергия турбулентных пульсаций; $E = e + K$ – полная энергия потока, e – удельная внутренняя энергия, K – кинетическая энергия, $\{q_1, q_2, q_3\}$ – вектор \bar{q}_T теплового потока, $\{q_1^{ph}, q_2^{ph}, q_3^{ph}\}$ – вектор \bar{q}_{ph} межфазного теплообмена, $\{J_1, J_2, J_3\}$ – вектор \bar{J} диффузионного потока.

Моделирование горения керосина в воздухе произведено с применением модели Non-Premixed и 4-х разных моделей турбулентности, а именно:

- 1) $k - \omega$ SST (Shear Stress Transport) model;
- 2) $k - \varepsilon$ Standart model;
- 3) $k - \varepsilon$ Realizable model;
- 4) $k - \varepsilon$ RNG (Re-Normalisation Group) model.

Геометрия с характерными размерами представлена на рисунке 1. Поток воздуха (состоящий из 78 % азота, 23 % кислорода) при температуре 350 К с массовым расходом 1,2 кг/с поступает в камеру сгорания ПВРД через входное сечение, где смешивается с керосином, который впрыскивается в камеру через форсунки при температуре 450 К с массовым расходом 0,15 кг/с. Далее происходит смешение горючего с окислителем и последующее горение этой смеси. Продукты сгорания выходят через выходное отверстие. На рисунке 2 представлена расчетная сетка, состоящая из 800 тысяч ячеек.

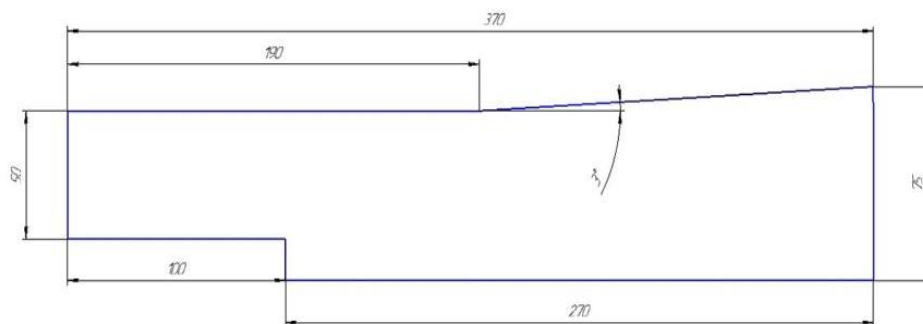


Рисунок 1 – Геометрия с характерными размерами

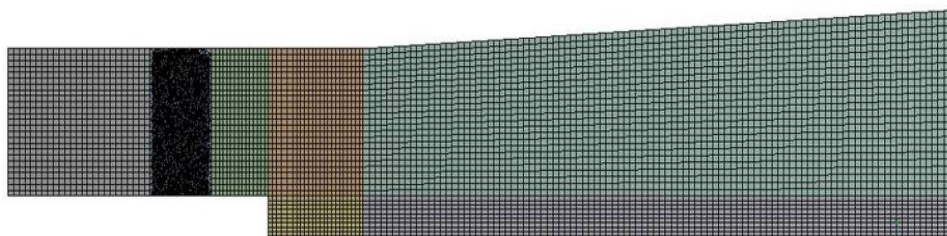


Рисунок 2 – Расчетная сетка

На рисунке 3 приведены картины распределения температуры по длине камеры сгорания с применением разных моделей турбулентности.

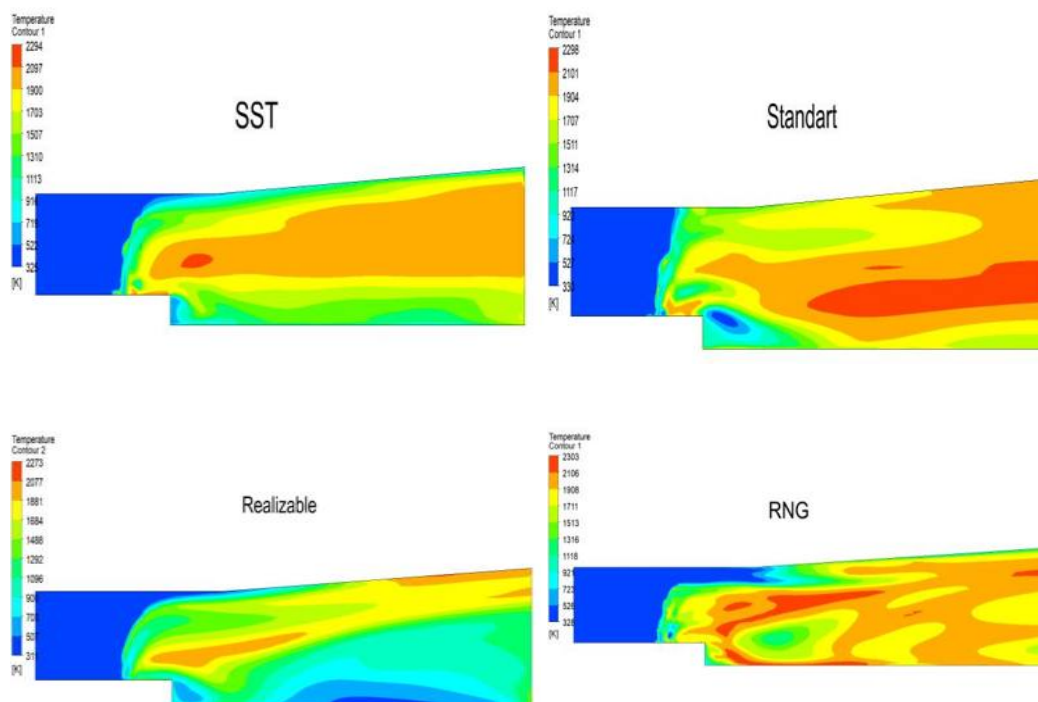


Рисунок 3 – Картины распределения температуры по камере сгорания с применением разных моделей

Анализируя данные картины можно сказать, что происходит смешивание керосина с воздухом и последующее горение этой смеси с выделением тепла. Максимальная температура равна 2200 К.

По картине распределения температуры с использованием модели RNG, заметно, что горение происходит неравномерно. Так же можно увидеть, что при применении модели Realizable интенсивность горения и температура на выходе меньше, чем при применении других моделей. С использованием модели SST происходит равномерное горение. На всех рисунках можно заметить влияние стенки на поток.

На рисунке 4 показаны графики распределения концентраций различных компонентов по линии, проходящей посередине камеры сгорания. По данным графикам видно, что в ходе реакции горения керосина в воздухе образуются различные вещества, такие, как CO₂ и H₂O.

Проанализировав некоторые работы в этой научной области, был сделан вывод, что наиболее часто для решения данного круга задач применяется модель SST, так как она объединяет преимущества $k - \epsilon$ и $k - \omega$ моделей турбулентности и дает хороший результат. Исследование, проведенное в данной работе, показывает, что наиболее отличные от остальных результаты дает модель Realizable, а результаты других моделей похожи. Следовательно, можно сделать вывод, что для решения задач горения и смешивания подойдут те модели, которые дают похожий на модель SST результат, а именно Standart и Realizable

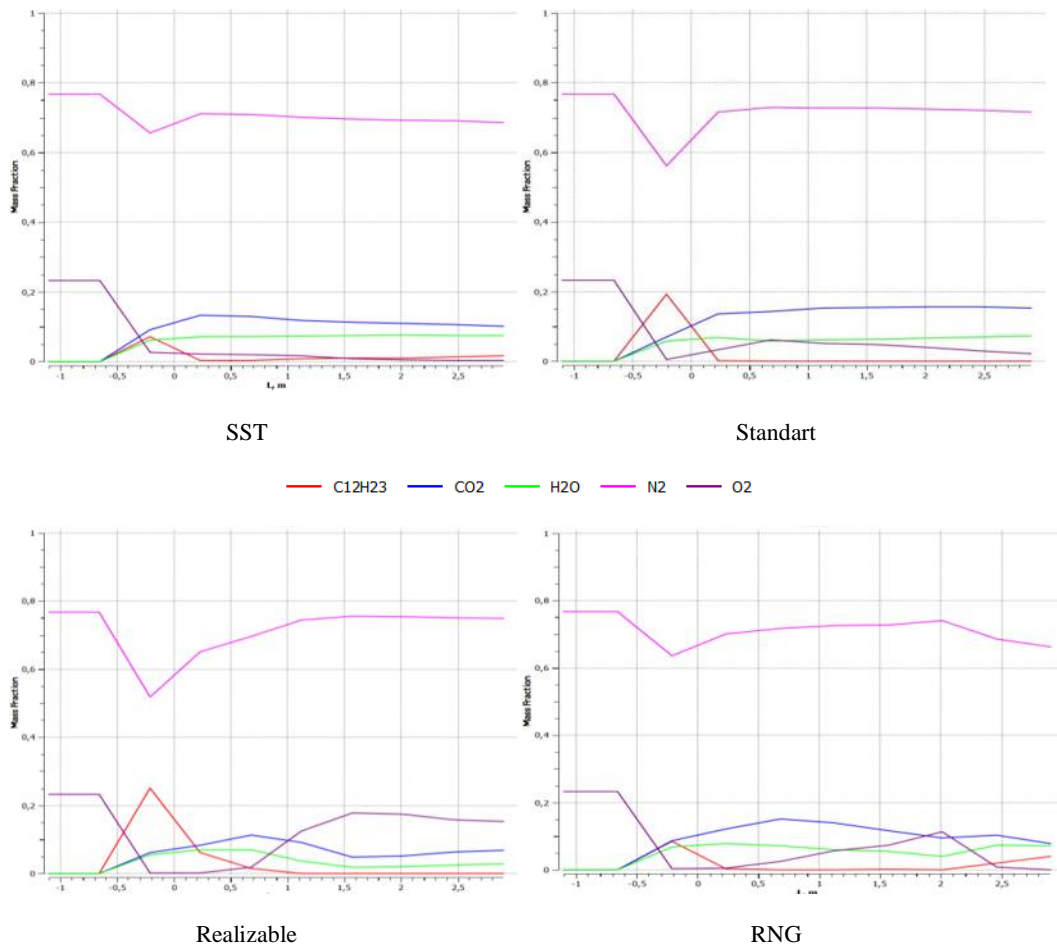


Рисунок 4 - Графики распределения концентраций компонентов с применением разных моделей

СТЕНДОВЫЕ ИСПЫТАНИЯ И АНАЛИЗ НАДЕЖНОСТИ ЛИДАРНЫХ КОМПЛЕКСОВ**А. Г. Волкова, А. Д. Губарев***Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д. Ф. Устинова*

В настоящей статье рассмотрен анализ надежности лидарного комплекса, раскрыта актуальная проблема проверки сложных технических средств специального назначения на надежность, рассмотрен вид испытаний – стендовые испытания.

Создание новых, совершенных, сложных машин и приборов, с постоянным ростом требований к ним, с необходимостью объединения в единые комплексы самых разных технических устройств требует абсолютно нового подхода к анализу и прогнозированию надежности. В соответствии с современной теорией проектирования лидарный комплекс рассматривается как сложная техническая система многоазового применения, обслуживаемая и восстанавливаемая. В этом случае характерно комбинирование различных устройств, каждое из которых отвечает за свой тип работы. Главный элемент лидарного комплекса, определяющий принцип его работы - лидар. Это система получения и обработки информации об объектах, находящихся на расстоянии, с помощью активных оптических систем, использующих явления поглощения и рассеяния света в оптически прозрачных средах. То есть направленный луч источника излучения отражается от целей, возвращается к источнику и улавливается светочувствительным полупроводниковым прибором. Все системы лидара состоят из базового набора функциональных узлов:

- подсистема измерения расстояния (лазерный передатчик и приёмник);
- подсистема развертки (сканирующая);
- подсистема позиционирования и ориентации;
- система управления (системный контроллер);
- хранение данных.

Подсистема измерения расстояния - это важнейший узел, который состоит из таких внутренних подсистем, как лазерный передатчик и электрооптический приёмник. Задача излучающего устройства – передать оптическое излучение. Электрический приемник, получив его непосредственно от передатчика или после отражения от объектива измерения, преобразовывает его в электрический сигнал и выделяет полезную информацию. Подсистема развёртки основана на использовании качающегося зеркала. Это зеркало поворачивается на ограниченный угол вокруг оси, лежащей на его плоскости. Качание зеркала позволяет сканировать целевую область пространства и формировать сцену нужной ширины, определяемой углом качания зеркала. Подсистема позиционирования и ориентации включает в себя два основных компонента: приёмный модуль системы глобального позиционирования и блок инерциальной навигации. Данные приёмника позиционирования используются для записи местоположений несущей платформы в определённые моменты времени. Система управления или системный контроллер выставляет параметры сенсоров и ведет контроль работы подсистем. Хранилище данных генерирует очень большие объёмы информации и включает в себя твердотельный накопитель.

Все вышесказанное доказывает, что лидарный комплекс является сложной технической системой. Его поведение тяжело моделировать из-за множества зависимостей между частями или из-за сложных взаимодействий между данной системой и окружающей средой. Усложнение технических средств и усиление требований к ним привели к необходимости повышения требований к их надежности и долговечности, к свойству сохранять значение всех параметров в течение всего периода эксплуатации. Для прогнозирования надежности на этапе обработки проводят испытания. Одними из видов таких испытаний являются стендовые, при которых прибор подвергается воздействиям, имитирующим действительные условия эксплуатации. Необходимость проведения таких испытаний определяется тем, что на оптико-электронный прибор в период эксплуатации воздействует большое количество возмущающих факторов, при этом надо учитывать факторы, воздействующие как непосредственно на прибор, так и на излучение, распространяющееся от передатчика к приемнику. Так как в системе лидара множество различных подсистем, которые работают по разному принципу, то каждая из них должна пройти определенные испытания, и для каждой из них должен быть разработан свой стенд.

Подсистема измерения расстояния и подсистема позиционирования и ориентации относятся к оптико-электронным системам, следовательно, необходим комплекс стендов для испытаний оптико-электронной аппаратуры. Оптические стенды должны обеспечивать:

- моделирование фонообъектной обстановки при проведении светотехнических испытаний с помощью имитаторов оптического излучения;
- имитацию тепловых полей для исследования комплексного воздействия термополей и вакуума;
- энергетическую калибровку аппаратуры;
- моделирование и воспроизведение ударных и вибрационных нагрузок;
- моделирование применения ОЭП в условиях сильных световых помех.

В свою очередь, в подсистеме развертки происходит множество сложных механических взаимодействий, и она должна быть проверена на надежность с точки зрения механики. Следует проводить стендовые испытания на воздействие механических факторов: ударов и виброударов, синусоидальной и широкополосной вибрации, нагрузок при транспортировании, кратковременных динамических перегрузок.

Существуют два различных метода расчета механической надежности деталей аппаратов: метод предельных напряжений и метод предельных нагрузок. При расчетах по первому методу предполагается, что во всех частях рассчитываемого элемента материал находится в упругом состоянии и нигде напряжение не превышает предела текучести. Поэтому расчет сводится к определению напряжений, возникающих в элементе, и к сравнению их с предельными значениями. При расчете по методу предельных напряжений за основу принимают среднее напряжение.

Важнейшим этапом стендовых испытаний является проверка на вибрационных стендах. Это вибрационные испытательные или калибровочные машины, к рабочей платформе которых прикрепляются изделия для вибрационных испытаний или датчики виброизмерительной аппаратуры, подвергаемой калибровке. Вибрационные стенды существуют универсальные и специального назначения. Амплитуду и частоту колебаний платформы можно плавно изменять в определенном диапазоне, в некоторых случаях автоматическим программным устройством. Наиболее распространены однокомпонентные вибростенды с прямолинейными колебаниями платформы, перпендикулярными её поверхности. Нередко вибрационные стенды снабжаются устройством для наклона платформы к горизонту. Применяют также ударные и ударно-вибрационные стенды, колебания рабочей платформы которых сопровождаются ударами.

Что касается системы управления и хранения данных – это программно-аппаратные комплексы. В этом случае проверяется надежность аппаратуры и программного обеспечения. Надежность программного обеспечения может быть определена как свойство программы, которое выражается в выполнении заданных функций в заданных условиях работы и в заданной вычислительной среде. Отказ программного обеспечения обусловлен его несоответствием поставленным задачам. Несоответствие может возникать по двум причинам: либо разработчиком программы допущено нарушение спецификации – технических требований к программе, либо спецификация неполная или неточная. Несоответствие по первой причине встречается в первую очередь в сложных программных системах, где отдельные ошибки программиста трудно обозримы и могут оставаться нераскрытыми. Несоответствие по второй причине возникает в первую очередь потому, что при составлении спецификации многие факторы, влияющие на работу программы, неизвестны. Они выясняются только постепенно, в ходе эксплуатации программы. Особенно это относится к управляющим программам.

По результатам испытаний на всех видах стендов вводят коррективы в представление моделей работоспособности и отказа, согласовав их как с оцениваемым объектом (в нашем случае с лидарным комплексом), так и с особенностями входной информации, используемой для оценки надёжности. Обосновывают методы, обеспечивающие проведение эффективной оценки показателей надежности в изменившихся информационных условиях. При этом, поскольку принципиальное изменение состоит в «натурализации» объекта, представление структуры надёжности проектируемого лидарного комплекса и декомпозицию функционирования комплекса переводят в плоскость наблюдаемых и контролируемых данных. «Натурализация» объекта оценки надёжности заключается в появлении с определённого проектного момента не только образа в виде математической модели и чертежа, но и конструкции в физическом воплощении. Соответственно теоретическая модель работоспособности перестраивается на новые информационные возможности, связанные с появлением данных наблюдений поведения конструкции комплекса в испытаниях. При этом, вместо только теоретических распределений параметров моделей появляются фактические статистические наблюдения тех же параметров. Нужно отметить, что за произошедшие информационные изменения приходится «расплачиваться» определёнными информационными потерями. Это связано с ограниченностью практического видения по отношению к теоретическому анализу. Так, многие параметры работоспособности, составляющие

теоретически построенное множество, непосредственно в опытах наблюдаться не могут и поэтому определяются по наблюдаемым явлениям и эффектам, лишь косвенно. Некоторые информационные потери связаны и с необходимостью обращения к экспертизе в процессе испытаний конструкции. Диаграмма стендовых испытаний подсистем лидарного комплекса на этапе отработки представлена на рис.1.

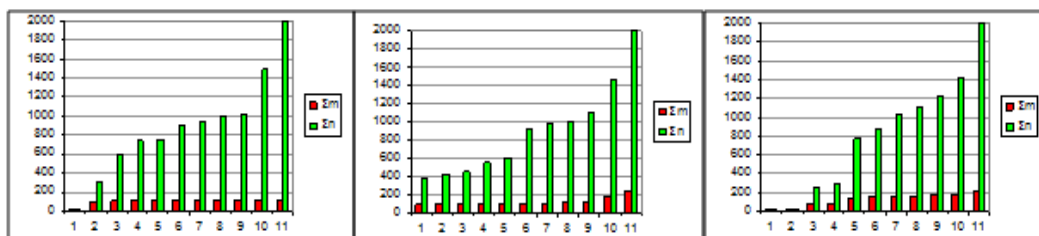


Рис.1. Диаграмма стендовых испытаний подсистем лидарного комплекса

Помимо рассмотренных особенностей, необходимо учитывать также появление в процессе отработки и испытаний свойства восстанавливаемости. В связи с этим в состав объекта отработки и испытаний входят не только собственно конструкция, но и стратегия обслуживания и восстановления лидарного комплекса. В процессе отработки и испытаний информацией, используемой для оценки показателей надежности, являются данные наблюдений за текущим состоянием изделия в опытах: замеры параметров, произошедшие повреждения и неисправности, данные о наработках, режимах и условиях испытаний. При этом комплексная направленность отработки, разнообразие режимов и условий испытаний, отсутствие в штатной программе специальных испытаний на надёжность не препятствуют использованию результатов для оценки ПН. Поэтому они могут быть интерпретированы как успешные или неуспешные, оценивается возможность учёта наработки на отказ и классификации причин отказов.

Библиографический список

- 1 Белов А.В., Борейшо А.С., Морозов А.В., Страхов С.Ю. Проектирование и надежность лазерных комплексов специального назначения: монография. СПб: БГТУ «Военмех», 2014.
- 2 Сорокин А.А., Алексеев П.С. Оценка показателей надежности электронных устройств и систем. Учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2003.
- 3 Дубиновский А.М., Панков Э.Д. Стендовые испытания и регулировка оптико-электронных приборов. Ленинград, 1986.
- 4 Оружие и технологии России. Энциклопедия 21 век. Том 11. Оптико-электронные системы и лазерная техника. – М. Под общей редакцией министра обороны Российской Федерации Сергея Иванова, 2005.

УДК 621.454.3

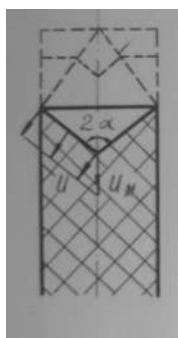
УПРАВЛЕНИЕ МОДУЛЕМ ВЕКТОРА ТЯГИ ДВИГАТЕЛЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА ЗА СЧЕТ ИЗМЕНЕНИЯ СТРУКТУРЫ ЗАРЯДА

И.С. Головчан, С.К. Савельев, Е.Л. Кузнеценко

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

Основной способ управления модулем вектора тяги РДТТ – изменение площади горячей поверхности заряда. Последнее можно осуществить армированием заряда твердого топлива теплопроводными элементами, в рассматриваемом случае – теплопроводными нитями.

Процесс горения топлива с нитью происходит следующим образом: прохождение фронта горения участка топлива с нитью, при горении топлива с постоянной линейной скоростью горения, приведет к более быстрому горению в районе нити. Эта локальная скорость зависит от коэффициента температуропроводности материала нити, и на поверхности горения будут образовываться участки правильной конической формы. Экспериментально определены оптимальные диаметры проволочек, при которых увеличение локальной скорости горения будет максимальным, результаты исследования приведены в литературе. При использовании нити однородного материала, локальная скорость горения постоянна и пропорциональна линейной скорости, коэффициент пропорциональности определяется тангенсом угла раствора конуса.



$$2\alpha = 2\sin^{-1} \frac{U}{U_m}$$

2α – угол раствора конуса, U – линейная скорость горения твердого топлива, U_m – локальная скорость горения топлива в районе нити

Рисунок 1. Горение твердого топлива в районе нити

Если нити помещать на небольшом расстоянии друг от друга и не ориентировано относительно поверхности горения, то конусы, образованные на поверхности горения будут пересекаться. Если в каждый момент времени в формировании горячей поверхности одновременно будет принимать участие достаточно большое количество отрезков нитей, и они будут достаточно равномерно расположены в объеме заряда, то величина общей поверхности горения будет оставаться близкой к постоянной. Для уменьшения общего веса ускоряющих элементов, входящих в заряд, желательно выполнение их из легких материалов, но при этом должна обеспечиваться возможно большая местная скорость горения.[1]

В литературе рассмотрены случаи применения нитей из меди, серебра, алюминия (Таблица 1.) Анализируя материалы, которые могут дать еще большее увеличение локальной скорости горения, при этом иметь небольшой удельный вес, был сделан вывод, что углерод в форме алмаза имеет значительный коэффициент теплопроводности.

Таблица 1.

Материал нитей	Удельный вес, г/см ²	Коэффициент теплопроводности $\alpha \cdot 10^{-6}$, м ² /с	Скорость горения в районе нити, мм/с	Увеличение скорости горения в районе нити, кол-во раз
Топливо без нитей			12.7	1.0
Сталь	7.85	12,5	20.3	1.6
Магний	1.738	65,6	24.4	1.9
Алюминий	2.8	91,3	29.5	2.3
Платина	21.45	22,2	37	2.9
Вольфрам	19.3	36,75	46.2	3.6
Медь	9.0	114,5	58.9	4.6
Серебро	10.6	186,5	77.3	5.3
Аллотропная форма углерода	3.5	566	330,2	26

При экстраполяции графика, также представленного на слайде, можно увидеть, что синтетический алмаз дает увеличение локальной скорости в 26 раз относительно скорости горения топлива без нити. [2]

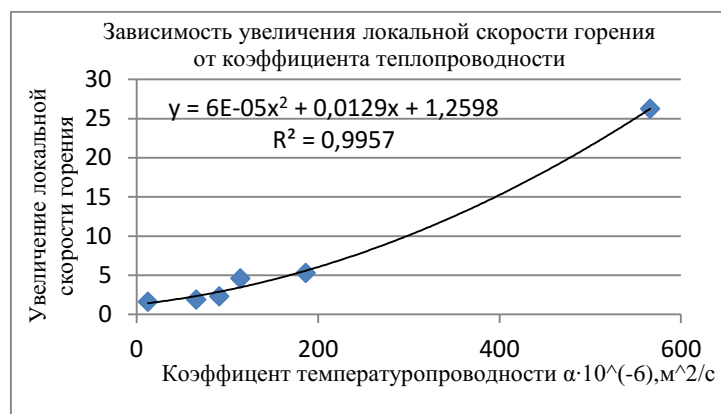


Рисунок 2.

В данной части статьи предлагается способ создания изменяющейся по заданному закону тяги с помощью изменения площади горения торцевого заряда, путем армирования его теплопроводными нитями за счет чередования слоев топлива как без армирования, так и с армированием элементами из различных материалов. Толщина слоев, плотность нитей в заряде и их материал будет зависеть от программы изменения газоприхода, и, соответственно, тяги двигателя.

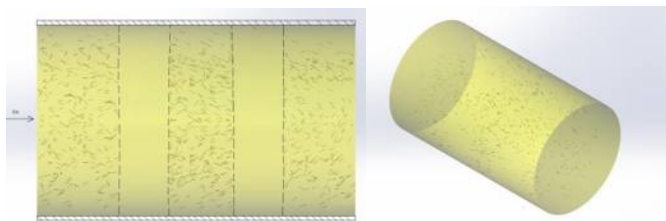


Рисунок 3. Модель заряда с изменяющимся по заданному закону модулем вектора тяги, путем ступенчатого армирования.

Размеры и количество конических поверхностей, составляющих горящую поверхность, определяются только их углом конусности $\alpha = \arcsin \frac{U}{U_m}$, длиной ускоряющих элементов l_3 и взаимным пересечением этих поверхностей, которое в свою очередь, зависит только от числа элементов n_3 в единице объема заряда. Следовательно, повышение скорости (поверхности) горения является функцией лишь трех параметров: $\frac{U_m}{U}, l_3, n_3$. Случайный характер расположения элементов (положения их средних точек и направления) в массе топлива заряда усложняет теоретическое отыскание зависимости $\frac{V}{U} = f\left(\frac{U_m}{U}, l_3, n_3\right)$, где V — повышенная скорость армированного нитями слоя, U — линейная скорость горения, U_m — скорость горения топлива в районе нити.

В настоящий момент окончательный вид зависимости $\frac{V}{U} = f\left(\frac{U_m}{U}, l_3, n_3\right)$ не определен. Без знания этой зависимости не получается дать точные значения по определению параметров модификации заряда теплопроводными элементами, однако можно сделать некоторые оценки по количеству элементов в единице объема и длине элементов из условий обеспечения устойчивости внутрикамерного процесса, сохранения уровня поверхности горения и допустимому уровню изменчивости поверхности горения заряда.

Расчет проводился на заряд для двигателя зенитной управляемой ракеты. Длина заряда 0.57 м, диаметр 0.112 м, длина нити — 2,5 мм, диаметр нити — 0.2 мм. В ходе проведения расчетов, была получена величина числа элементов (нитей) на единицу объема (120 на объем данного заряда). Так же был уточнен процесс горения слоя топлива с нитями, то есть количество нитей, находящихся во фронте горения (20 из 120).

Из сказанного выше можно дать некоторые рекомендации по поводу дальнейшей работы:

1. Уточнить модель влияния нитей на газоприход и тягу двигателя;

2. Рассмотреть перспективы возможности модификации данной схемы управления тягой двигателя;
3. Разобрать задачу синтеза двигателя, использующего температуропроводные нити для обеспечения заданных режимов работы.

Кроме рассмотренных выше способов регулирования вектором тяги авторами предлагается вариант математической модели теплового состояния тепловой нити.

Мне не известны теоретические описания процесса, описанного ранее, в связи с чем разработана модель сопряженной задачи. В ней рассматривается нагрев топлива и нити от продуктов сгорания, и совместно с этим теплообмен между нитью и топливом. Также надо учитывать, что передача тепла от нити топливу в точке контакта неравномерная, из-за чего профиль конуса в этом месте может иметь сложную форму.

Решение данной задачи теплового состояния находится большим количеством итераций. При этом в каждой итерации система координат привязывается к точке контакта нити и топлива (Рис.4). Так как топливо и нить выгорают, то необходимо подобрать такую скорость движения системы координат, чтобы в каждой итерации профиль поверхности топлива и нити оставался постоянным относительно центра СК. Иначе необходимо будет пересчитывать профиль температур нити и топлива относительно новой СК.

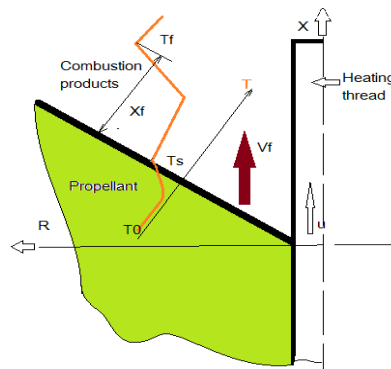


Рисунок 4. Положение системы координат.

В связи с очевидными трудностями обсчета этой модели предлагается упрощенная модель. В этом приближении рассматривается однородная по длине нить, находящаяся в равновесии с топливным массивом. Примем допущение, что режим стационарный.

Примем, что профиль температуры в массиве топлива постоянен вдоль направления горячей поверхности, определяется профилем Михельсона и изменяется от T_0 до T_s – температура горения топлива. Профиль температуры продуктов сгорания на длине «темной зоны» не изменяется и равен T_1 , а затем скачкообразно возрастает до T_f – температура светящегося пламени (Рис.5).

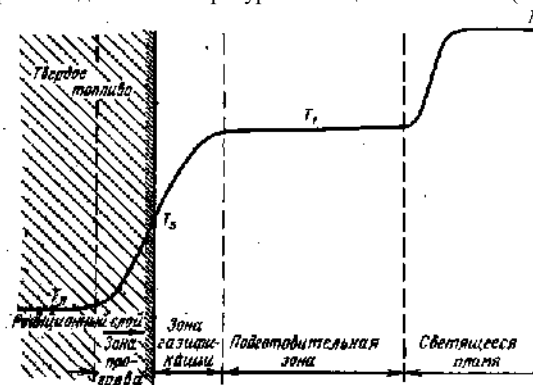


Рисунок 5. Профиль температур.

В данной постановке пренебрегаем изменением температуры топлива в зоне контакта с нитью. Это даст возможность рассматривать только тепловое состояние проволоки, а влияние топливного массива перенести в граничные условия.

Возможная несогласованность по скорости перемещения точки начала координат и теплового состояния будет приводить к тому, что в зоне контакта проволока будет либо перегреваться, либо охлаждаться (по отношению к массиву топлива). Таким образом, будет необходимо подобрать такую скорость, которая обеспечит стационарное состояние с примерно совпадающими в зоне горячей поверхности температуры T_s и температуры T_H .

В качестве упрощенной математической модели записано дифференциальное уравнение энергии, учитывающее неоднородность нити по радиусу и движение центра СК.

$$c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{R} \frac{\partial T}{\partial R} \left(R \lambda \frac{\partial T}{\partial R} \right) + \frac{\partial T}{\partial x} \left(\lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) - u_{cp} \frac{\partial T}{\partial x}$$

Начальные условия соответствуют нормальным.

Граничные условия нити следующие:

На торце – температура плавления материала ТН.

В случае композитного ТН на границе между слоями выполняются условия сопряжения

$T_{R-} = T_{R+}$ and $-\lambda_{R+} \frac{\partial T}{\partial R} \Big|_{R+} = -\lambda_{R-} \frac{\partial T}{\partial R} \Big|_{R-}$ (равенство температур с двух сторон от границы и равенство тепловых потоков).

При $x \leq 0$, что соответствует части ТН, находящейся в массиве топлива, тепловой поток в топливо определяется $Q_{rгор} = -\lambda_{rгор} \frac{\partial T}{\partial R} \Big|_{R>R_{TH}}$ - градиентом заданного температурного поля в массиве топлива.

При $x > 0$, что соответствует части ТН, находящейся в потоке продуктов сгорания. $-\lambda \frac{\partial T}{\partial R} = \frac{\alpha}{c_s} (H_f - H_{TH})$. α - коэффициент теплоотдачи между продуктами сгорания и ТН. Или $Q = Nu \frac{\lambda}{x} (T_f - T_{TH})$.

$Nu = a Re^b Pr^c \left(\frac{x}{2R_{TH}} \right)^{-d}$, все параметры берутся по продуктам сгорания.

В связи с нетривиальностью поставленной задачи мы займемся решением каскада математических моделей - сначала упрощенной, затем сопряженной с возможными осложнениями последней.

Библиографический список

1. Старт-2018: Тезисы докладов IV Общероссийской молодежной научно-технической конференции./БГТУ-СПб., 2018. – 82с.
2. Авиационные и ракетные двигатели. т.1. Процессы горения топлив в РДТТ. «Москва» 1974 – 218с.

УДК 629.7.02

ЭВОЛЮЦИЯ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В СПУСКАЕМЫХ АППАРАТАХ

Ю.А.Гуц, М.К.Никулов, В.Е.Смирнова

Южно-Уральский государственный университет (НИУ)

Спускаемый аппарат (СА) – часть космического летательного аппарата (ЛА), предназначенная для безопасного спуска на поверхность Земли (или другого тела Солнечной системы) и предохранения космонавтов и опытной аппаратуры от внешнего воздействия. В зависимости от наличия на небесном теле атмосферы СА можно поделить на две большие группы: СА, предназначенные для посадки на тело с атмосферой, близкой к земной или плотнее, и аппараты, спускаемые на тела, имеющие разреженную атмосферу или не имеющую атмосферы вовсе. Так, СА, соответствующие первой группе, должны обязательно иметь теплозащитное покрытие (ТЗП) вследствие высокотемпературного нагрева корпуса из-за торможения в плотных слоях атмосферы, когда как СА, относящиеся ко второй группе, вовсе не нуждаются в ТЗП.

Для реализации качественной тепловой защиты СА к теплозащитному материалу (ТЗМ) предъявляется ряд строгих требований, таких как:

- высокая термостойкость при нагреве;
- высокие прочностные характеристики;
- низкая теплопроводность;

– выделение при нагреве значительного количества газообразных продуктов для эффективной блокировки тепловой теплового потока к поверхности ЛА и т.д.

Однако соответствие всем требованиям на данный момент не является возможным. Так, например, углерод-углеродные композиционные материалы (УУКМ) и графиты имеют высокую термостойкость и прочность, а термопласты обладают нужным коэффициентом теплопроводности, и при их нагреве образуется достаточное количество газообразных веществ для вдува их в пограничный слой.

При проектировании тепловой защиты (ТЗ) необходимо знать механизм разрушения ТЗП. По этому принципу ТЗМ подразделяются на следующие виды:

- сублимирующие материалы;
- химически разрушающиеся графитовые и УУКМ;
- разлагающиеся и коксующиеся полимерные материалы;
- оплавливающиеся и коксующиеся композиционные материалы (КМ);
- коксующиеся КМ на неорганической основе.

Первые ЛА в качестве ТЗП использовали асботекстолит, графитовые материалы; в качестве теплоизоляционных – пенопласт, картон. Впоследствии необходимость возвращения СА на Землю потребовала применения более мощной теплозащиты, и с развитием материаловедения в качестве ТЗМ всё больше стали применяться КМ.

Так, на первых СА преимущественно использовались тканеподобные ТЗМ: советский «Восток» был защищён асбестовой тканью, пропитанной смолой, американский «Меркурий» – стекловолокном и резиной.

На СА космического корабля (КК) «Союз» лобовой щит выполнен из абляционного материала с наполнителем в виде асбестовой ткани, а боковая теплозащита представляет собой трёхслойный пакет из сублимирующего материала типа фторопласт, плотного абляционного материала типа стеклотекстолита, создающего прочную оболочку, и теплоизолятора в виде волокнистого материала с лёгкой связующей пропиткой. На КК «Аполлон» использовался абляционный материал, которым заполнялась сотовая конструкция на основе стеклоткани, приклеенная к корпусу СА.

В рассмотренных аппаратах преимущественно применяется абляционный метод тепловой защиты (ТЗ), который заключается в разрушении внешнего слоя и частичном уносе массы.

Помимо абляционного метода в качестве ТЗ СА может использоваться излучательный метод. Излучательные системы основаны на применении внешней тонкой оболочки из высокотемпературного материала, которая, будучи нагретой, излучает в пространство тепло, уравнивая поток тепла от аэродинамического нагрева. Максимальная допустимая рабочая температура материала оболочки ограничивает условия применения ТЗ по поступающему потоку тепла. Защита такого типа была использована на КК «Меркурий», боковая коническая поверхность которого была покрыта черепицей из никель-кобальтового сплава толщиной 0,4-0,8 мм со слоем теплоизоляции под ней.

Стоит заметить, что абляционные системы на сегодняшний день являются единственным способом ТЗ СА, применяемым в лобовых экранах. Основной причиной этому служит способность покрытия выдерживать высокотемпературный тепловой поток.

Однако несмотря на свои достоинства, с развитием РКТ, когда появилась потребность в создании многоразовых космических систем, абляционный способ защиты оказался непригодным ввиду невозможности его повторного использования, а также большой массы и самого принципа действия: из-за неравномерного уноса материала изменяется начальная геометрическая форма ЛА, что приводит к потере устойчивости СА.

Для создания многоразовых космических систем был разработан метод ТЗ на основе локальной защиты корпуса ЛА посредством размещения на обшивке плиток различной структуры и состава. Такой метод использовался на КК «Буран» и КК «Space Shuttle», ТЗП которых были основаны на применении керамических плиток. Так, например, теплозащита «Бурана» состояла из плиток ТЗМ из особоличистых кварцевых волокон с наружным стекловидным покрытием. В местах высоких температурных напряжений из-за неравномерного прогрева применялись плитки из углерод-углеродной ткани, пропитанной углеродной нитью и пропитанной фенольной смолой.

Таким образом, по рассмотренным примерам можно заключить, что как таковой эволюции ТЗМ не случилось. Всё развитие ТЗ СА сводилось к разработке новых технологий и созданию новых способов ТЗ.

Так, на сегодняшний момент на этапе разработки Big Falcon Rocket заявляется, что СА Dragon не будет иметь теплового защитного экрана. По словам Илона Маска, ТЗ будет осуществляться охлаждением сжиженным метаном криогенной температуры наветренной стороны корпуса СА.

Также существует патент, описывающий возможный способ защиты СА. Согласно этому патенту, ТЗ СА осуществляется за счёт нанесения на наветренную часть корпуса льда, созданного из газонакапельной смеси, выработанной кислородно-водородным электрохимическим генератором и охлаждённой естественным путём.

Вследствие вышесказанного можно предположить, что на данный момент существует тенденция перехода от пассивной ТЗ СА к активной, которая раньше не имела широкого распространения в космической технике и применялась только в локальных узлах. Этот подход требует высокой технологичности и усложнения конструкции, однако очевидные достоинства делают его довольно привлекательным для дальнейшего внедрения в теплозащиту СА.

Библиографический список

1. Попов Е.И. Спускаемые аппараты. М.: Знание, 1985.
2. Бобков В.Н. Космические аппараты. М.: Военное издательство, 1983.
3. Мячочин А.С., Никитин П.В. Конспект лекций (теоретический материал) по дисциплине «Термо-газодинамика и теплообмен в элементах конструкций космических летательных аппаратов», М.: Московский авиационный институт (НИУ), 2015.
4. Способ теплозащиты и модуляции аэродинамического сопротивления объекта, спускаемого с космического аппарата: пат. 2219110, ОАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королева», 2002.

УДК 629.78

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ НЕСТАНДАРТНЫХ ПРОФИЛЕЙ РАДИАТОРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.М.Калинина, Л.И. Калягин, В.А.Климкин*

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

**АО «Информационные спутниковые системы» им. М.Ф. Решетнева»*

Тепловое проектирование космических аппаратов (КА) является важной и трудоёмкой задачей. В самой простой постановке она включает в себя выбор площади радиатора, а также выбор мощности электрообогревателей.

Мощность современных космических аппаратов (КА) с каждым годом непрерывно растёт. Рост мощностей неизбежно приводит к увеличению потребной площади радиационной поверхности КА. Этот факт вытекает из того, что теплообмен в космическом пространстве осуществляется только излучением, а тепловой поток, который возможно сбросить определяется согласно закону Стефана-Больцмана:

$$Q = \tilde{\varphi} \cdot \varepsilon \cdot \sigma_0 \cdot T_p^4 \cdot F_p \quad (1)$$

где, ε – степень черноты, σ_0 – постоянная Стефана-Больцмана, F_p – площадь радиационной поверхности, T_p – температура радиационной поверхности, $\tilde{\varphi}$ – осреднённый угловой коэффициент видимости космического пространства.

Анализируя выражение (1) можно сделать вывод, что на эффективность сброса тепла в космическое пространство влияют следующие факторы:

1. Температура радиационной поверхности КА.
2. Площадь радиационной поверхности КА.
3. Степень черноты радиационной поверхности.
4. Осреднённый угловой коэффициент видимости космического пространства.

Температура радиационной поверхности может находиться только в строго заданном пределе, границы которого определяются рабочими температурами оборудования, которое установлено на борту КА. Строго говоря, нельзя свободно регулировать этот параметр.

Степень черноты зависит от материала, которым облицована радиационная поверхность. В современной практике достижимо значение 0,9. Увеличить этот параметр до значений ближе к единице возможно только путем создания принципиально новых материалов (типа истинный солнечный отражатель), что является чрезвычайно сложной задачей.

Остается возможность увеличивать площадь радиационной поверхности. Возможно несколько вариантов реализации данной идеи:

1. Увеличение габаритных размеров КА.

2. Использование раскрываемых радиаторов на борту.

3. Использование различных типов поверхностей радиаторов.

Габариты КА строго ограничены размерами обтекателя, и их увеличение свыше заданных размеров потребует разработать нового, более вместительного, что стоит достаточно дорого.

Использование раскрываемых радиаторов потребует введения системы раскрытия, что не может положительно сказаться на характеристиках надежности КА.

Таким образом, остается один перспективный путь – использовать нетипичные поверхности для радиаторов, например поверхности с образующей в форме синусоиды, выпуклые и вогнутые поверхности. При проектировании таких радиаторов важно учитывать, что нестандартная геометрия ограничивает осредненный угловой коэффициент, что может привести к снижению отводимого теплового потока.

Целью данной работы является исследование эффективности использования различных профилей радиаторов. Исходными данными для расчетов была высокоэллиптическая орбита, с параметрами $i = 64.41$, $e = 0.707419$ и большая полуось $H = 26556.74 \text{ км}$, и габариты КА: $1 \times 1 \times 0.5 \text{ м}$.

Расчет производится в программном пакете для конечно-разностного анализа TERMICA V4.7. Программа использует определенный класс математических уравнений, связанных с термическим анализом, которые специально адаптированы для моделирования проводимости и излучения. Так же данные уравнения могут использоваться и для более сложных постановок задачи.

Математическая формулировка представляет собой систему дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} \dots \\ C_i \frac{dT_i}{dt} = \sigma \sum_j GR_{ij} (T_j^4 - T_i^4) + \sum_j GL_{ij} (T_j - T_i) + \sum_j GF_{ij} (T_j - T_i) + QS_i + QA_i + QE_i + QI_i + QR_i \\ \dots \end{cases} \quad (2)$$

где: T_i – температура вычисляемого узла i , t – время, C_i – теплоемкость узла i , GR_{ij} – симметричная радиационная связь между узлами i и j , GL_{ij} – симметричная линейная связь между узлами i и j , GF_{ij} – односторонняя линейная связь между узлами i и j , QS_i – солнечная энергия, поглощаемая узлом i , QA_i – энергия, отраженная поверхностью планеты, поглощаемая узлом i , QE_i – энергия собственного излучения планеты, поглощаемая узлом i , QI_i – внутренняя энергия, поглощаемая узлом i , QR_i – дополнительная энергия, поглощаемая узлом i .

Рассматривались различные формы радиаторов, а именно, с образующей в форме синусоиды и выпуклые (вогнутые), в сравнении с плоским радиатором при условии одинаковой тепловой нагрузки (рисунок 1).

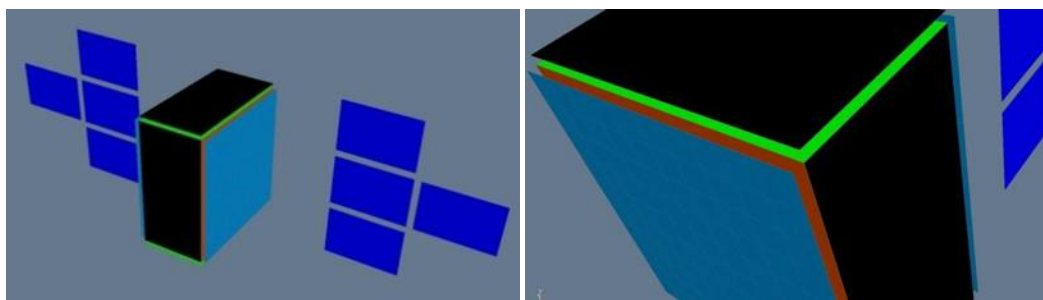


Рисунок 1 – Общий вид КА с плоским радиатором

Используя выпуклые (вогнутые) радиаторы, показанные на рисунке 2, прирост площади будет незначительным относительно плоского радиатора, но при этом значительно увеличивается масса из-за увеличения толщины соевого заполнителя вследствие особенностей его конструктивного исполнения.

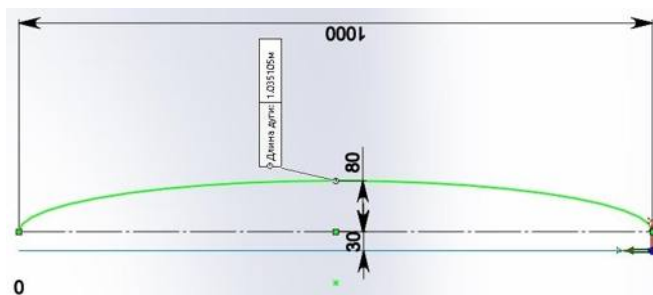


Рисунок 2 – Расчетная схема выпуклого и вогнутого радиатора

При рассмотрении радиатора с образующей в форме синусоиды (уравнение 3) варьировались амплитуда A и период T .

$$y = A \cdot \sin\left(\frac{X}{B}\right) \quad (3)$$

Расчетные случаи представлены в таблице 1, а так же был рассчитан прирост площади радиатора при использовании нестандартного профиля.

Таблица 1. Характеристики радиационных поверхностей

Расчетные случаи для радиатора в форме синусоиды	Характеристики синусоиды		Площадь радиатора, м ²	Площадь плоского радиатора, м ²	Прирост площади, %
	A	T			
A=20мм		T=50 мм	1.31737	1	31.7
		T=75 мм	1.15161		15.1
		T=100 мм	1.09003		9.0
		T=125 мм	1.05795		5.8
		T=150 мм	1.03779		3.8
A=30мм		T=50 мм	1.61570		61.6
		T=75 мм	1.31464		31.5
		T=100 мм	1.19196		19.1
		T=125 мм	1.12685		12.7
		T=150 мм	1.08813		7.3
A=40мм		T=75 мм	1.50956		50.9
		T=100 мм	1.31770		31.8
		T=125 мм	1.21538		21.5
		T=150 мм	1.15333		15.3

При расчете учтено изменение толщины сотового заполнителя (в виде изменения термического сопротивления), а также переизлучение элементарных площадок между собой, как следствие можно считать, что расчет имеет высокую степень достоверности.

Начальное условие расчета – начальная температура в момент времени $\tau=0$ равна 0°C . Граничным условием для расчета была плотность теплового потока равная 231 Вт/м^2 , подведенная к внутренней обшивке сотопанели. Расчетная схема в пакете TERMICA представлена на рисунке 3.

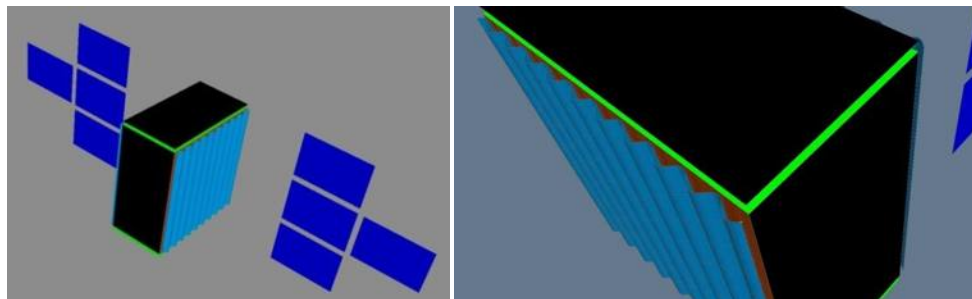


Рисунок 3 – Расчетная схема КА с радиатором с образующей в форме синусоиды

В результате расчета были получены среднеинтегральные температуры по поверхности в каждый момент времени и, соответственно, за виток. График зависимости среднеинтегральной температуры от времени для случая A=20 показан на рисунке 4.

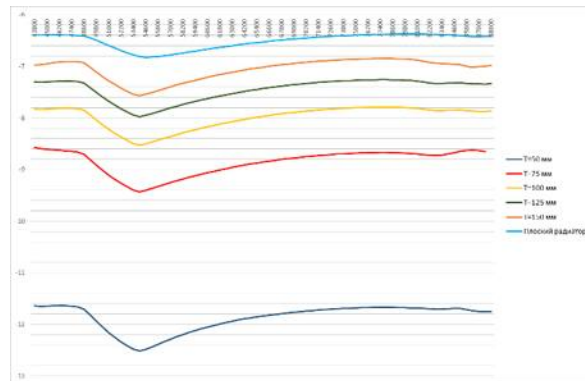


Рисунок 4 – Зависимость среднеинтегральной температуры внешней поверхности от времени для A=20

Общие результаты расчета для всех расчетных случаев представлены в таблице 2.

Таблица 2. Результаты расчета

Расчетные случаи для радиатора в форме синусоиды	Характеристики синусоиды		Среднеинтегральная температура радиатора за виток, С	Температура плоского радиатора, С	Осредненный угловой коэффициент
	A=20 мм	T=50 мм		-12.033	-6.596
T=75 мм			-8.979	0.895	
T=100 мм			-8.096	0.935	
T=125 мм			-7.553	0.954	
T=150 мм			-7.150	0.968	
A=30 мм	T=50 мм		-19.930	0.667	
	T=75 мм		-12.953	0.804	
	T=100 мм		-10.060	0.865	
	T=125 мм		-9.122	0.909	
A=40 мм	T=150 мм		-7.872	0.930	
	T=75 мм		-19.521	0.717	
	T=100 мм		-12.853	0.807	
	T=125 мм		-10.574	0.861	
	T=150 мм		-8.973	0.887	

На основе результатов был проведен сравнительный анализ радиатора с образующей в форме синусоиды и плоского радиатора по критериям массы и теплового потока (уравнение 4 и 5 соответственно) (таблица 3).

$$\Delta M = \left(\left(\frac{M_{\sin}}{M_{\text{flat}}} \right) - 1 \right) \cdot 100\% \quad (4)$$

$$\Delta Q = \left(\left(\frac{Q_{\sin}}{Q_{\text{flat}}} \right) - 1 \right) \cdot 100\% \quad (5)$$

где: M_{\sin} – масса обшивки радиатора с образующей в форме синусоиды, при заданном тепловом потоке и температуре, M_{flat} – масса обшивки плоского радиатора, который отводит тепловой поток равный отводимому тепловому потоку от радиатора с образующей в форме синусоиды, с температурой радиатора $T = -6.5^{\circ}\text{C}$, Q_{\sin} – тепловой поток, отводимый радиатором с образующей в форме синусоиды

при $T = -6.5^{\circ}C$, то есть среднеинтегральной температуре для плоского радиатора, $Q_{flat} = 231 Bm$ – тепловой поток, отводимый плоским радиатором $S = 1m^2$, при $T = -6.5^{\circ}C$.

Габариты радиатора с образующей в форме синусоиды и плоского радиатора одинаковы.

Таблица 3. Сравнительные характеристики радиаторов

А, мм	Т, мм	$\Delta Q, \%$	$\Delta M, \%$
20	50	11.655	17.985
	75	9.291	5.371
	100	8.13	0.806
	125	7.119	-1.236*
	150	6.532	-2.585*
30	50	14.356	41.287
	75	12.11	17.259
	100	9.33	9.021
	125	8.737	3.631
	150	7.316	1.395
40	75	14.78	31.512
	100	12.7	16.874
	125	11.03	9.465
	150	8.51	6.288

* – знак «-» означает, что радиатор с нестандартным профилем легче, чем с плоским.

По результатам проведенного анализа можно сделать вывод, что использование радиатора с образующей в форме синусоиды может быть в достаточной степени эффективно, если речь идет о средних периодах и амплитудах.

Использование профилей с большими амплитудами и малыми периодами в большинстве своем нецелесообразно, так как большая часть узлов имеет сравнительно малый осредненный угловой коэффициент с космосом, что приводит к бесполезному увеличению массы, без значительного прироста эффективности.

Использование слишком малых амплитуд по большому счету не приведет к приросту площади, а как следствие не принесет и прироста в сбросе теплового потока.

Среди синусоид, имеющих средние характеристики, нельзя выбрать оптимальную, потому что каждая из них может быть оптимальна под конкретные задачи. Таким образом, выбор конкретного профиля в основном регламентируется тем какой тепловой поток необходимо сбросить и в рамках каких габаритов.

Библиографический список

1. Зигель Р., Хауэлл Дж. Теплообмен излучением / пер. с англ. под ред. д-ра техн. наук Б. А. Хрусталева. М.: Мир, 1975.
2. Thermica. Version 4.7.0. User manual. Ref: ASTRI.UM.757138.ASTR, 2013.
3. В.В. Малоземов. Системы обеспечения теплового режима космических летательных аппаратов: учебное пособие для вузов. - М.: Машиностроение. – 1978. – 80с.

УДК 662.613

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ЭВОЛЮЦИИ МНОГОФАЗНОГО ПОТОКА ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ НА ИНТЕНСИВНОСТЬ ШЛАКООБРАЗОВАНИЯ В КАМЕРЕ РДТТ

Д.И. Куклин, А.А. Низяев

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

Современные твердотопливные ракетные двигатели (РДТТ) имеют ряд специфических конструктивных особенностей: сложная форма зарядов, большая полнота заполнения камеры сгорания (КС), применение «утопленного сопла», высокое содержание Al в составе смесевых твердых топлив. Следствием последнего является образование конденсированных продуктов горения (КПГ), появляющихся в поверхностном слое и на поверхности горящего топлива. Эти продукты представляют собой частицы различных размеров. К крупной фракции КПГ относятся агломераты, которые могут достигать сотен и даже тысяч микрометров. Эти частицы состоят из капель активного металла, его

оксида [1], а также могут включать газовые полости [2]. Указанные особенности приводят к шлакообразованию на стенках камеры РДТТ, что является причиной дополнительных потерь удельного импульса, увеличения пассивной массы конструкции, усиления теплового и химического воздействия на теплозащитное покрытие и в целом способны заметно снизить эффективность РДТТ.

Конденсированные продукты формируются в поверхностном слое горящего топлива, после чего в потоке продуктов сгорания осуществляется их эволюция, которая заключается в протекании ряда физико-химических превращений, приводящих к изменению размеров, химического состава, структуры, а также массовой доли частиц КПП. При этом горение Al агломератов приводит к изменению химического состава, температуры и характеристик явлений переноса газообразных продуктов. Таким образом, имеет место эволюция многофазного потока продуктов сгорания в целом [3].

Актуальной задачей является разработка методики для прогнозирования интенсивности шлакообразования на элементах конструкции КС. Целью настоящей работы является проведение анализа влияния на интенсивность шлакообразования в КС как характеристик агломератов (размеров, массовой доли, содержания активного Al), так и процессов при их эволюции (горения Al агломератов, химического взаимодействия между Al и Al₂O₃ с образованием газообразных полостей с связанным с этим изменением структуры агломератов, а также уноса продуктов реакции). Проведение настоящего анализа осуществляется с использованием модели эволюции агломератов в потоке продуктов сгорания [3].

Для расчета массы шлакового остатка в двигателе используется траекторный метод. Суть его заключается в следующем. Предварительно производится определение параметров газодинамического поля течения в камере. Затем моделируется движение и эволюция ограниченного числа «пробных частиц» - агломератов, начальные параметры которых (размеры, химический состав, массовая доля, координаты) определяются по результатам дискретизации непрерывной функции распределения агломератов по размерам и разбиения поверхности горящего топлива на участки. Учет межфазных взаимодействий при горении и эволюции агломератов осуществляется путем итераций, на которых последовательно уточняются параметры КПП и газовой фазы. Частицы, траектории которых пересекают физические границы расчетной области, считаются выпавшими в шлак. Расчет проводится в различные моменты времени работы двигателя. Это позволяет определить зависимость интенсивности осаждения от времени работы РДТТ и оценить путем интегрирования полученной зависимости массу шлакового остатка.

Массовые потоки осаждающихся частиц определяются по следующим зависимостям:

$$M_m^a = Z_d * z_m^0 * \rho_t * U_t * S_t$$

$$M_{agg} = \frac{1 + 48 * \eta}{54 + 49 * (1 - \eta)}, \quad (1)$$

где M_m^a – массовый поток металла агломератов, M_{agg} – массовый поток агломератов, Z_d – массовая доля осаждающегося металла по отношению к массе исходного металла в составе топлива, η – массовая доля оксида в агломератах, z_m^0 – массовая доля металла в составе топлива, ρ_t – плотность топлива, U_t – линейная скорость горения топлива, S_t – площадь горения топлива. Параметры Z_d и η определяются по результатам моделирования эволюции агломератов и траекторного анализа.

Исходными данными для проведения параметрического анализа являются свойства топлива, условия горения, начальные характеристики агломератов у поверхности топлива, определяемые по экспериментальным данным [1], а также геометрические характеристики расчетной области.

Топливо выбрано следующего состава [1]: Окислитель – NH₄ClO₄, металлическое горючее – Al, полиизопреновое связующее – C_{73.4}H_{117.44} и пластификатор C₉H₃₅. Массовая доля указанных компонентов соответственно равна 0.64, 0.24, 0.025, 0.095.

Для задания расчетной области выбраны геометрические характеристики двигателя Castor 30 [4]. Расчеты проводятся для начального и промежуточного моментов работы двигателя. Геометрические характеристики расчетной области представлены на рис. 1.

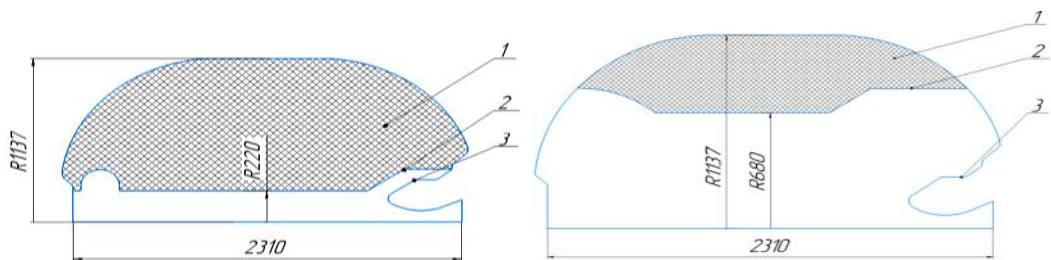


Рис. 1. Геометрически параметры камеры сгорания в разные моменты времени. 1 – Заряд топлива; 2 – Поверхность горения топлива; 3 – Стенка, подверженная выпадению шлака.

Характеристики агломератов у поверхности топлива (Da_0 – начальный диаметр частицы, η – массовая доля оксида, v_g^0 – объем газовой полости по отношению к объему капли оксида, Z_m^a – массовая доля исходного металлического горючего, формирующего агломераты) варьируются в пределах, установленных по результатам анализа существующих экспериментальных данных [3], и указаны в табл.1.

Таблица 1 – Начальные параметры агломератов у поверхности топлива

Параметр	Значения
Da_0	150 ... 500 мкм
η	0.3 ... 0.95
v_g^0	0 ... v_g^{\max} по условиям схлопывания газовой полости [2]
Z_m^a	0.05...0.35

Для оценки влияния отдельных явлений, а также эволюции в целом на массовый поток агломератов, выпадающих в шлак, расчет был осуществлен в нескольких вариантах:

- Вариант №1. Отсутствует учет эволюции агломератов в потоке продуктов сгорания. Параметры частиц не меняются при движении в потоке.
- Вариант №2. Отсутствует учет эволюции агломератов в потоке продуктов сгорания, при этом агломераты содержат стационарные газовые полости. Параметры частиц не меняются при движении в потоке.
- Вариант №3. Учитывается только химическое взаимодействие между активным металлом агломерата и его оксидом при отсутствии моделирования других процессов.
- Вариант №4. Учитывается только газофазное горение частиц при отсутствии моделирования других процессов.
- Вариант №5. Учитываются все процессы в ходе эволюции.

Результаты моделирования осаждения частиц целесообразно сравнивать с каким-либо «базовым» вариантом расчета. В качестве «базового» варианта выбран вариант расчета №1, в котором отсутствует учет эволюции частиц. Это позволит сделать вывод о непосредственном вкладе одного из рассматриваемых явлений на интенсивность шлакообразования. Результаты представлены в виде относительных величин k_i , рассчитываемых по следующей формуле:

$$k_i = \frac{M_{m0}^a - M_{mi}^a}{M_{m0}^a}, \quad (2)$$

где k_i – доля, на которую изменился поток осаждающихся частиц при i -том варианте расчета, M_{m0}^a – массовый поток осаждающегося металла агломератов для 1 варианта расчета, M_{mi}^a – массовый поток осаждающегося металла агломератов, соответствующий i -тому варианту моделирования.

Начальный момент работы двигателя. Результаты определения параметра k_i при различных вариантах расчета для начального момента работы двигателя представлены в табл. 2 и табл. 3.

Таблица 2 – Значения k_i при $\eta=0.3$.

№ Варианта расчета Da_0 , мкм	2 ($v_g^{\max}=0.55$)	3	4	5
150	0	0.0188	0.1171	0.1359
300	0	0	0.0598	0.0610
500	0	0	0.022	0.0232

Таблица 3 – Значения k_i при $\eta=0.8$.

№ Вариант расчета Da_0 , мкм	2 ($v_g^{\max}=0.8$)	3	4	5
150	0.0507	0.0169	0.0689	0.0702
300	0.0306	0	0.0283	0.0283
500	0.016	0	0.0183	0.0183

Расчитанные значения массовых потоков металла агломератов, осаждающихся на поверхности камеры сгорания, M_m^a , представлены графически на рисунке 2:

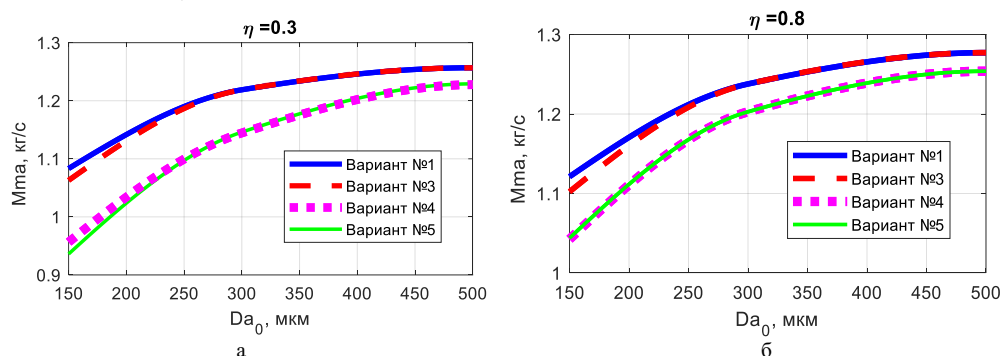


Рис. 2. Зависимость M_m^a от размера агломератов Da_0 для различных вариантов расчета при: а) $\eta=0.3$, б) $\eta=0.8$

Таким образом, анализ полученных данных позволяет сделать следующие выводы о влиянии характеристик агломератов и процессов при их эволюции на процесс осаждения:

- 1) Влияние начальных размеров агломератов. Увеличение размеров приводит к увеличению величины потока металла осаждающихся агломератов M_m^a за счет снижения их массы и уменьшения влияния эволюционных процессов. Согласно результатам моделирования, увеличение размеров агломератов от 150 до 500 мкм увеличивает величину M_m^a на $\approx 20\%$ при $\eta=0.8$ и $\approx 30\%$ при $\eta=0.3$ (см. рис. 2, вариант №5).
- 2) Влияние начального содержания оксида. Больше содержание оксида в частице при фиксированном размере увеличивает интенсивность осаждения, что связано с большей плотностью оксида. Так, для частиц с размерами 150 мкм увеличение η от 0.3 до 0.8 увеличивает величину M_m^a на $\approx 9\%$, а для частиц с размерами 500 мкм – на 2.5% (см. рис. 2, вариант №5)
- 3) Влияние размеров стационарной газовой полости. Увеличение относительного объема стационарной полости v_g^0 от 0 до потенциально максимально возможного по условиям схлопывания v_g^{\max} влияет на интенсивность осаждения следующим образом. При малом η полость не может достигнуть существенных размеров (она располагается преимущественно в пределах капли оксида [2]), поэтому ее наличие не оказывает влияние на интенсивность осаждения

(см. табл. 2, вариант №2). Увеличение η и уменьшение Da_0 будет способствовать усилению влияния v_g^0 на M_m^a . Потенциально наличие стационарной газовой полости максимального размера способно уменьшить M_m^a на $\sim 1.5 - 5\%$ (в зависимости от Da_0) для частиц с $\eta=0.8$ (см. табл. 3, вариант 2) и до 6.2% для частиц с $\eta=0.95$ и $Da_0 = 150$ мкм (см. рис. 2).

- 4) Влияние химического взаимодействия между Al и Al₂O₃. Это явление способно уменьшить интенсивность осаждения, во-первых, за счет уменьшения массы частиц вследствие уноса реагирующих компонентов, и, во-вторых, за счет образования газообразных полостей. Уменьшение Da_0 и η , а также давления усиливают влияние первого фактора [2]. Напротив, увеличение Da_0 и η приводят к образованию стационарных газовых полостей, влияние которых описано в п.3. За счет уноса Al-Al₂O₃ уменьшение M_m^a составляет 1.7 – 1.9% в зависимости от η для частиц с размером 150 мкм (см. табл. 2-3). При увеличении размеров частиц унос не осуществляется и образуются стационарные газовые полости, объем которых, однако, существенно меньше предельного по условиям схлопывания, что снижает влияние на интенсивность шлакообразования. В этой связи можно утверждать, что влияние описываемого явления на интенсивность шлакообразования будет определяться, в основном, уносом Al-Al₂O₃ за счет роста и схлопывания газовых полостей и в намного меньшей степени образованием стационарных газовых полостей.
- 5) Влияние газофазного горения Al. Газофазное горение приводит к уменьшению размеров агломерата, что уменьшает интенсивность осаждения. Уменьшение прогнозируемой интенсивности осаждения с учетом горения Al составляет $\approx 7\%$ (при $\eta = 0.8$), $\approx 12\%$ (при $\eta = 0.3$) для частиц с размерами 150 мкм и уменьшается до $\approx 2 - 3\%$ с ростом размеров частиц до 500 мкм (см. табл. 2, 3, вариант 4).
- 6) *Общее влияние эволюции агломератов.* При учете всех явлений влияние эволюции в целом на процесс осаждения агломератов определяется, в первую очередь, процессом горения металла агломератов. С уменьшением размеров агломератов возрастает также роль уноса Al-Al₂O₃ вследствие их химического взаимодействия. Общее прогнозируемое уменьшение интенсивности осаждения агломератов составляет в данном случае $\approx 7 - 13.5\%$ для частиц с размерами 150 мкм и уменьшается до $\approx 2 - 3\%$ с ростом размеров частиц до 500 мкм (см. табл. 2, 3, вариант 5).

Промежуточный момент работы двигателя. С выгоранием твердотопливного заряда происходит увеличение не только времени нахождения агломератов в камере сгорания, но также и поверхности горения заряда. Эти обстоятельства приводят к изменению как потока осаждающихся агломератов, так и усилению влияния эволюции агломератов.

В табл. 4 и 5 представлены результаты моделирования для промежуточного момента работы двигателя.

Таблица 4 – Значения k_i при $\eta=0.3$.

Da_0 , мкм \ № Варианта расчета	2	3	4	5
	$(v_g^{\max}=0.55)$			
150	0.0591	0.1222	0.7389	0.7543
300	0.0201	0	0.3063	0.3082
500	0	0	0.1705	0.1696

Таблица 5 – Значения k_i при $\eta=0.8$.

Da_0 , мкм \ № Варианта расчета	2	3	4	5
	$(v_g^{\max}=0.8)$			
150	0.1384	0.0284	0.3027	0.3224
300	0.0801	0	0.1321	0.1399
500	0	0	0.0789	0.0789

На рис. 3 представлены зависимости массовых потоков агломератов M_m^a , осаждающихся на поверхность камеры сгорания:

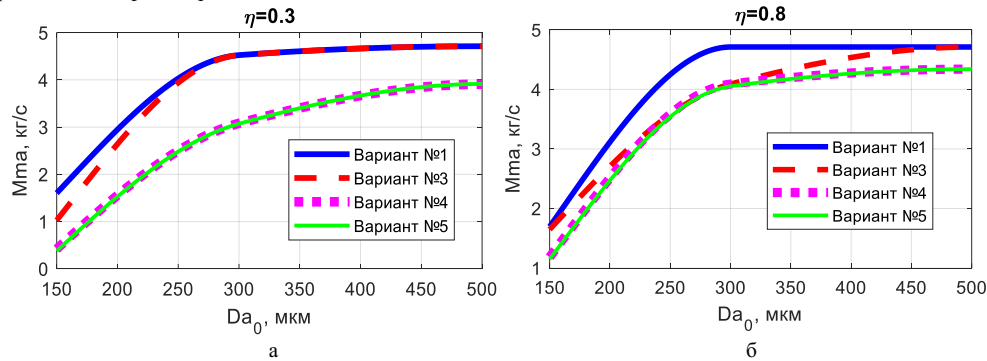


Рис. 3. Зависимость M_m^a от размера агломератов Da_0 для различных вариантов расчета при: а) $\eta=0.3$, б) $\eta=0.8$

Выгорание топлива со временем приводит к увеличению его площади горения (в рассматриваемом расчетном случае поверхность горения увеличилась в ~ 3 раза по сравнению с начальным моментом), что, соответственно, увеличивает площадь области, на которой образуются агломераты, осаждающиеся на стенки КС. Анализ результатов моделирования показывает следующее:

1) Без учета эволюции в расчетах фиксируется увеличение потока осаждающихся «инертных частиц» (Вариант расчета №1) на $\approx 40-47\%$ для агломератов с размерами 150 мкм и на $\approx 250\%$ с размерами 500 мкм, по сравнению с начальным этапом работы двигателя. Это напрямую связано с увеличением поверхности горения топлива и изменением газодинамических параметров течения.

2) Учет эволюции агломератов приводит к следующим результатам в расчетах. За счет большего времени пребывания частиц в камере сгорания влияние эволюции на интенсивность осаждения возрастает. По сравнению с начальным этапом работы двигателя, для частиц с начальным размером 150 мкм и $\eta = 0.3$ происходит снижение потока металла агломератов на поверхность камеры сгорания на $\approx 52\%$, несмотря на увеличение исходного потока конденсированных продуктов у поверхности горящего топлива, что связано, прежде всего, с большим временем газофазного горения частиц. Напротив, агломераты размером 500 мкм и той же массовой долей оксида осаждаются интенсивнее на $\approx 220\%$ по сравнению с начальным этапом работы двигателя. Это связано как с увеличением потока поставляемых с поверхности горящего топлива агломератов, так и с меньшим относительным влиянием газофазного горения Al для крупных частиц. Увеличение η от 0.3 до 0.8 приводит к еще меньшему влиянию эволюции на поток осаждающегося металла. Влияние химического взаимодействия между Al и Al_2O_3 существенно только для сравнительно мелких агломератов с размерами 150 мкм.

На рис. 4 представлены массовые функции плотности распределения агломератов по размерам, соответствующие начальному (1) распределению агломератов у поверхности топлива (в соответствии с экспериментальными данными [3]), а также распределению агломератов, поступающих в сопло (2) и осаждающихся на стенках камеры (3).

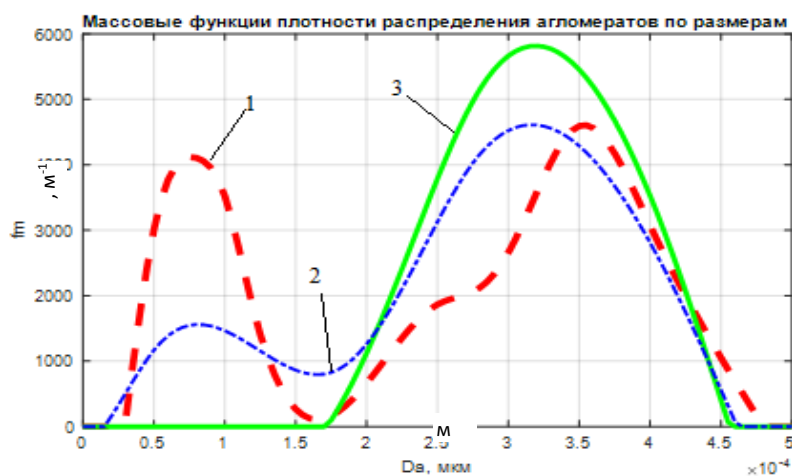


Рис. 4. Массовые функции плотности распределения агломератов по размерам

Представленные результаты позволяют сделать вывод о влиянии эволюции на агломераты различных размеров. Так, содержание «мелкой» фракции агломератов (30-150 мкм) существенно уменьшается вследствие интенсивного их горения и сравнительно сильного уноса Al-Al₂O₃. В то же время, частицы крупной фракции (200-450 мкм) существенно меньше подвержены влиянию эволюции, что приводит к меньшему изменению их размеров. Вследствие этого, осаждение на стенках камеры сгорания осуществляется, в основном, за счет крупных частиц (см. кривая 3 на рис. 4).

Таким образом, установлено, что размер агломератов является определяющим фактором при прогнозировании массового потока осаждения на стенках камеры. При увеличении размеров агломератов значимость других факторов (содержание оксида, наличие газовых полостей), а также процессов при эволюции (горения, образования газовых полостей и уноса оксида) снижается.

Также показано, что газофазное горение является определяющим среди процессов при описании влияния эволюции на интенсивность шлакообразования, однако с уменьшением размеров частиц также возрастает также роль уноса Al-Al₂O₃ вследствие их химического взаимодействия. Образование стационарных газовых полостей в агломератах потенциально способно уменьшить интенсивность шлакообразования, однако необходимо обеспечение специфических условий для образования достаточно крупных полостей, описанных в работе [2], которые возникают лишь на некоторых этапах эволюции. Также стоит отметить, что увеличение площади горения заряда в течение времени работы РДТТ приводит к увеличению потока образующихся агломератов и усилению осаждения, однако большее при этом время пребывания эволюционирующих частиц в камере сгорания способно компенсировать данный эффект для сравнительно «мелких» частиц (150 мкм и менее).

Представленные в данной работе результаты свидетельствуют о необходимости учета эволюции потока агломератов и могут быть полезны при проектировании РДТТ.

Библиографический список

1. Babuk, V.A., Vasilyev V.A., Malakhov M.S., Condensed Combustion Products at the Burning Surface of Aluminized Solid Propellant. J. Propul. Power, 15 (6), 1999, pp. 783–794.
2. Бабук В.А., Низяев А.А. К вопросу о формировании «полых» агломератов при горении смесевых твердых топлив.
3. Babuk V.A., Nizyaev A.A. Modeling of Evolution of The Coarse Fraction of Condensed Combustion Products on a Surface of Burning Aluminized Propellant and Within a Combustion Products Flow // International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion. – 2017. – Vol.16, N.1. – P.23–38
4. Orbital ATK Propulsion Product Catalog, 2016, pp. 27.

УДК 629.735.33.018 + 629.735.4

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА, ПРЕДНАЗНАЧЕННОГО ДЛЯ ПОСАДКИ НА КОСМИЧЕСКОЕ ТЕЛО С МАЛЫМ ГРАВИТАЦИОННЫМ ПОЛЕМ

С.Д. Ваулин, В.В. Богданов, М.А. Каплин, К.И. Хажиахметов

*Южно-Уральский государственный университет (национальный исследовательский университет),
Политехнический институт, Аэрокосмический факультет*

Одной из глобальных задач современной аэрокосмической науки является разработка методов и стратегий заблаговременного выявления и предотвращения возможного нанесения ущерба Земле естественными космическими объектами. Естественные космические объекты с диаметром более 100 метров, движущиеся по орбите, пересекающей орбиту Земли на расстоянии менее 0,05 астрономических единиц, являются потенциально опасными астрономическими объектами (ПОАО). К ПОАО относятся астероиды и кометы, гипотетическое столкновение которых с Землей способно вызвать глобальные природные и техногенные катастрофы, тем самым нанеся сильный (или критический) ущерб человечеству, животному миру и природе Земли.

Как следует из вышесказанного, наблюдение за ПОАО, методичное уточнение их физических характеристик и параметров их орбиты, а также разработка операций по предотвращению вероятного столкновения ПОАО с Землей являются важными задачами в сфере обеспечения астероидной безопасности Земли.

Решение данной задачи требует разработки космических летательных аппаратов (КЛА), способных совершить космический полет и посадку на ПОАО, в общем виде представляющие собой космические тела (КТ) с малым гравитационным полем, с целью их исследования или изменения параметров их орбит.

Разработка проекта КЛА для посадки на КТ с малым гравитационным полем является одной из стратегических инициатив Южно-Уральского государственного университета (ЮУрГУ), в рамках которой кафедре «Двигатели летательных аппаратов» Аэрокосмического факультета ЮУрГУ поставлена задача спроектировать двигательную установку (ДУ) для данного КЛА.

Движение КЛА может иметь различный характер в зависимости от участка траектории, на котором он находится, и от программы полета. Различают два вида движения [1]:

- 1) движение с выключенными двигателями – орбитальное движение, которое занимает большее время полета;
- 2) движение при работающих двигателях: орбитальные маневры, посадка, коррекция траектории и другие операции, занимающие значительно меньшее время полета.

Главная особенность движения первого вида – независимость движения центра масс КЛА и его угловых поворотов вокруг центра масс. Однако, независимость движения КЛА по траектории от его поворота вокруг центра масс не означает, что он не нуждается в управлении угловым положением. В большинстве случаев при выполнении полета КЛА должен быть определенным образом ориентирован в пространстве. Управление угловым движением КЛА на участках свободного полета, то есть придание его осям определенного положения относительно заданных направлений называют ориентацией. Системы, выполняющие эту задачу, называются системами ориентации.

Движение второго вида также требует управления угловым положением аппарата, ибо от этого зависит направление вектора тяги двигателя – силы, определяющей траекторию движения центра масс аппарата. В этом случае при поворотах вокруг центра масс изменяется движение самого центра масс, то есть траектория полета. Управление угловым положением КЛА вокруг центра масс на участках полета со значительным ускорением (при работе двигателей, аэродинамическом торможении и т. д.) называется угловой стабилизацией, а система управления – системой стабилизации [2].

Помимо систем ориентации и стабилизации в состав КЛА должна входить система, позволяющая придавать аппарату приращение скорости для выполнения орбитальных маневров – корректирующе-тормозная система. В отличие от систем ориентации и стабилизации, работающих при малых значениях тяги, данная система обладает большим показателем тяги.

Проектируемая ДУ КЛА предназначена для решения широкого спектра задач:

- 1) компенсация возмущений, возникающих при отделении КЛА от ракеты-носителя (разгонного блока), и предварительное его успокоение;
- 2) ориентация КЛА в пространстве относительно целевого объекта для обеспечения заданного положения;

- 3) программные развороты КЛА в положение, необходимое для выполнения поставленных задач;
- 4) компенсация возмущающих моментов от аэродинамических, гравитационных и других сил для стабилизации заданного положения в пространстве;
- 5) выполнение орбитальных маневров: коррекция скорости и траектории полета, угловые и линейные перемещения;
- 6) гашение скорости КЛА относительно КТ для осуществления безударной посадки.

Для выполнения перечисленных задач в состав ДУ входят три группы двигателей, различающихся как по номинальному значению тяги, так и по другим характеристикам:

1. система точной коррекции КЛА, включающая в себя 12 газовых ракетных двигателей тягой 0,8 Н;
2. система ориентации и стабилизации КЛА, включающая в себя 12 жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД) тягой 15 Н;
3. корректирующее-тормозная система КЛА, включающая в себя 1 ЖРД тягой 100 Н.

С целью обеспечения надежного функционального взаимодействия агрегатов и элементов ДУ КЛА, обеспечивающих подачу газа и топлива из емкостей к потребителям с заданными расходами, температурами и давлениями, разработана пневмогидравлическая схема (ПГС) ДУ КЛА, представленная на рисунке 1. В связи с критической важностью миссии по изучению КТ в ПГС предусмотрено резервирование системы точной коррекции КЛА и системы ориентации и стабилизации КЛА, а также другие механизмы повышения надежности.

ПГС включает в себя: систему наддува, топливную систему, систему автоматики и регулирования, систему многократного запуска и останова, систему резервирования, корректирующее-тормозную систему КЛА, систему ориентации и стабилизации КЛА (4 ЖРД, обеспечивающих движение КЛА вокруг его центра масс по тангажу, 4 ЖРД – по крену, 4 ЖРД – по рысканию, входящие в состав основного блока ориентации и стабилизации (БОС1)) с дублированием агрегатов и элементов системы в составе резервного БОС2 с целью исключения возможности отказа ДУ вследствие выхода из строя составных частей основного блока, и аналогичную системе ориентации и стабилизации по принципу действия систему точной коррекции КЛА (блоки точной коррекции БТК1, БТК2).

Наземные операции подготовки ДУ КЛА включают в себя заправку топливных баков БО1, БО2, БГ1, БГ2 компонентами топлива через заправочные штуцеры ЗШ2, ЗШ3, при этом компоненты топлива поступают в полости топливных баков, предназначенные для обеспечения вытеснения компонентов топлива из баков в условиях невесомости. Компоненты топлива заполняют пространство до обеспечивающих их герметичное хранение пусковых пироклапанов ППК2, ППК3, ППК4, ППК5 при запуске и выводе КЛА на расчетную орбиту ракетой-носителем и разгонным блоком. Кроме того, производится заполнение газовых баллонов ГБ1, ГБ2 систем наддува и питания блока газовых двигателей БТК1, БТК2 газом – азотом, через заправочный штуцер ЗШ1 и вентиль ГВ. В случае превышения давления газа наддува в ГБ1, ГБ2 выше максимально допустимого значения срабатывает реле давления РлД1, подавая команду на открытие дренажно-предохранительного клапана ДПК1, обеспечивая стравливание излишнего давления газа в окружающую среду.

После выведения КЛА на расчетную орбиту проводится продувка магистралей подачи компонентов топлива от оставшегося воздуха земной атмосферы, путем открытия нормально закрытых электроклапанов (ЭК) ЭК6 – ЭК15 основного и резервного блоков БОС1, БОС2 и пуско-отсечных ЭК двигателей Д1 – Д12 системы ориентации и стабилизации и корректирующее-тормозного двигателя КТД. При этом оставшийся в магистралах после ППК2 – ППК5 атмосферный воздух истекает в космическое пространство через двигатели за счет разности давления окружающей среды и давления в магистралах. Продувка необходима для обеспечения одновременной подачи компонентов топлива в камеры сгорания двигателей. После продувки прекращается подача напряжения на ЭК6 – ЭК15 системы резервирования и пуско-отсечные ЭК ЖРД. ЭК закрываются, отсекая магистрали подачи от космического пространства.

Подготовка к первому запуску ДУ производится при поступлении команды на срабатывание ППК1, открывающий доступ газа наддува к нормально закрытым ЭКР2, ЭКР4 системы наддува, и на пусковые ППК2 – ППК5, обеспечивающие герметичное хранение топлива. Топливо поступает в магистрали подачи до пусковых ЭК КТД и поступает к нормально закрытым ЭК10, ЭК11 (БОС1) системы резервирования, при срабатывании которых поступает к нормально закрытым ЭК6 – ЭК9, ЭК12 – ЭК15 (БОС1) системы резервирования и при их открытии к пуско-отсечным ЭК двигателей Д1 – Д12 (БОС1) системы ориентации и стабилизации. Также топливо поступает к нормально закрытым ЭК10, ЭК11

(БОС2), не допускающим попадания топлива в резервный блок двигателей Д1 – Д12 (БОС2) системы ориентации и стабилизации. ДУ готова к запуску.

Запуск двигателей Д1 – Д12 (БОС1, БОС2) системы ориентации и стабилизации или КТД производится при подаче команды на открытие ЭК наддува ЭКР2, ЭКР4, при этом газ наддува через фильтр Ф1 и редукторы давления РД2, РД4 поступает в герметичные газовые полости баков БО1, БО2, БГ1, БГ2, заполняя газовое пространство баков. Производится вытеснение компонентов топлива в фильтры Ф2, Ф3 и далее в магистрали подачи через дроссельные шайбы ДШ1, ДШ2. Одновременно подаётся команда на открытие соответствующих нормально закрытых ЭК6 – ЭК15 системы резервирования и пуско-отсечных ЭК двигателей, запуск которых обеспечит управление КЛА в требуемой плоскости. В случае превышения давления газа наддува в газовых полостях топливных баков выше максимально допустимого значения срабатывает реле давления РлД2, подавая команду на открытие дренажно-предохранительного клапана ДПК2, обеспечивая стравливание излишнего давления газа в космическое пространство. Останов работающих двигателей производится путем прекращения подачи электрического напряжения на пуско-отсечные ЭК работающих двигателей и ЭК системы резервирования.

После срабатывания ППК1 азот через ЭК редукторов ЭКР1, ЭКР3 и редукторы давления РД1, РД3 поступает в ресивер Р1, далее по газовым магистралям поступает к нормально закрытому ЭК3 (БТК1) системы резервирования, при срабатывании которого газ поступает к нормально закрытым ЭК1, ЭК2, ЭК4, ЭК5 (БТК1) системы резервирования и при их открытии к пуско-отсечным ЭК газовых двигателей ГД1 – ГД12 (БТК1) системы точной коррекции. Одновременно азот поступает к нормально закрытому ЭК3 (БТК2), предотвращающему попадание газа в резервный блок газовых двигателей ГД1 – ГД12 (БТК2) системы точной коррекции.

Запуск газовых двигателей ГД1 – ГД12 (БТК1, БТК2) производится при подаче команды на открытие соответствующих нормально закрытых ЭК1 – ЭК5 системы резервирования и пуско-отсечных ЭК газовых двигателей, обеспечивающих управление КЛА в требуемой плоскости. Останов работающих газовых двигателей производится путем прекращения подачи электрического напряжения на пуско-отсечные ЭК работающих газовых двигателей и ЭК системы резервирования.

В случае разгерметизации пуско-отсечных ЭК двигателей Д1 – Д12 (БОС1) основной линии системы ориентации и стабилизации прекращается подача напряжения на соответствующие ЭК6 – ЭК9, ЭК12 – ЭК15 системы резервирования вышедших из строя двигателей. При следующем запуске подается команда на открытие нормально закрытых ЭК10, ЭК11 (БОС2) топливной линии резервного блока и на открытие соответствующих нормально закрытых ЭК6 – ЭК9, ЭК12 – ЭК15 резервного блока (БОС2), открывая доступ рабочего тела к резервному блоку, активируя его и парируя отказ блока БОС1, восстанавливая работоспособность системы.

В случае разгерметизации магистрали подачи топлива основного блока двигателей Д1 – Д12 (БОС1) системы ориентации и стабилизации прекращается подача напряжения на ЭК10, ЭК11 (БОС1). Подается команда на открытие нормально закрытых ЭК10, ЭК11 (БОС2), при этом топливная линия основного блока ориентации и стабилизации БОС1 выключается и отсекается от магистралей подачи топлива, а топливная линия резервного БОС2 активируется, открывая доступ компонентов топлива к пуско-отсечным ЭК резервных двигателей Д1 – Д12 (БОС2) системы ориентации и стабилизации.

При разгерметизации пуско-отсечных ЭК газовых двигателей ГД1 – ГД12 основного блока БТК1 системы точной коррекции прекращается подача напряжения на ЭК1, ЭК2, ЭК4, ЭК5 (БТК1) системы резервирования вышедших из строя газовых двигателей. При следующем запуске подается команда на открытие соответствующих нормально закрытых ЭК1 – ЭК5 (БТК2), установленных в резервном блоке БТК2 системы точной коррекции, активируя резервный блок БТК2 и парируя выход из строя основного блока БТК1 системы точной коррекции.

При разгерметизации магистрали подачи газа на основной линии газовых двигателей ГД1 – ГД12 (БТК1) системы точной коррекции прекращается подача напряжения на ЭК3 (БТК1). Подается команда на открытие соответствующих нормально закрытых ЭК1 – ЭК5 (БТК2), установленных в резервном блоке БТК2 системы точной коррекции, открывая доступ азота к пуско-отсечным ЭК резервных газовых двигателей ГД1 – ГД12 (БТК2) системы точной коррекции.

Механизмом резервирования, примененным в данной ДУ, является дублирование редукторов давления газа питания газовых двигателей и наддува топливных баков. Дублирование редукторов давления обеспечивает работоспособность ДУ в случае отказа основного РД1 (РД2). При данной неисправности закрывается ЭКР1 (ЭКР2), перекрывая доступ газа к неисправному агрегату автоматики.

Одновременно подаётся команда на открытие ЭКР3 (ЭКР4), газ поступает к резервному РДЗ (РД4), тем самым давление подачи (наддува) возвращается к номинальному значению.

С целью определения облика ДУ выполнены тепловые расчеты ЖРД корректирующее-тормозной системы и системы ориентации и стабилизации КЛА, по результатам которых построены профили камер и графики распределения рабочих параметров газового потока по длине двигателей.

Для КТД и двигателей системы ориентации и стабилизации выбраны:

1) топливная пара несимметричный диметилгидразин (НДМГ) + азотный тетраоксид (АТ). Выбор данной топливной пары обусловлен тем, что пара НДМГ+АТ есть широко распространенное, химически стабильное, обладающее хорошими физическими свойствами топливо с развитой и отработанной топливной инфраструктурой, пригодное для длительного хранения. Топливная пара является самовоспламеняющейся, что имеет критически важное значение для ДУ, предназначенной для многократного запуска в условиях космического полета. Недостатками выбранной пары являются невысокие энергетические показатели компонентов топлива и их чрезвычайная ядовитость. Однако, для ДУ КЛА данные недостатки не являются критичными, намного большее значение имеют достоинства такой топливной пары;

2) давление в камере сгорания при определённой геометрической степени расширения сопла. Данные значения выбраны исходя из опыта проектирования ЖРД.

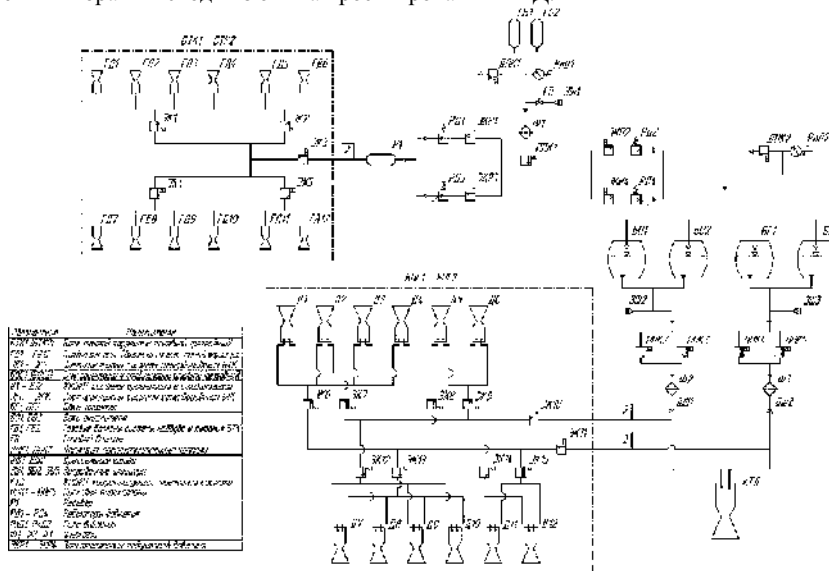


Рис. 1. ПГС ДУ

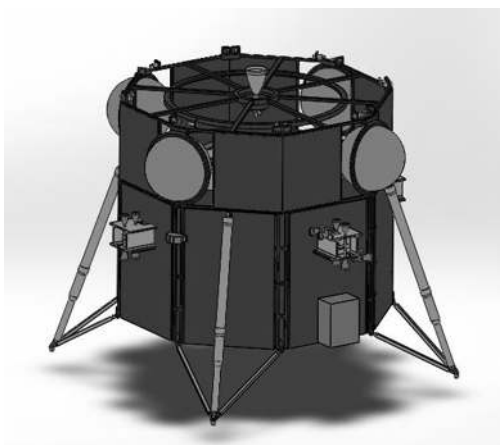


Рис. 2. Электронная модель изделия

С построенными профилями двигателей и распределением параметров по длине камер можно ознакомиться на рисунке 3.

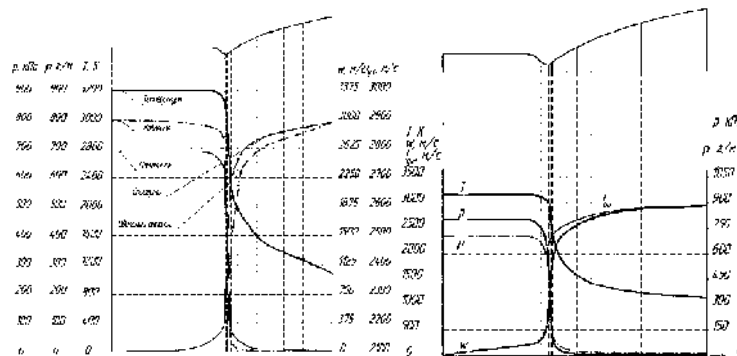


Рис. 3. Результаты тепловых расчётов двигателей

Библиографический список

1. Н.М. Беляев, Н.П. Белик, Е.И. Уваров. Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1979. – 232 с.
2. В. И. Левантовский. Механика космического полета в элементарном изложении, 3-е изд., дополненное и переработанное. – М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980. – 512 с.
3. М.В. Добровольский. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учебник для вузов. – М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. – 488 с.

УДК 629.7.03

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТУРБОВИНТОВОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЭКРАНОПЛАНА.

А.Н. Кудров, Р.О. Тетерин, С.С. Чувашов, А.Д. Едигарев

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

В современном мире все больше становятся востребованы двигатели для малой авиации. В нашей стране эта отрасль двигателестроения развита слабо, поэтому разработка отечественных малоразмерных газотурбинных двигателей (МГТД) является перспективным направлением [2].

В результате развития технологий широкое распространение в малой авиации стали получать беспилотные механизмы, способные облегчить человеку выполнение различных задач, в том числе связанных с опасностью для его жизни. Одним из наиболее ярких и показательных примеров технологий беспилотных аппаратов является армия. В ней, на сегодняшний день, существует немало беспилотников, задействованных для разведки, а в иных случаях, и для внезапного нападения. Прямая опасность поражения бойца огнем противника особенно ярко проявляет преимущество их применения.

Рассмотрим военно-морской флот. В распоряжении боевых кораблей находятся радиолокационные системы обнаружения и палубные противолодочные вертолеты. Но не всегда эти виды средств разведки могут обеспечить требуемый результат, поэтому на борту был бы весьма полезен небольшой беспилотный летательный аппарат (БПЛА), снабженный всеми необходимыми видами фото-, видео-разведывательного оборудования и целеуказания для систем корабля. Благодаря своим небольшим габаритным размерам он мог бы быть легко внедрен в конструкцию любого судна.

Разработка такого беспилотника по схеме экраноплана ведётся в нашей стране. Данная схема выбрана не случайно, т.к. действия аппарата предполагаются, в основном, над морем. В этих условиях использование экранного эффекта наиболее целесообразно. Этот эффект основан на увеличении подъемной силы крыла за счет повышения давления в малом пространстве между крылом и ровной поверхностью, именуемой экраном. Экраноплан – это высокоскоростное, низколетящее судно, имеющее малую заметность, что для разведчика является первостепенным требованием [2]. Исходя из этого, было принято решение создать проект двигателя для летательного аппарата подобного типа.

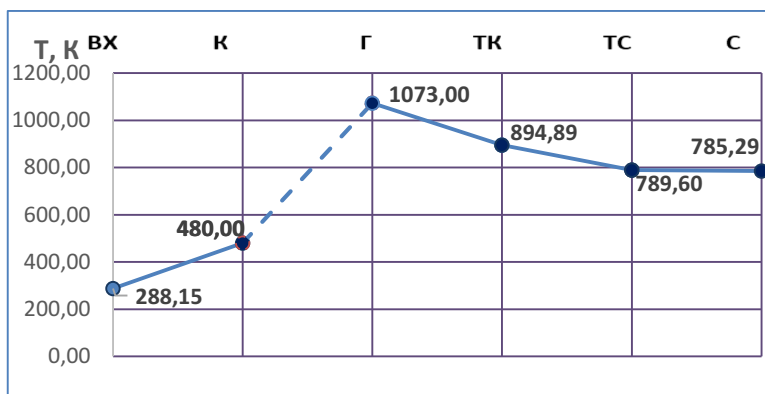
Ввиду того, что силовая установка на экраноплане подвергается наибольшему пагубному воздействию агрессивной водной среды, в конструкции двигателя необходимо предусмотреть защиту от факторов солевой коррозии. Особенно сильно это явление проявляется на турбинах в результате одновременного воздействия соли и высоких температур порядка 1000 [К]. Одним из способов решения этой проблемы является нанесение на лопатки турбин, изготавливаемых из жаропрочного сплава Inconel 718, коррозионностойкого покрытия [1].

Проектная масса беспилотника для обеспечения его всем необходимым оборудованием принята 500 кг, поэтому для достаточной подвижности и маневренности он оснащается двумя турбовинтовыми маршевыми двигателями и двумя стартовыми турбореактивными для преодоления гидродинамического барьера. Дальность полета и скорость БПЛА составляют, соответственно, 500 км и 300 км/ч. Для обеспечения данных параметров и предотвращения возможности потери аппарата в результате возникновения внештатных ситуаций мощность каждого турбовинтового двигателя была принята равной 60 кВт, что дает возможность аварийного полета на одном турбовинтовом двигателе (ТВД).

Принципиальная схема двигателя со свободной турбиной была спроектирована на основе взятого за аналог двигателя М-601 фирмы Walter, применяемого на легком самолете L-410 производства Чехословакии и двигателя Pratt & Whitney Canada The PT6/ST6. Данные двигатели имеют относительно похлужую конфигурацию основных узлов, в которой сразу за воздушным винтом располагается понижающий редуктор, соединенный валом со свободной турбиной, за которой находится газогенератор, состоящий из турбины компрессора, камеры сгорания и компрессора. Подвод воздуха радиально-кольцевой. Различие данных схем заключается в расположении воздушного винта: в М-601 он является тянущим и находится спереди, а в PT6/ST6 – толкающий и имеет заднее расположение.

После оценки всех влияющих факторов было принято решение отдать предпочтение варианту схемы с толкающим винтом. Расположение винта позади турбин, позволяет избежать применения схемы «вал в валу» и избежать потерь мощности установки. Кроме того, общая простота конструкции в целом очень важна в производстве МГТД из-за того, что малые размеры не позволяют применить те полезные конструкторские приемы, которые применяются на крупногабаритных двигателях. Данная схема позволяет во много раз повысить степень технологичности, а применение аддитивных технологий – уменьшить затраты.

На данный момент уже произведен термогазодинамический расчет двигателя. Опираясь на опыт создания малоразмерных ГТД и методики расчета, приняты необходимые параметры для начала расчета: степень повышения давления в компрессоре (π_k), равная 4,5, и температура перед турбиной компрессора, равная 1073 [К], что позволяет выполнить турбину не охлаждаемой. Как было сказано выше, мощность двигателя принята равной 60 кВт (81,5 л.с.). В процессе расчета были последовательно определены все необходимые параметры газотурбинного двигателя и распределение их по сечениям двигателя (Рис. 1).



На данном этапе разработки производится проверка компоновки основных узлов ГТД, их отладка и расчеты на прочность, устройство силовой схемы и подборка подшипников, обеспечивающих долговечность работы. Далее будет проработана конструкция двигателя в целом.

Данный двигатель может быть востребованным не только в сфере военных беспилотников, но также может выполнять задачи народного хозяйства в силу большого количества рек на территории нашей страны. Если взглянуть на данный двигатель с точки зрения ГТУ, то можно заметить, что он весьма легко может быть подвержен конвертированию для превращения его в когенерационную установку. Данная установка способна обеспечить потребителя теплом - за счет установленных в выпускном коллекторе теплообменников, и электричеством - за счет подключенного вместо винта генератора. Производительность ГТУ на основе малоразмерного турбовинтового двигателя не может быть большой, но за счет малых размеров она значительно мобильнее похожих на нее других типов энергоустановок. При установке на автомобильную платформу получается автономная передвижная теплоэлектростанция, способная обеспечить энергией жилое помещение в условиях автономности. Это повышает востребованность данного проекта.

К июню 2019 года планируется создание стенда и опытного образца для проверки основных параметров, устойчивости на различных режимах, а также, что немаловажно, отработки технологии производства подобных двигателей.

Библиографический список:

1. Багерман А.З., Киршин А.Ю., Конопатова А. В., И. П. Леонова, А. А. Неудахина. «Особенности коррозионных испытаний материалов с защитными покрытиями»/ ISSN 1024-7106. ТЯЖЕЛОЕ МАШИНОСТРОЕНИЕ. 2017. №9 Стр.32
2. «Двигатель, который ждали. Миниатюрный ГТД для малой авиации.» 2016 [Электронный ресурс]. – URL: <http://avia.pro/blog/dvigatel-kotoryy-zhdali-miniaturnyy-gtd-dlya-maloy-aviacii> (дата обращения 17.03.2019)
3. Качанов И.В., Ледян Ю.П. Конструкция быстроходных судов. Экранопланы. – Минск: БНТУ,
4. Тетерин Р.О., Галаджун А.А., Мустейкис А.И., Чувашов С.С. «Технологии аддитивного производства в авиационной промышленности», Молодежь, Техника. Космос: труды 10 Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. Т.1./ Балт. гос. техн. ун-т. – СПб.; 2018. – 467с.
5. Чувашов С.С., Галаджун А.А., Мустейкис А.И., Тетерин Р.О., Михайлов К.Н. «Применение аддитивных технологий в узлах газотурбинных двигателей», Молодежь, Техника. Космос: труды 10 Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. Т.1./ Балт. гос. техн. ун-т. – СПб.; 2018. – 467с.

УДК 629.7.02

АНАЛИЗ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ УДАРНЫХ ВОЛН В ПУЛЬСИРУЮЩИХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

К. К. Либерт, А. С. Акилов, М.В. Чернышов

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

Детонационная волна — это совокупность ударной волны с последующей за ней зоной горения, в которой выделяется энергия на поддержания переднего ударного фронта, благодаря экзотермическим реакциям. Применение детонационного горения в реактивных и ракетных двигателях повышает термодинамический КПД процесса горения, в отличие от дефлаграционного горения при постоянном давлении. При этом схема двигателя для организации такого рода горения: в периодических детонационных волнах, бегущих вдоль камеры сгорания, применяются в пульсирующих детонационных двигателях. В таких двигателях реализуется термодинамический цикл, близкий к циклу Хамфри, а поэтому более экономичный, чем цикл Брайтона. Циклический рабочий процесс (рис. 1) в таких двигателях включает следующие стадии: а) заполнение камеры сгорания горючей смесью; б) зажигание смеси; в) ускорение пламени и переход горения в детонацию; г) сжигание смеси в бегущей детонационной волне; д) опустошение камеры сгорания от продуктов горения и детонации через сопло; е) заполнение новой топливно-воздушной смесью.

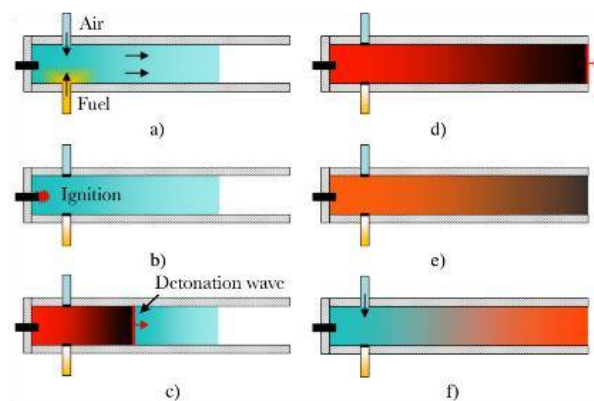


Рис.1 Последовательность смены фаз работы в ПДД

Реальная структура детонационной волны внутри камеры сгорания является сложным комплексом нерешенных задач: качественные особенности и количественные характеристики механизма инициирования детонации, реализующегося в гладких или же профилированных трубах, в которых происходит быстрый переход из горения в детонацию с помощью лидирующей ударной волны; правильную реализацию механизмов химических реакций, от которых зависит структура переднего фронта детонационной волны, количество энергии, выделяемое при горении, идет на поддержание ударной волны и на нагрев расширяющихся продуктов воспламенения; стабилизация детонационной волны.

Надо напомнить, что сгорание происходит не мгновенно, оно занимает некоторое время τ . На рис. 2 представлена утрированная картина детонационной волны, где перед продуктами сгорания существует участок сжатой, но еще непрореагировавшей смеси, передняя граница которого – фронт ударного сжатия, изображенная плоскостью ВВ, перпендикулярно плоскости чертежа – движется со скоростью детонации, фронт воспламенения – поверхность ББ. Фронт сгорания может быть искажен из-за возмущений КЛК, которые могут возникнуть, если в одной из областей kk период индукции воспламенения возрастает, а в другой области l – сократится, например, вследствие неоднородности состава горючей смеси, поступающей в зону горения. В первые моменты в точках КК и Л после появления возмущения выполняется условие Жуге, иными словами, в точках КК и Л давление, как это показано на рис. 2 сечение $x-x$, резко скачком переходит от величины p_B к значению p_B . Перепад давления вдоль оси x устойчив. Но, вследствие возмущения, в направлении, перпендикулярном к движению волны, возникают неустойчивые перепады давления – разрывы или скачки (сечения $y-y$ и $y_1 - y_1$), проходящими через разные районы, охваченные возмущением КЛК. Ничто не мешает этим скачкам распадаться. Поэтому, следует заметить, что газ в области $y_1 - y_1$ начнет расширяться и зоны повышенного давления kk расширяются в стороны, в глубь их идут волны разрежения, а в области $y-y$ сжиматься из-за того, что из областей kk газ заполняет зону l . Справа от области l , вследствие пересжатия детонационной волны, давление и температура несгоревшего газа растут, время реакции сокращается, а в области kk вследствие расширения температура падает, время реакции увеличивается. Таким образом, начальное возмущение КЛК увеличивается, (показано направление стрелок на рис. 2), и в итоге плоский фронт воспламенения теряет устойчивость. Волны расширения и сжатия начинают распространяться в сторону плоскости ВВ, достигают ее и искажают фронт ударной волны. Подводя итоги, можно сделать вывод: условие потери устойчивости фронтом воспламенения является одновременно условием неустойчивости и фронта ударной волны, т.е. в итоге всего комплекса, образующего детонацию.

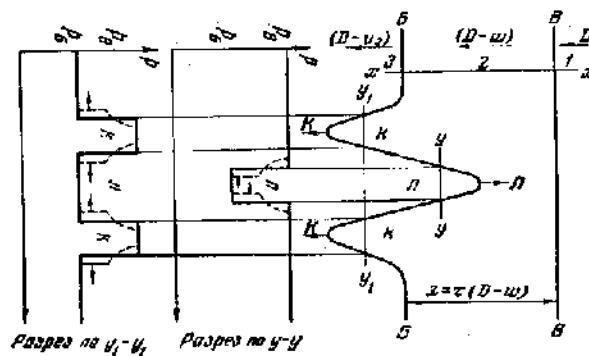


Рис 2. Схема утрированного малого возмущения (КЛК) и фронта воспламенения (ББ)

Если изначальное возмущение типа КЛК появляется на короткое время, то устойчивость зоны горения будет теряться лишь при достаточно быстром росте возмущения, иначе газ, несущий неоднородность успеет выйти из зоны горения, и начальное возмущение КЛК исчезнет. Надо помнить, что время возрастания возмущения до какого-то размера должно быть меньшим времени пребывания во фронте детонации. Каждое возмущение, достигшее фронта ударной волны, вызывает излом его передней границы. Изломы будут распространяться в разные стороны по поверхности фронта ударной волны, воспламеняя газ как на своем пути, так и в местах столкновения. В итоге фронт детонации приобретает вид пульсирующей щетки. При уменьшении диаметра трубы или по мере увеличения времени химической реакции, т.е. приближение смеси к ее пределу детонации по составу или давлению, по сечению трубы будут все меньше размещаться количество изломов, пока не останется лишь один – возникнет классическая одноголовая спиновая детонация.

На рис. 3 представлена подробная схема излома переднего фронта. В точке Н пересекаются две плоские ударные волны НП и НВ, несгоревший газ движется под углом χ к ударному фронту НВ.

Для выполнения законов сохранения в окрестности точки Н, за фронтом пересекающихся волн появляется еще одна ударная волна НК и тангенциальный разрыв НЕ (рис. 4), по обе стороны которого давление одинаково, но терпят разрыв тангенциальные скорости. Плотность и температура по обе стороны этого разрыва различны. Такая ударно-волновая структура называется тройной ударной (маховской) конфигурацией. В нашем случае, такая структура ударных волн перемещается вдоль оси трубы (ось x) со скоростью ударного фронта детонации D и одновременно движется по его поверхности – по оси y поперек оси трубы. Стрелками указано направление исходного газа, набегающего на фронт НВ под углом χ_{12} , со скоростью:

$$u_{12} = \frac{D}{\sin \chi_{12}} \quad (1)$$

или числом Маха

$$M_1 = \frac{u_1}{c_1} = \frac{D}{c_1 \sin \chi_{12}} \quad (2)$$

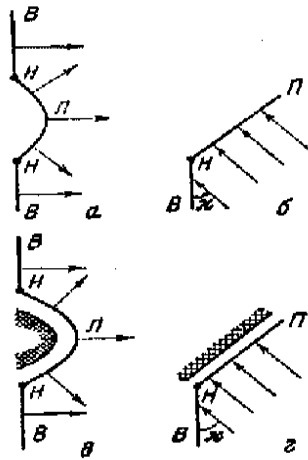


Рис. 3. Схема образования изломов в переднем ударном фронте детонации: а, б – без выделения химической энергии непосредственно за изломом; в, г – с возникновением химической реакции непосредственно позади излома

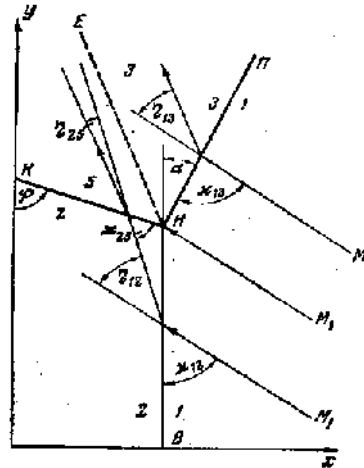


Рис. 4. Тройная ударная конфигурация при пульсирующей детонации

Углы $\eta_{12}, \eta_{13}, \eta_{25}$ на рис. 4 это отклонение потока газа за фронтом сжатия от первоначального направления, за исключением, если поток газа направлен перпендикулярно ударному фронту NB. Прохождение газа через фронт косой ударной волны НП сопровождается изменением нормальной составляющей скорости (она уменьшается вследствие сжатия), тангенциальная составляющая скорости при этом не изменяется. Чем сильнее сжатие, тем больше угол преломления, тем поток сильнее прижимается к плоскости фронта.

С увеличением угла отклонения η (рис. 4) возможности маневрирования углом набегающего потока уменьшаются. Нулевой угол $\eta = 0$ отвечает нормальному положению фронта по отношению к потоку ($\kappa = 90^\circ$) и это максимальный прирост давления.

Самая благоприятная зона воспламенения для газа — это зона 3 на рис. 4, где достигается наиболее высокая температура. В зоне 3 газ переходит от начального состояния в конечное при однократном сжатии. Таким образом, косая ударная волна может перейти в косую детонацию для пульсирующей детонации в условиях, когда она близка к спиновой.

Однако такая косая детонация может столкнуться с соседней, точно такой же тройной конфигурации (рис. 5). И в результате повышается давление и температура в районе отражения, которое мы называем двойным, так как при встрече двух конфигураций отражаются друг от друга как косые волны НП, так и волны НК. На рис. 6 показана ударно-волновая структура при столкновении двух конфигураций.

Температура в зоне 8 (рис. 6) самая высокая, нежели за косой ударной волной НП (рис. 4). Двойное отражение создает еще более благоприятные условия для воспламенения газа, правда, на сравнительно небольших участках фронта детонационной волны.

В результате, всего выше перечисленного, выходит, что неустойчивость плоской детонации, вызывает искривления ударного фронта, создает в косых ударных волнах – тройных ударных конфигурациях – более благоприятные условия воспламенения газа по сравнению с плоским фронтом. Двойное отражение тройных конфигураций друг от друга приводит к появлению еще более высоких температур и лучших условий для зажигания газа. Неустойчивость плоской волны увеличивает живучесть детонации, вызывая к жизни более устойчивые ее виды.

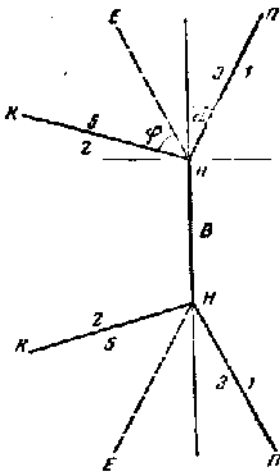


Рис. 5. Две тройные конфигурации перед моментом их столкновения

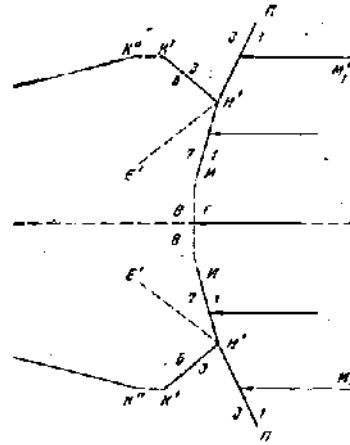


Рис. 6. Результат столкновения двух волн НП

Такая картина течения происходит в гладких трубах, в которых возникновение детонации происходит на большом расстоянии от инициирования. Чтобы сократить время и расстояния перехода от горения к детонации (ПГД) необходимо использовать шероховатые или профилированные трубы (спираль Щелкина, обратные уступы, сужающиеся и расширяющиеся каналы). В результате, всего выше перечисленного, выходит, что неустойчивость плоской детонации, вызывает искривления ударного фронта, создает в косых ударных волнах – тройных ударных конфигурациях – более благоприятные условия воспламенения газа по сравнению с плоским фронтом. Двойное отражение тройных конфигураций друг от друга приводит к появлению еще более высоких температур и лучших условий для зажигания газа. Неустойчивость плоской волны увеличивает живучесть детонации, вызывая к жизни более устойчивые ее виды.

В следствие турбулизации потока происходит изменение профиля пламени и увеличение его поверхности, что приводит к интенсификации процессов диффузии и теплопроводности, которыми обуславливается процесс распространения пламени. Это классический метод перехода горения в детонацию, но зато он требует минимальных затрат энергии на начальное инициирование горения и влияет на значительное сокращение расстояния и времени для ПГД. Специальные профили стенок трубы дают такую возможность, а также обеспечивают управление локальных областей газодинамических фокусировок потока (тройные ударные конфигурации) таким образом, чтобы обеспечить условия необходимое, во-первых, для самовоспламенения стехиометрической топливно-воздушной смеси, а во-вторых для формирования детонационной волны.

На рис. 7 представлена геометрия трубы с профилированными стенками. В ней моделировалась ударная волна с числом Маха $M=3$. Труба заполнена идеальным газом и была поделена на две области: область высокого давления (ОВД) длиной 0,07м и область низкого давления (ОНД). Газодинамические параметры газа в ОВД и ОНД представлены в Таб. №1 и Таб. №2 соответственно.

Таблица 2

$M=3$	p_2 , атм	T_2 , К	v_2 , м/с	M_2
ОВД	10,3	803,677	771,53	1,36

Таблица №2

$M=3$	p_1 , атм	T_1 , К	v_1 , м/с
ОНД	1	300	0

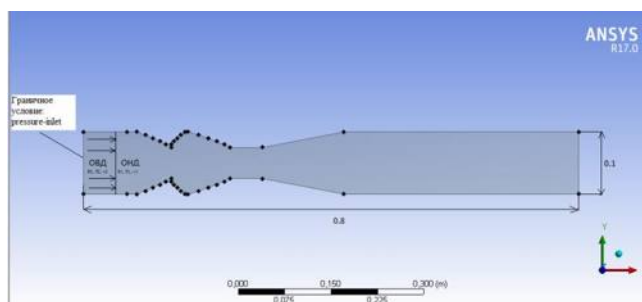


Рис. 7. Геометрия трубы с профилированными стенками (все размеры указаны в метрах)

Профиль трубы, составлен из параболических и прямолинейных участков. Длина узкой части диаметром 0,05 м после участка трубы с параболическим профилем составляет 0,052 м, угол раствора конического расширения – 20 градусов. Расчет проходил на структурированной ортогональной сетки, размер ячейки которой, составлял 0,001 м, всего было 75000 элементов. Для задание граничного условия pressure-inlet, необходимо вычислить полное давление и температуру по изэнтропическим формулам:

$$P_{02} = P_2 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_2^2\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (3)$$

$$T_{02} = T_2 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_2^2\right) \quad (4)$$

В результате численного расчета, мы получаем картину взаимодействия и изменения ударно-волновых структур с профилированными стенками трубы. На рис. 8 мы видим, как плоская ударная волна, образовавшаяся на границе ОВД и ОНД, набегают на первую параболическую поверхность. В результате взаимодействия ударной волны с искривлённой поверхностью трубы, возникает та самая тройная конфигурация, которая необходима для воспламенения смеси. После образования ножки Маха, происходит усиление лидирующей ударной волны вблизи оси симметрии трубы, а именно образование “пузыря” с повышенными термодинамическими параметрами, т.е. у оси симметрии трубы возникает детонация.

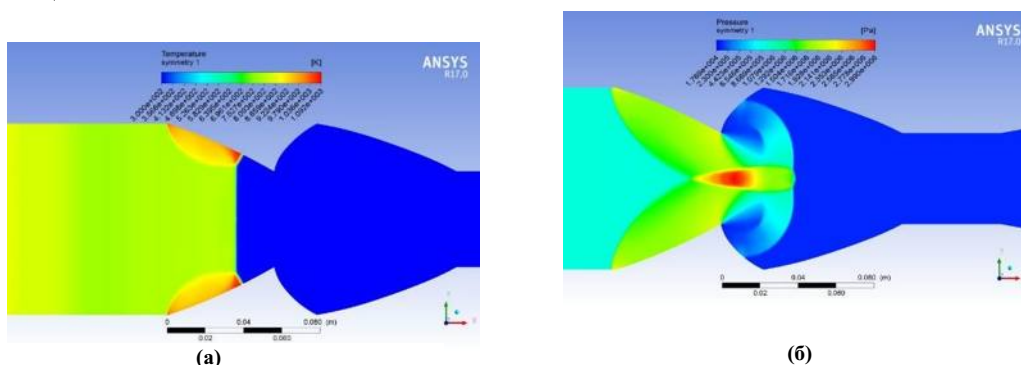


Рис. 8. Слева, маховое отражение ударной волны от первого параболического изгиба профиля трубы в момент времени 49 мкс, отсчитываемого от начало возникновения лидирующей ударной волны и справа, образование детонационного пузыря в момент времени 99,8 мкс: (а) поле температур, (б) поле давления

Но возможен случай, когда детонация в области первой фокусировки не возникает, поэтому приходится использоваться второй профилированный элемент, на который приходит не плоская ударная волна, а волна с искривлённым фронтом. Поэтому для фокусировки потока нужно, чтобы профилировка второго элемента была “круче”, но при этом он должен быть еще “пологим”, так как отраженные от второго элемента ударные волны должны фокусироваться в непосредственной близости

от фронта лидирующей ударной волны в зоне непрореагировавшей смеси. Соблюдая две эти стороны можно достичь инициирования детонации вблизи оси трубы. В данном случае, при инициировании ударной волны с Махом $M=3$, достаточно одного профилированного элемента. В дальнейшем, как показано на рис. 9 а, во втором профилированном элементе происходит расширение газа, детонационной области вблизи оси трубы не образуется, а возникают зоны повышенного давления только по радиальным направлениям.

Важным элементом конструкции является участок трубы вдвое меньше диаметра по сравнению со входным сечением. Узкий участок необходим для восстановления детонации за счет формирования мощных поперечных волн, которые в свою очередь и определяют жизнеспособность детонационной волны (см. рис. 9 б). На рис. 9 б видно образование детонационной области.

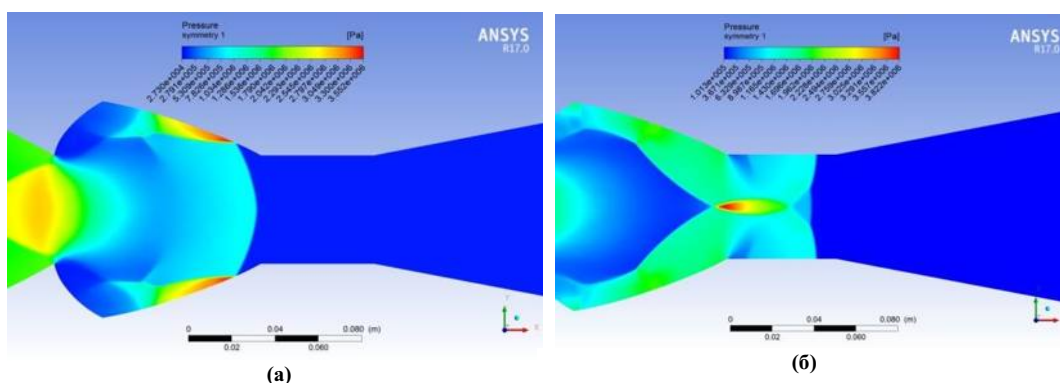


Рис. 9. (а) – возникновение зон повышенного давления во втором профилированном элементе в момент времени 148,18 мкс, отсчитываемого от начало возникновения лидирующей ударной волны, поле давления; (б) – образование детонационного пузыря в узкой части трубы в момент времени 193,14 мкс, отсчитываемого от начало возникновения лидирующей ударной волны, поле давления

Для обеспечения перепуска пересжатой детонации из узкой трубы в широкую надо учитывать некоторые критические величины, а именно длину узкой части и угол раствора, которые задают интенсивность инициирующей ударной волны.

На рис. 10 представлена уже снова сформировавшаяся ударная волна, выходящая в выходную часть трубы. Это свидетельствует о реализации самоподдерживающейся детонационной волны.

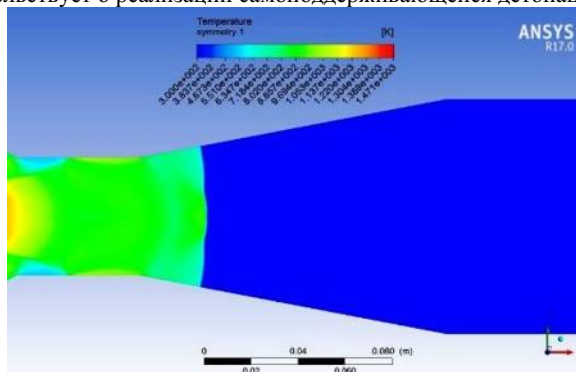


Рис. 10. Восстановление ударной волны в расширяющейся части трубы в момент времени 229,75 мкс, отсчитываемого от начало возникновения лидирующей ударной волны, поле температур

Библиографический список

1. Дубровский А. В., Медведев С. Н., Фролов С. М., Шамшин И. О. Математическое моделирование перехода ударной волны в детонацию в трубе с профилированным телом. Горение и взрыв: выпуск 4. ИХФ РАН г. Москва, Россия.
2. Нечаев Ю.Н., Тарасов А.И., Полев А.С., Мохов А.А. Области возможного применения пульсирующих детонационных двигателей // Общероссийский науч.-техн. журнал "Полет" 2007.

3. Семёнов И.В., Уткин П.С., Марков В.В. Инициирование детонации в профилированных трубах // Тезисы докладов Всероссийской конференции Проблемы механики сплошных сред и физики взрыва, посвящённой 50-летию Института гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН, 2007 – С. 151.

4. Щелкин К.И., Трошин Я.К. Газодинамика горения// Академия наук СССР институт химической физики. Москва 1963 г.

УДК 629.785

РАЗРАБОТКА РАЗЛИЧНЫХ ВИДОВ КОРПУСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

И.К. Лузин, Р.А. Пешков

Южно-Уральский государственный университет

Разработка технологии защиты Земли от астероидно-кометной опасности является одной из важнейших задач, стоящей в настоящее время перед учеными всего мира [1]. Для решения этой проблемы в различных странах созданы экспертные рабочие группы по проблеме астероидно-кометной опасности [2]. Основным элементом защиты является космический аппарат (КА), который способен осуществить автономное сближение и посадку на космическое тело с малым гравитационным полем. В виду актуальности данной проблематики на базе ЮУрГУ в рамках молодежного конструкторского бюро «Астероид» проводится работа по разработке КА, предназначенного для автономного сближения и посадки на космическое тело с малым гравитационным полем.

Проект разработки КА носит комплексный характер, и включает несколько направлений – проработка самой конструкции КА, разработка конструкции двигательной установки (ДУ), проработка бортового комплекса управления (БКУ) и оптико-электронной системы.

В рамках разработки конструкции КА в соответствии с требованиями по условиям эксплуатации и основным техническим характеристикам необходимо решить задачи:

1. Проведение патентного поиска и анализ конструкций существующих КА, предназначенных для выполнения подобных миссий;
2. Предэскизное проектирование корпуса КА, определение его облика;
3. Размещение ДУ (маршевого и маневровых двигателей, двигателей точной ориентации) в соответствии с предложенными вариантами компоновок;
4. Расположение элементов БКУ, системы энергообеспечения.

Для определения основных характеристик, прежде всего массо-габаритных, рассматривались различные КА аналогичного назначения.



Рис. 1. Перелетный модуль космического аппарата «Фобос – Грунт»

Станция «Фобос-Грунт» предназначалась для доставки образцов грунта со спутника Марса, Фобоса, на Землю с целью определения физико-химических характеристик грунта [3].

Центральным элементом, или каркасом, аппарата является восьмигранная призматическая конструкция перелётного модуля (рисунок 1). На гранях призмы размещается бортовая служебная и научная аппаратура. Электропитание комплекса осуществляется от двух прикреплённых к перелётной ступени панелей солнечных батарей [4].

Автоматическая межпланетная станция (АМС), имеющая массу 13200 кг, была запущена 9 ноября 2011 года, однако в результате нештатной ситуации, когда не произошло расчётного срабатывания маршевой двигательной установки перелётного модуля, межпланетная станция не смогла покинуть окрестности Земли, оставшись на низкой околоземной орбите. 15 января 2012 года АМС сгорела в плотных слоях земной атмосферы.

КА «Хаябуса-2» (рисунок 2) предназначен для доставки образцов грунта с астероида класса С. Масса КА составляет 590 кг, размеры: 2х1.6х1.25 м [5]. Как и предыдущий аппарат, «Хаябуса-2» оснащён ионными двигателями. В новом аппарате были устранены проблемы, выявленные в ходе предыдущей миссии.

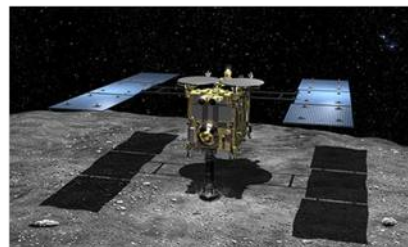


Рис. 2. Космический аппарат «Хаябуса-2»

Аппарат получил новое оборудование, предназначенное для изучения астероида класса С ((162173) Рюгу).

На аппарате установлен ударный цельнометаллический заряд Small Carry-on Impactor (SCI), состоящий из медного снаряда и заряда взрывчатки для формирования ударного ядра. Предполагается, что при подлёте к астероиду аппарат выстрелит этим зарядом по поверхности и на дне образовавшегося кратера учёные планируют обнаружить другие образцы породы. Запуск состоялся 3 декабря 2014 года и на данный момент станция находится в полёте.



Рис. 3. Космический аппарат «Розетта»

КА «Розетта» (рисунок 3) – предназначен для исследования кометы с помощью спускаемого аппарата «Филы» [6]. «Филы» должен был подойти к комете с относительной скоростью около 1 м/с и при контакте с поверхностью выпустить два гарпуна, так как слабая гравитация кометы не способна удержать аппарат, и он может просто отскочить. После посадки модуля «Филы» планировалось выполнение научной программы:

1. Определение параметров ядра кометы;
2. Исследование химического состава;
3. Изучение изменения активности кометы со временем.

Электрическую энергию аппарат получает от двух солнечных батарей общей площадью 64 м² и мощностью 1500 Вт (400 Вт в спящем режиме), контролируемых энергетическим модулем производства компании Thema.

Главная двигательная установка состоит из 24 двухкомпонентных двигателей с тягой в 10 Н.

Корпус из ячеистого алюминия и разводку электрического питания по борту изготовила финская компания Patria. Общая масса СА – 100 кг. Полезная нагрузка массой 26,7 кг состоит из десяти научных приборов.

Космический аппарат был запущен 2 марта 2004 года. В рамках программы 12 ноября 2014 года произошла первая в мире мягкая посадка СА на поверхность кометы. Основной зонд «Розетта» завершил свой полёт 30 сентября 2016 года, совершив первую в истории жёсткую посадку на комету 67P/Чурюмова – Герасименко.

Таблица 1. Масса и габариты аналогичных КА

Страна разработчик	Год	Название КА	Масса конструкции КА, кг	Габариты, м	Масса ПГ, кг
Япония	2003	Hayabusa	380	2×5,7×1	33
Евросоюз	2004	Rosetta Orbiter	590	2,8×2,1×2,0	
Евросоюз	2004	Rosetta Lander (Philae)	100	1×1×0,8	26,7
Япония	2014	Hayabusa-2	590	2×1,6×1,25	
США	2016	OSIRIS-REx	880	2,43×2,43×3,15 (солн. панели – 6,2)	
США	1999	Stardust	385	1,7×0,66×0,66 (солн. панели – 4,8)	
США	2007	Dawn	747,1	1,64×1,27×1,77 (солн. панели – 8,3×2,3)	

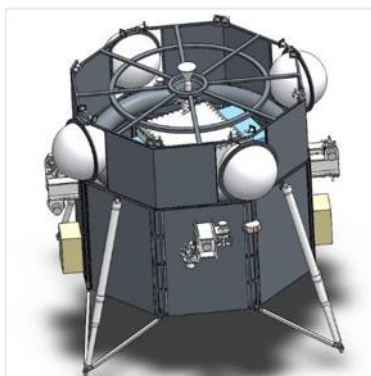


Рис. 4. 3D модель 1-го варианта КА

Таким образом, в ходе анализа существующих КА (таблица 1), предназначенных для выполнения подобных миссий, были определены условия эксплуатации и основные технические характеристики разрабатываемого КА.

В статье представлены пять основных варианта компоновок, которые в первую очередь различаются составом ДУ. Особенностью одного из вариантов является наличие СА с ДУ и без неё.

Первая компоновка космического аппарата (рисунок 4) выполнена по блочно-модульному принципу и включает в себя пять функционально определенных модулей:

1. Модуль ДУ;
2. Модуль полезного груза (ПГ) и систем электроснабжения (СЭС);
3. Модуль системы управления и бортовых систем (СУ и БС);
4. Модуль посадочных опор;
5. Модули двигателей малой тяги (ДМТ).

Силовая конструкция первых трех модулей имеет единообразную структуру и состоит из силовой рамы в форме восьмиугольной призмы с размещенными на боковых сторонах панелями сотовой конструкции. Модули соединяются между собой с помощью переходных фланцев. Это позволяет проводить испытания и контрольно-измерительные операции до сборки в КА.

В качестве прототипа модуля ДУ была выбрана компоновочная схема модульной установки малой тяги [7]. Модуль ДУ служит для размещения элементов питания, управления ДУ, маршевого двигателя, двигателей точной ориентации и системы и бака наддува. В конструкции предусмотрено 2 бака горючего и 2 бака окислителя для равномерной выработки топлива, а также один тороидальный бак газа наддува. Прототипом для конструкции баков служат баки перелетного модуля КА «Фобос-Грунт» [8]. Двигатели точной ориентации обеспечивают изменение положения аппарата по крену, тангажу и рысканию.

Модуль ПГ и СЭС содержит в себе герметичный отсек для размещения ПГ и две батареи электроснабжения – основную и резервную. В модуле также расположены преобразователи напряжения. Положение модуля позволяет сократить расстояние до самых удаленных потребителей энергии. На боковых панелях модуля расположены крепления модулей посадочных опор, модули ДМТ и датчики системы управления положением аппарата, так как центр масс КА расположен на продольной оси КА как раз в модуле ПГ и СЭС.

Модули ДМТ представляют собой пилоны с маневровыми двигателями и сопутствующими элементами пневмогидросистемы. Маневровые двигатели позволяют управлять движением центра масс или вращать КА вокруг продольной и поперечных осей. Модуль СУ и БС содержит всю вычислительную (БЦВМ), силовую (блок силовой автоматики) и измерительную аппаратуру, необходимую для анализа движения и положения КА, выдачи команд исполнительным органам управления (ДМТ) и анализа состояния всех подсистем КА. В модуле создаются оптимальные условия для нормального функционирования электроники и вычислительной аппаратуры.

Модуль посадочных опор представляет собой 4 набора опор, включающих в себя центральную опору с амортизатором и два подкоса. Центральная опора крепится к боковой панели модуля ПГ и СЭС, а подкосы шарнирно соединены с нижней частью рамы модуля СУ и БС. Опоры не складывающиеся, что исключает наличие дополнительных потребителей газа наддува и электричества, упрощает конструкцию и повышает надежность. Технология производства предусматривает сборку, контроль и испытания отдельных модулей и их последующую сборку в КА.

Элементы конструкции второй компоновки представлены в виде ферменной конструкции (рисунок 5), которая вместе с ПГ может размещаться на разгонном блоке путем крепления опорных узлов

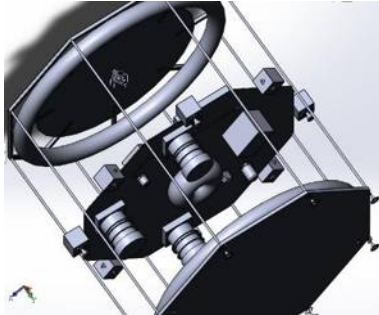


Рис. 5. 3D модель фермы 2-го варианта КА

нижнего пояса фермы на ответных элементах разгонного блока. В компоновке применяются торовые баки с целью обеспечения более плотной компоновки.

Элементы конструкции силовой фермы и средства крепления осевой полезной нагрузки изготавливаются с использованием известных методов и приемов механического производства.

Ферменная конструкция выполнена таким образом, для того чтобы снизить напряжения и деформации при полете и приземлении, уменьшить колебания и удары полезной нагрузки.

Силовая ферма содержит верхние и нижние пояса, составленные из поперечных стержней, стоек, опорных узлов и обшивки (выполненная из дюралюминиевого сплава).

Концы продольных стоек, поперечных стержней закреплены на опорных узлах (которые в свою очередь состоят из фитингов и соединительных элементов). Наиболее целесообразно стержни пояса выполнить из профиля в форме уголка. В соответствии с конструктивным решением пояса соединены накладками. Концы радиальных подкрепляющих элементов могут быть соединены и с торцевым подкрепляющим элементом.

Конструкция облегчена благодаря замене больших опор – амортизаторов на компактные разрушаемые (рисунок 6). Они достаточно примитивны, но позволяют достаточно эффективно смягчить удары, при этом позволяют минимизировать отскок.

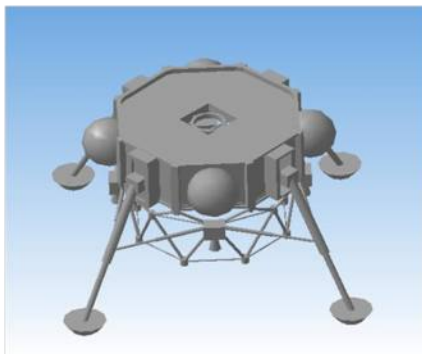


Рис. 7. 3D модель 3-го варианта КА

перекрыто платформой, на которой размещены блоки бортовых служебных систем.

КА третьей компоновки (рисунок 7) содержит модуль служебных систем [9] и модуль ПГ, соединённые фермой. В корпусе модуля размещены блоки служебной аппаратуры, двигатели ориентации и стабилизации, 4 сферических топливных бака. КА выполнен в виде прямой

восьмигранной призмы, вдоль боковых ребер, которой пропущены продольные стойки, пролеты между которыми перекрыты боковыми панелями, а нижнее основание

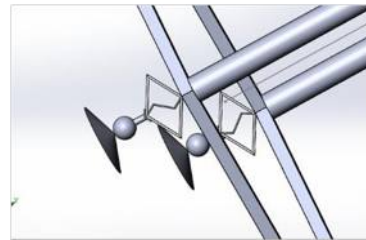


Рис. 6. Вариант конструкции разрушаемых опор

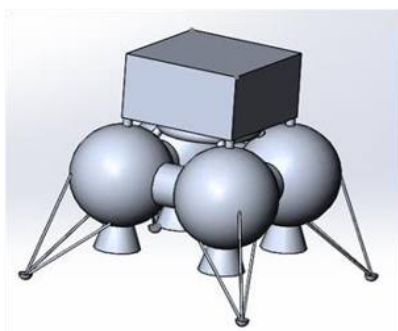


Рис. 8. Схема 4-го варианта КА

Модуль полезной нагрузки включает ферму с двумя ярусами треугольных решеток: верхний ярус выполнен в форме цилиндра, а нижний - в форме усеченного конуса. Опорные узлы образуют верхний и нижний пояса. Ярусы стыкуются через опорные узлы промежуточного пояса.

ДУ состоит из четырех сферических баков для хранения компонентов топлива, баков со сжатым газом. Баки равномерно расположены по окружности вокруг продольной оси ДУ.

Баллоны со сжатым газом расположены внутри корпуса КА и связаны соединительными и демпфирующими элементами с баками и (или) опорами ДУ.

Двигатель крепится на раму карданного подвеса с закрепленными на них агрегатами и трубопроводами.

Карданный подвес в свою очередь подвешен в кронштейнах рамы. Качание осуществляется с помощью электропривода.

КА четвертой компоновки (рисунок 8) предусматривает особый тепловой режим на борту КА, что связано с определенными требованиями для аппаратуры в целом или для каждого прибора в отдельности.

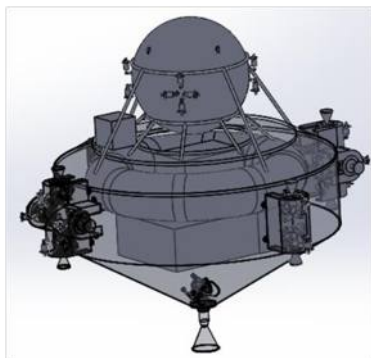


Рис. 9. 3D модель 5-го варианта КА

ДУ КА имеет существенные особенности. Так, для подачи топлива к двигателю применяются вытеснительная система. Баки должны быть снабжены системами и средствами, обеспечивающими запуск двигателя в условиях невесомости. Также ДУ должна обеспечивать термоконтроль.

КА пятой компоновки (рисунок 9) предполагает отделение СА от КА. Крепление СА вместе с ПГ осуществляется за счет упорной и удерживающей ферм, отделение СА осуществляется путем подрыва пирозлементов несущих частей ферм и дальнейшего отталкивания пружинным механизмом/сжатыми газами. Крепление ферм происходит к силовому элементу конструкции, он соединен с обечайкой, которая предохраняет приборы СУ от космического излучения различного рода, таким образом, обеспечивая дополнительную защиту приборной

панели.

Контур конструкции замыкается конической обечайкой, к которой происходит крепление маршевой ДУ. Питание ДУ обеспечивается подачей в камеру сгорания окислителя НДМГ и горючего АТ, которые хранятся в торовом баке, который выполняется сразу для двух компонентов, разделенных посредством стенки.

Данная компоновка разделяется на два варианта в связи с поставленной задачей, первый вариант предполагает наличие двигателей на СА, для управления и корректировки СА во время полета и дальнейшего закрепления на поверхности объекта. Во втором варианте двигателей на СА нет. Он движется посредством начального усилия, переданного ему системой отделения. Исключение отскока и защита научного оборудования находящегося на борту СА от расчетного усилия при посадке осуществляется посредством разрушаемого краш-корпуса СА.

В результате проделанной работы были разработаны пять эскизных варианта компоновок КА, с предварительным расположением ДУ и БКУ. В дальнейшем по каждой компоновке будет происходить более детальная проработка узлов и разработка необходимой технической документации.

Библиографический список

1. Дегтярь В. Г. Ракетная концепция системы противоастероидной защиты Земли / В. Г. Дегтярь, В. А. Волков. – Москва: Машиностроение, Машиностроение-Полет, 2013. – 314 с.
2. Бакланов О.Д., Зайцев А.В., Махутов Н.А. Петров Д.В. Пучков В.А., Симоненко В.А., Таранов А.А., Шубин О.Н. Проблемы и основы создания международной системы планетарной защиты // Труды XII международной конференции «Забабахинские научные чтения» – Снежинск. – 2014.
3. Концепция экспедиции / Н.Б. Мартынов // "Фобос-Грунт". Проект космической экспедиции: Научное издание в 2 томах. – М.: "НПО им. С.А. Лавочкина" Роскосмоса, 2011. – с. 40-47.
4. Конструкция космического аппарата / А.С. Бирюков, В.П. Макаров, В.А. Стулов // "Фобос-Грунт". Проект космической экспедиции: Научное издание в 2 томах. – М.: "НПО им. С.А. Лавочкина" Роскосмоса, 2011. – с. 137-142.
5. Tsuda, Y. System design of the Hayabusa 2 – Asteroid sample return mission to 1999 JU3 Y. Tsuda, M. Yoshikawa, M. Abe, H. Minamino, S. Nakazawa // Acta Astronautica. – 2013. – V.91. – P. 356-362.
6. Ulamec, S. Surface elements and landing strategies for small bodies missions – Philae and beyond / S. Ulamec, J. Biele // Advances in Space Research. – 2009. – V. 44. – P. 847–858.
7. Пат. 2563923 Российская Федерация, МПК⁷В64G 1/24, В64G 1/40. Модульная двигательная установка малой тяги. / Р.С. Барышников, Е.А. Болтов, Т.В. Голева, В.Е. Казаков, М.В. Макарянц; заявитель и патентообладатель Российская Федерация, от имени которой выступает Министерство обороны Российской Федерации, Акционерное общество "Ракетнокосмический центр "Прогресс" (АО "РКЦ "Прогресс") – № 2014115910/11; заявл. 21.04.2014; опубл. 27.09.2015, Бюл. №27. – 13 с. 6 ил.
8. Двигательные установки для доставки космического аппарата на поверхность Фобоса / Ю.Г. Стекольников, С.С. Степанов, Л.Г. Александров, В.П. Макаров // "Фобос-Грунт". Проект космической экспедиции: Научное издание в 2 томах. – М.: "НПО им. С.А. Лавочкина" Роскосмоса, 2011. – с. 156-168.

9. Пат. 2617018 Российская Федерация, МПК⁷В64G 1/24, В64G 1/22. Модуль служебных систем / М. Б. Мартынов, В.Е. Бабышкин, А.С. Митькин, Б.Н. Мартынов, А.В. Иванов; заявитель и патентообладатель Российская Федерация, от имени которой выступает Федеральное космическое агентство, Федеральное государственное унитарное предприятие "Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина" – № 2015152823; заявл. 09.12.2015; опубл. 19.04.2017, Бюл. №11. – 35 с. 18 ил.

УДК 629.78.083

МЕТОДИКА ОЦЕНИВАНИЯ ОПЕРАТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ ИСПЫТАТЕЛЬНОГО КОСМОДРОМА ПРИ РЕШЕНИИ ЗАДАЧ ЗАПУСКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Д.А. Мосин, В.В. Дуга

Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского

Развитие ракетно-космической техники (РКТ) на современном этапе идет по пути уменьшения массогабаритных характеристик, как отдельных элементов бортовых систем, так и космических аппаратов (КА) в целом. [2-5,12] Именно с этим связан рост объемной доли запускаемых малых космических аппаратов (МКА) по отношению к средним и тяжелым КА. В направлении МКА в целом, и в элементной базе для МКА в частности, страны Европы и США на настоящий момент занимают лидирующие позиции. Вместе с тем, важность данного направления для экономического развития (и не только для него) несомненна. Возможно сделать вывод о том, что в ближайшие годы одной из важнейших задач отечественной ракетно-космической отрасли станет развитие направления МКА.

На настоящий момент в ВКА имени А.Ф.Можайского на кафедре «Космических аппаратов и средств межорбитальной транспортировки» проводится комплекс исследований посвященных МКА. В апреле 2016 проведена Всероссийская НПК посвященная «Проблемам создания и применения МКА и робототехнических средств в интересах ВС РФ», [5] в рамках международных военно-технических форумов «Армия-2015» и «Армия-2016» проведены заседания круглых столов посвященных МКА. [4]

Одной из важнейших задач в рамках данного направления является «Создание системы оперативного развертывания и восполнения орбитальных группировок космических систем на основе малых КА», обеспечение выполнения данной задачи является неотъемлемым условием для достижения целей эффективного создания и применения космических систем на базе МКА для решения задач воздушно-космической обороны страны. [4]

Одновременно на современном этапе развития РКТ создание системы оперативного развертывания и восполнения ОГ КС на основе МКА представляется задачей выбора предпочтительного варианта применения ракетно-космических комплексов (РКК) испытательных космодромов (ИК). Так как энергетических возможностей существующих РКК для выполнения задач по запуску МКА более чем достаточно, на первый план в данном вопросе выходит экономическая целесообразность и количественная составляющая ракет космического назначения (РКН). При этом для предпочтительного выбора варианта применения РКК необходимо достоверно оценить оперативность. Таким образом возникает задача по разработке методики оценивания оперативности применения ракетно-космических комплексов испытательного космодрома при решении задач запуска космических аппаратов.

Приведенная далее методика, разработана с целью обеспечения выполнения требований [6] в рамках НИИР «Анализатор» [3], проводимом на космодроме «Плесецк» в 2016 году.

Степень задействования РКК главным образом зависит от перечня задач, выполняемых ИК.

Этап 1. Исходя из этого в первую очередь необходимо определить количество и тип МКА $N_{КА}^i$ (i – вид КА), которые необходимо вывести на целевые орбиты.

Этап 2. Следующим шагом необходимо определить состав космических средств (КСР), необходимый для выведения ОГ МКА $N_{КСР}^k, k \in \{1...n\}$.

Этап 3. Далее необходимо сравнить запас КСр находящихся на ИК с потребным $N_{КСР}^k \geq N_{КСР}^i$ количеством КСр, необходимым для выведения $N_{КА}^i$. Так как в современных условиях зачастую запас КСр на ИК отсутствует и КСр поставляются на ИК непосредственно перед подготовкой – высока вероятность необходимости допоставки КСр.

Этап 4. Определение возможности инфраструктуры ИК по подготовке КСр осуществляется в несколько этапов.

4.1. Сравнение списочной численности личного состава войсковых частей ИК и потребного количества необходимого для подготовки $N_{КСР}^k$.

4.2. Сравнение текущего запаса компонентов ракетного топлива (КРТ) с потребным количеством КРТ для запусков РКН $V_{(7)}^{КРТ} \geq V_{потр}^{КРТ}$, в случае несоответствия, его допоставка. В случае отсутствия возможности поставки КРТ от поставщиков, с которыми в плановом порядке заключены договорные отношения, допоставка КРТ с использованием системы альтернативных поставщиков КРТ.

Этап 5. Следующим пунктом в методике оценки является расчет времени подготовки КСр. Время, затрачиваемое на выведение ОГ КА, главным образом зависит от количества и времени подготовки и запуска каждой РКН.

Отсчет времени выполнения операции начинается с момента принятия решения на наращивание и восполнение ОГ КА и заканчивается при выведении последнего КА (последнего БКА). С учетом времени на проведение подготовки и пуска, а также проведения послепусковых операций, получим:

$$T_p = \sum_{i=1}^{N_n} T_i + \sum_{i=1}^{N_n-1} \tau_i, \quad (1)$$

где:

T_p – время выведения ОГ КА ;

T_i – время пуска i -ой РКН;

τ_i – время проведения послепусковых операций и ремонтно-восстановительных работ на стартовом комплексе после пуска i -ой РКН;

N_n – потребное для выведения ОГ КА количество пусков РКН.

Так как подготовка КА к запуску это комплексная задача, необходимо рассмотреть все её составляющие. При расчете $T_{П}$ учитывается время подготовки ракеты-носителя (РН), а в случае с выводом полезной нагрузки на высокоэнергетические орбиты – время подготовки разгонного блока (РБ). Таким образом, время подготовки к пуску имеет следующий вид:

$$T_{П} = T_{ТК}^{РКН} + T_{ТР}^{РКН} + T_{СК}^{РКН}, \quad (2)$$

где:

$T_{ТК}^{РКН}$ – время подготовки РН на техническом комплексе (ТК);

$T_{ТР}^{РКН}$ – время подготовки РКН на стартовом комплексе (СК);

$T_{СК}^{РКН}$ – время транспортировки РКН на СК.

Чаще всего длительность подготовки РН на ТК значительно выше, чем РКН на СК, а $T_{ТР}^{РКН}$ актуально не для всех ракетно-космических комплексов (РКК) и при небольшой удаленности технических и стартовых комплексов может быть пренебрежимо мало. Формула для определения $T_{ТК}^{РКН}$ (3) выглядит следующим образом:

$$T_{ТК}^{РКН} = T_{П}^{СЧ} + T_{П}^{КГЧ}, \quad (3)$$

где:

$T_{\Pi}^{СЧ}$ – время подготовки составных частей РКН, т.е. РН, КА, РБ, сборочно-защитный блок (СЗБ).

Эти элементы требуют наибольших временных затрат на подготовку, но чаще всего работы с ними идут параллельно, зачастую даже в разных сооружениях и на разных площадках. Поэтому показателем $T_{\Pi}^{СЧ}$ выбирается наибольшее время подготовки в соответствии с графиками проводимых работ.

$T_{\Pi}^{КГЧ}$ – время подготовки КГЧ, включающее в себя сборку, накатку, стыковку, совместные электрические проверки и при необходимости другие операции.

Для подготовки малых КА актуально следующее допущение:

$$T_{\Pi}^{РН} \leq T_{\Pi}^{КА} \leq T_{\Pi}^{РБ}, \quad (4)$$

где:

$T_{\Pi}^{РН}$ – время подготовки РН к пуску (включает в себя подготовку на ТК, транспортировку и подготовку на СК);

$T_{\Pi}^{КА}$ – время подготовки КА (включает в себя время подготовки КА на ТК);

$T_{\Pi}^{РБ}$ – время подготовки РБ (которое включает в себя подготовку РБ на ТК).

Соотношение (5) обусловлено тем, что малые КА обычно прибывают на испытательный полигон уже заправленными, а РБ заправляют на заправочной станции. В применении к МКА, рассмотрим расчет $T_{\Pi}^{РБ}$ (5)

$$T_{\Pi}^{РБ} = T_{ТК}^{РБ} + T_{ТР}^{РБ} + T_{Запр}^{РБ}, \quad (5)$$

где:

$T_{ТК}^{РБ}$ – время подготовки РБ на ТК;

$T_{ТР}^{РБ}$ – время транспортировки РБ (включает транспортировку РБ на заправочную станцию (ЗС) и обратно);

$T_{Запр}^{РБ}$ – время заправки РБ на ЗС.

Значения всех перечисленных в выражениях (1)–(5) величин являются строго детерминированными и описываются сетевыми графиками в эксплуатационной документации. Однако сравнивая сетевые графики использованные при планировании и реальное время подготовки КСр, оказывается что времена существенно различаются. Сетевые графики не учитывают вероятность возникновения отказов и неисправностей. Одним из средств исследования стохастических характеристик технических объектов, технологических циклов и программных комплексов является система GERT (Graphical Evaluation and Review Technique) [1,7]. Система GERT применяется для моделирования промышленных комплексов, исследования вероятностно-временных характеристик локальных сетей и т.д. В моделях GERT состояниям исследуемого объекта соответствуют узлы графа, а выполняемым операциям – дуги (ветви) графа. Дуга характеризуется функцией, равной произведению производящей функции моментов времени исполнения на вероятность выбора дуги (можно рассматривать также любой параметр, который обладает аддитивностью по дугам любого пути). Основная выходная характеристика GERT-сети – производящая функция моментов $M_E(s)$. Для нахождения значений $M_E(s)$ используется топологическое уравнение Мейсона для замкнутых потоковых графов. Зная j -ю частную производную по s функции $M_E(s)$ и полагая $s=0$, можно найти j -й момент μ_{jE} относительно начала

координат: $\mu_{jE} = \frac{\partial^j [M_E(s)]}{\partial s^j}, s = 0$. При увеличении j определение моментов становится все более

проблематичным из-за сложности нахождения производных. Формула Мейсона позволяет получить эквивалентную производящую функцию моментов GERT-сети через производящие функции моментов петель порядка $\alpha, \alpha = \overline{1, \alpha_{\max}}$, которые образуются из всевозможных сочетаний петель первого порядка, не имеющих общих узлов (петля первого порядка GERT-сети соответствует простому контуру в ориентированном графе). С увеличением размерности GERT-сети может резко возрасти число петель порядка α , что ведет к экспоненциальному увеличению времени счета. Рассматривается численный метод нахождения значений закона распределения времени исполнения GERT-сети, основанный на применении формулы обращения и интерполяции характеристической функции GERT-сети многочленом Лагранжа второй степени. При этом используется топологическое уравнение Мейсона, что снижает размерность используемых моделей.

Целью исследования ставится поиск в численном виде плотности распределения вероятностей времени исполнения GERT-сети для заданного стока. В разрабатываемом алгоритме не должны выполняться операции с петлями порядка $\alpha < 1$ GERT-сети [7].

После нахождения плотности распределения вероятности необходимо проинтегрировать её в программе MathLab, в результате чего мы получаем закон распределения вероятности. Получив закон распределения вероятности и зная требуемые показатели надежности (заданные в ТТЗ на комплекс), возможно найти время выполнения комплекса операций с КСр.

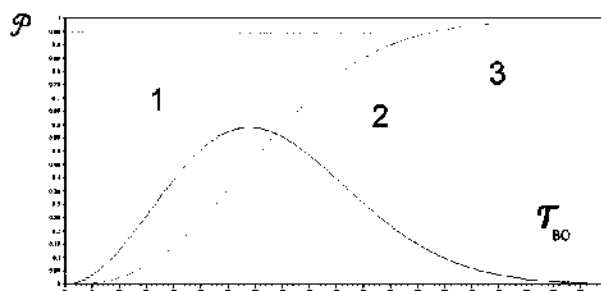


Рис. 1. Пример нахождения времени продолжения подготовки БКА на ТК: 1 – плотность распределения вероятности; 2 – закон распределения вероятности; 3 – время проведения подготовки с заданным в ТТЗ вероятностным показателем

Применение сетевых моделей GERT позволяет увеличить точность планирования времени подготовки СЧ РКН. На рисунках 2 и 3 представлены реальные и расчётные графики подготовки СЧ РКН.

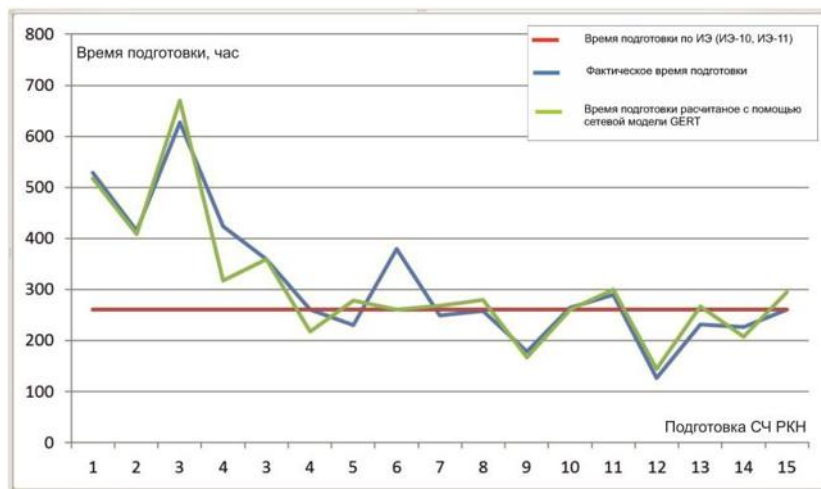


Рис. 2. Графики времени подготовки РБ 14С44

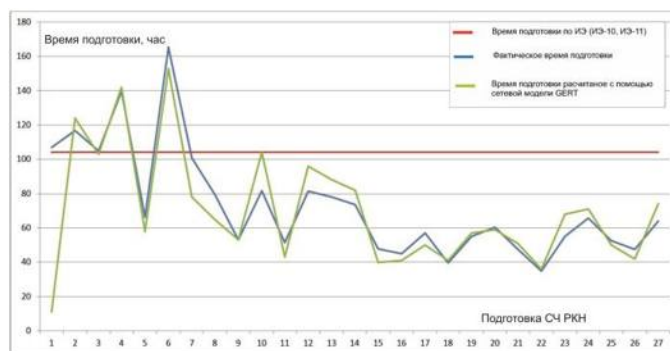


Рис. 3. Графики времени подготовки РН 14А14

Повышение точности планирования достигается за счёт уменьшения погрешности, рассчитываемой по формуле (10-14)

$$\mathcal{E}_i^{ИЭ} = \left(\tau_i^{факт} - \tau_i^{ИЭ} \right)^2 \quad (6)$$

$\mathcal{E}_i^{ИЭ}$ - погрешность оценивания времени подготовки СЧ РКН при описании процесса подготовки КСр в ИЭ;

$\tau_i^{факт}$ - фактическое время подготовки СЧ РКН взятое из тех. отчётов;

$\tau_i^{ИЭ}$ - время подготовки СЧ РКН согласно ИЭ.

$$\mathcal{E}_i^{расч} = \left(\tau_i^{факт} - \tau_i^{расч} \right)^2 \quad (7)$$

$\tau_i^{расч}$ - время подготовки КСр полученное в результате расчёта сети GERT

$$\varepsilon_i^{ИЭ2} \Rightarrow \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N \varepsilon_i^{ИЭ2}}{N}} \quad (8)$$

$$\varepsilon^{расч^2} \Rightarrow \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N \varepsilon_i^{расч^2}}{N}} \quad (9)$$

$$\varepsilon_i^{расч} < \varepsilon_i^{ИЭ} \quad (10)$$

В результате расчётов погрешностей оценивания времени подготовки СЧ РКН Однако сетевых моделей отдельных групп операций недостаточно для описания всего процесса выведения ОГ МКА. Весь процесс выведения ОГ МКА возможно представить в виде схемы (рис. 4).

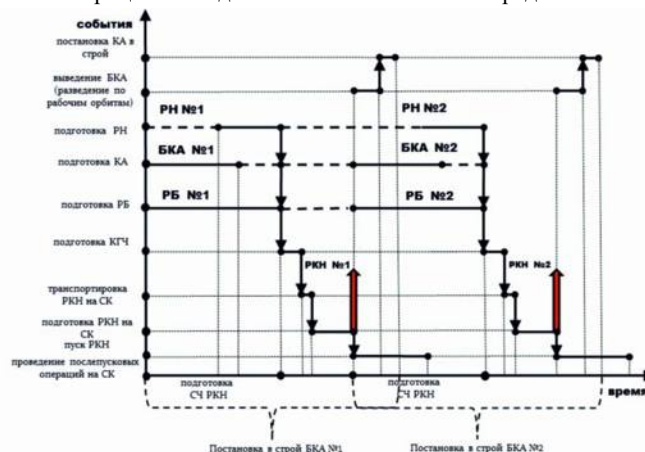


Рис. 4. Схема выведения ОГ состоящей из двух БКА

Таким образом, используя выражения (1)–(5) на основе (3) получаем время постановки одного или нескольких (для МКА) КА запуском одной РКН. В случае, если развертывание ОГ осуществляется различными типами РКН или с различных комплексов, следует рассчитывать временные показатели подготовки и пуска для каждого случая отдельно. Так как подготовка на всех РКК осуществляется параллельно, общее время находится по выражению:

$$T_{\Pi}^{РКК1} \geq T_{\Pi}^{РКК2} \geq T_{\Pi}^{РККn}, \quad (11)$$

В качестве времени подготовки СЧ РКН выбирается подготовки большее время одной СЧ. Кроме того, $T_{выв}$ в выражении (3) в условиях, когда возникающие неисправности и их устранение приводит к смещению графика подготовки, также оказывает существенное влияние на сроки проведения пусков в зависимости от времени устранения и имеющимися окнами пуска.

Основной особенностью запуска МКА является их запуск целыми БКА, однако необходимо учитывать количество орбитальных плоскостей в которые необходимы вывести ОГ МКА. Очевидно, что в случае если РН способна вывести 4 МКА, а в орбитальной плоскости необходимо лишь 2, для выведения двух других потребуется запуск ещё одной РН. Таким образом для выведения ОГ МКА перспективными будут являться РН легкого класса с небольшими энергетическими способностями – но и с минимальными экономическими затратами. Этим экзотическим в отечественной космической

отрасли требованиям отвечают конверсионные прототипы. РН созданные на базе доработанных МБР, гарантийный ресурс которых близок к выработке.

Этап 6. Сравнение времени подготовки КСр с планируемой продолжительностью периода непосредственной угрозы агрессии $T_{\Pi} \geq T_n$. В случае несоответствия, определение первоочередности выведения ОГ МКА.

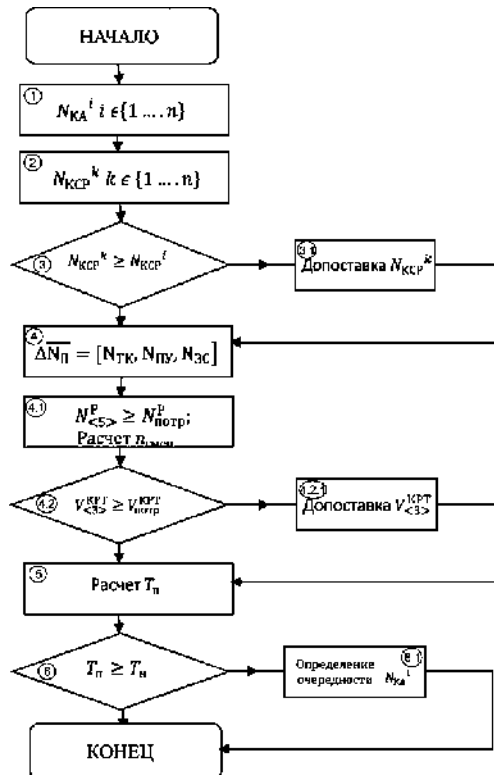


Рис. 3. Схема методики оценивания оперативности применения РКК при запуске МКА с целью наращивания возможностей национальной ОГ

Создание системы оперативного развертывания и восполнения ОГ КС на основе МКА является сложной, в первую очередь с экономической точки зрения, задачей. Однако существуют возможности по минимизации затрат на её создание. Речь идет о конверсионных программах. На настоящий момент РКК, созданные в рамках данных программ, выполняют задачи по запуску МКА главным образом в рамках программ международного сотрудничества. У направления конверсионных программ есть огромный потенциал, полным ходом идет перевооружение РВСН, в связи с чем высвобождается большой объем МБР, подлежащих утилизации.

Создание системы оперативного развертывания и восполнения ОГ КС на основе МКА в которой в качестве средств выведения будут использоваться РН разработанные на основе доработанных МБР, позволит не только выполнить задачу по её созданию с минимальными затратами, но и в кратчайшие сроки.

Библиографический список

- 1.Корячко В.П., Шибанов А.П., Шибанов В.А. Численный метод нахождения закона распределения выходных величин GERT-сети // Информационные технологии. 2001. № 7. С. 16–21.
2. Малые космические аппараты - инструмент решения задач воздушно-космической обороны: отчет о проведении круглого стола // Международный военно-технический форум «Армия-2016». Москва, 2016. 9 с.

3. Методика оценки возможностей испытательного космодрома при выведении орбитальных группировок малых космических аппаратов: отчет о НИИР (промежуточ.): 27-35/ 1 ГИК МО РФ; рук. Зотов А.С.; исполн.: Дуга В.В. Мирный, 2016. 58 с. Инв. №373/НИЦ.

4. Отчет о проведении круглого стола на тему «Малые космические аппараты - инструмент решения задач воздушно-космической обороны». «Армия-2016». 2016 г. 9с.

5. Решение всероссийской научно-практической конференции «Проблемы создания и применения малых космических аппаратов и робототехнических средств в интересах вооруженных сил Российской Федерации». ВКА имени А.Ф.Можайского. 2016 г. 8с.

6. Основные положения Основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу. Утв. Президентом РФ от 19.04.2013 N Пр-906 // Законы, кодексы и нормативно-правовые акты в Российской Федерации. URL: <http://legalacts.ru/doc/osnovnye-polozhenija-osnov-gosudarstvennoi-politiki-rossiiskoi-federatsii/> (дата обращения 15.09.2018)

7. *Шибанов А.П.* Нахождение закона распределения выходной величины GERT-сети большой размерности // Информационные технологии. 2007. № 1. С. 42-45.

УДК 629.7.062.2

О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА В ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОРГАНАХ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Р.М. Перфилов, В.С. Карасёв

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

Система ориентации и стабилизации – одна из бортовых систем космического аппарата (КА), обеспечивающая определенное положение осей аппарата относительно некоторых заданных направлений. Необходимость данной системы обусловлена следующими задачами:

- ориентирование солнечных батарей на Солнце;
- навигационные измерения;
- выполнение целевой функции КА;
- передача информации с помощью остронаправленной антенны;
- изменение траектории полета перед включением тормозного/разгонного двигателя.

Способы ориентации и стабилизации подразделяются на:

- пассивные;
- активные.

Пассивные способы стабилизации подразумевают под собой стабилизацию КА за счет использования свойств некоторых внешних моментов. К таким моментам относятся:

- гравитационный момент;
- аэродинамический момент;
- момент от давления лучей Солнца.

Перечисленные способы стабилизации из-за их малой эффективности и точности используются крайне редко. Их применение может быть оправдано для околоземных космических баз станций только при возникновении аварийных ситуаций, при выходе из строя каких-либо приборов и устройств системы управления, либо в дежурном режиме.

Наиболее широко распространены активные системы ориентации и стабилизации. По сравнению с пассивной стабилизацией активная – более эффективна при парировании внешних возмущений и более точна, так как точность в основном зависит от методической ошибки алгоритма стабилизации и инструментальной погрешности приборов ориентации.

В настоящее время в качестве исполнительных органов для активных систем стабилизации и ориентации космических аппаратов используются следующие электромеханические устройства: силовые гироскопические комплексы (СГК), комплексы управляющих двигателей-маховиков (КУДМ), комплексы магнитных исполнительных органов (КМИО), а также газореактивные и стационарные плазменные двигатели. Основным достоинством СГК, КУДМ и КМИО является способность создавать

управляющие моменты лишь за счет затрат электроэнергии без затрат, подобно жидкостным или газореактивным двигателям, специального рабочего тела – топлива или газа. Для современных КА наблюдения за объектами в космосе или на Земле и работающих на орбите несколько лет необходимые запасы топлива могут исчисляться десятками тонн, если программные повороты КА осуществлять только с помощью реактивных двигателей. Использование же для этой цели электромеханических исполнительных органов позволяет создавать практически безрасходные системы ориентации.

Двигатель-маховик (ДМ) представляет собой ротор (маховик) с жестко закрепленной осью вращения. ДМ приводится в движение бесконтактным двигателем постоянного тока, обеспечивающим наилучшие энергетические характеристики прибора в широком диапазоне частот вращения и высокую надежность. Изменение кинетического момента ДМ производится путем изменения частоты вращения ротора.

Для разгрузки управляющих ДМ и СГК, установленных на низкоорбитальных КА, могут применяться электромагниты, создающие при соответствующем управлении ими магнитные моменты, приводящие при взаимодействии с магнитным полем Земли к механическим моментам, действующим на КА.

СГК предназначены для использования в качестве исполнительных органов систем стабилизации и ориентации тяжелых и средних КА. СГК создают управляющие моменты в режимах стабилизации и программных поворотов КА относительно опорной системы координат. Основные преимущества использования СГК перед ДМ заключаются в меньшем энергопотреблении (на несколько порядков) и более высокой точности стабилизации (до единиц угловых секунд).

В данной статье в качестве исполнительного органа системы ориентации и стабилизации выбираются к рассмотрению СГК.

СГК входит в состав системы ориентации и стабилизации КА и предназначен для создания управляющего момента посредством принудительного поворота гиromотора (ГМ) вокруг оси вращения подвеса в соответствии с сигналом, поступающим из бортовой вычислительной системы (БВС). Принудительный поворот ГМ вокруг оси вращения подвеса осуществляется с помощью исполнительного электропривода. Схема спарки гиродинов (двухстепенных СГК) представлена на рисунке 1:

На рисунке 1 представлена схема из двух одинаковых гиродинов, роторы которых обладают кинетическим моментом G , а оси вращения рамок параллельны. В исходном состоянии роторы раскручены до номинальных оборотов с противоположным по знаку моментом. При повороте ротора гиродинов в направлении оси X навстречу друг другу кинетический момент системы относительно данной оси изменится на двойное произведение кинетического момента гиродинов с косинусом угла поворота. Поворот КА произойдет с угловой скоростью равной данному произведению, деленному на момент инерции КА.

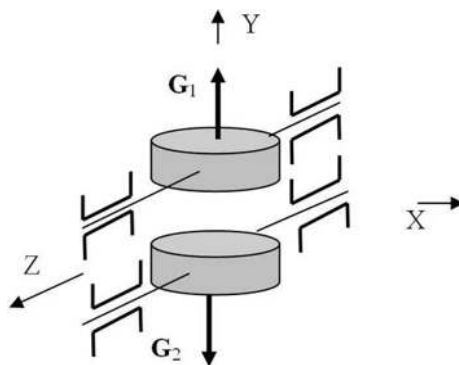


Рисунок 1 - Схема спарки гиродинов

Принцип работы СГК описывается следующим образом: при поступлении из БВС в блок управления сигнала, соответствующего угловой скорости, и сигнала с датчика углового положения подвижной системы (ПС) вычисляется расчетное значение необходимого угла поворота ГМ вокруг оси вращения подвеса; в соответствии с данным значением вырабатывается управляющий сигнал угла

поворота, поступающий из блока управления на двигатель привода, который поворачивает ГМ вокруг оси вращения подвеса, создавая тем самым управляющий момент.

В общем виде информационно-измерительная система (ИИС) для управления ПС СГК может выглядеть следующим образом:

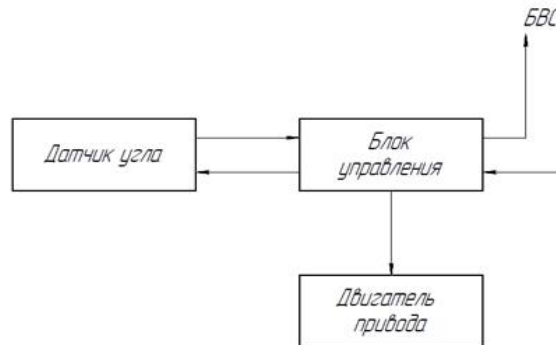


Рисунок 2 – Общий вид ИИС для управления ПС СГК

где:

1. Датчик угла (ДУ), предназначенный для контроля угла поворота подвеса;
2. Блок управления, предназначенный для:
 - информационного обмена с БВС (получение целевого значения угловой скорости, передача телеметрической информации);
 - формирования управляющего сигнала угловой скорости и выдача его в двигатель привода;
 - других функций.
3. Двигатель привода – устройство поворота ГМ вокруг оси вращения подвеса в соответствии с сигналами, поступающими с блока управления.

На настоящий момент в КА используются бортовые системы управления (СУ), базирующиеся на использовании в БВС классических программных методов управления.

Возрастающая сложность структуры СУ КА влечет за собой необходимость разработки новых методов организации и принципов построения бортовых СУ. Одним из новых методов управления сложными системами в технике в целом является использование элементов искусственного интеллекта, конкретно – нейронных сетей (НС).

Искусственный интеллект – раздел науки и технология создания машин, моделирующих интеллектуальную деятельность человека. Мозг человека состоит из белого и серого веществ, которые представляют собой тела нейронов и соединяющие их нервные волокна соответственно. Каждый нейрон состоит из тела клетки, дендритов, аксона. Получение информации телом осуществляется при помощи дендритов, а её передача – аксоном, разветвляющимся на конце на тысячи синапсов (нервные нити, соединяющие нейроны между собой). На основе человеческого нейрона смоделирован математический – пороговый элемент с несколькими входами и одним выходом. Общий вид структуры НС представлен на рисунке 3:

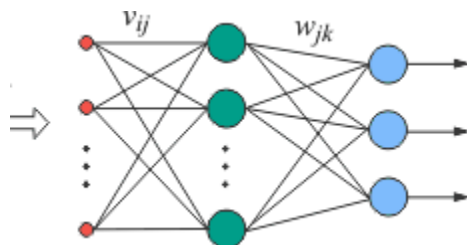


Рисунок 3 – Структура нейронной сети

Классификация НС представлена на рисунке 4.

Каждый тип архитектуры интеллектуальных систем обладает своими особенностями в части обучения сети, обработки данных и вычисления конечного результата, что позволяет использовать одни типы архитектур для решения задач, к которым не применимы другие.

Задачи, решаемые искусственными НС, делятся на четыре категории:

A – распознавание и классификация (кластерный анализ);

B – обработка изображений: текстовых, видео, аэрофотосъемки;

C – системы идентификации и управления;

D – обработка сигналов, в частности, аппроксимация функций в задачах моделирования.

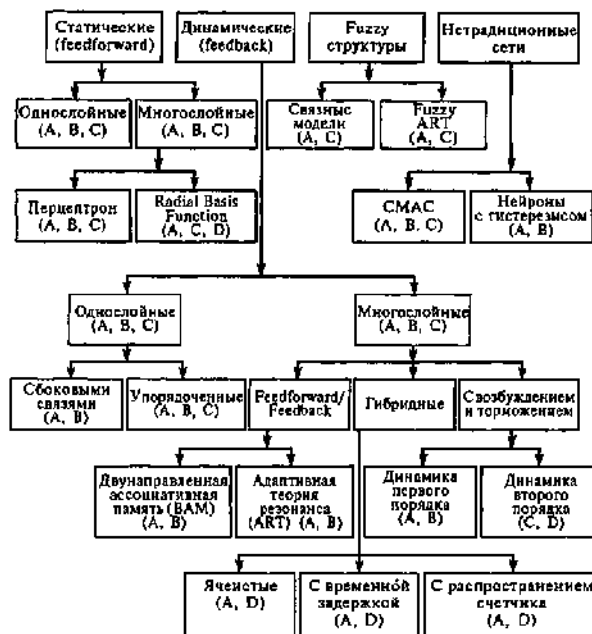


Рисунок 4 – Классификация нейронных сетей

Одним из преимуществ использования искусственного интеллекта будет являться его возможность принимать решения, например, для осуществления эффективной ориентации и стабилизации.

Возможность использования элементов искусственного интеллекта в исполнительных органах системы ориентации и стабилизации космического аппарата базируется на принципах:

- максимально возможная оперативность выявления в системах аномальных ситуаций (АС) и их диагностики;

- обеспечение достоверности (на уровне заданной) диагностики АС для выработки управляющих воздействий на системы, некорректная работа которых привела к АС;

- возможность изменения штатной программы, используемой в ориентации и стабилизации КА;

Выбор алгоритмов ориентации и стабилизации искусственным интеллектом должен быть индивидуален для каждой из систем и конкретного класса КА.

Математическая теория нечетких множеств (fuzzy sets) и нечеткая логика (fuzzy logic) являются обобщениями классической теории множеств и классической формальной логики. Данные понятия были впервые предложены американским ученым Лотфи Заде (Lotfi Zadeh) в 1965 г. Основной причиной появления новой теории стало наличие нечетких и приближенных рассуждений при описании человеком процессов, систем, объектов.

Рассматривая системы, построенные на нечеткой логике, можно утверждать обратное - данные, получаемые на выходе таких систем, легки в понимании, однако, такие системы не могут самостоятельно получать информацию, которую можно использовать в дальнейшем при формировании выходных данных.

Как мы видим, искусственные НС и системы с нечеткой логикой схожи между собой, однако, каждая из них имеет свои достоинства и недостатки. Данный вывод был взят за основу при создании нечетких НС. Такие сети строят решение на основе аппарата нечеткой логики, однако функции

принадлежности настраиваются с помощью алгоритмов обучения искусственных НС. Кроме того, такие сети не только могут обучаться, но и способны учитывать априорную информацию.

Возможность внедрения и использования элементов искусственного интеллекта в исполнительных органах системы ориентации и стабилизации КА базируется на существующих результатах исследований. Одним из таких исследований можно считать «Использование интеллектуальных систем в управлении космическими аппаратами», на базе которого можно построить и предлагаемую в данной статье концепцию управления КА, для которой возможный вариант решения, представлен на рисунке 5.

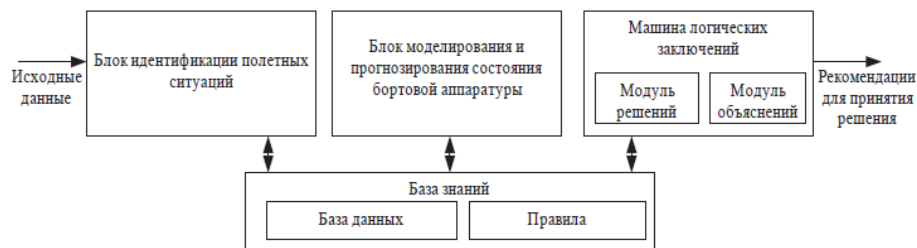


Рисунок 5 – Интеллектуальная система

При использовании НС и нечеткой логики можно сформулировать алгоритм в несколько шагов:

1. Введение нечеткости: на этом этапе функции принадлежности применяются к фактическим значениям входных переменных;
2. Логический вывод: вычисляется значение истинности для предпосылок каждого правила и применяется к заключениям каждого правила. Это приводит к одному нечеткому подмножеству, которое будет назначено каждой переменной вывода для каждого правила;
3. Композиция: нечеткие подмножества, назначенные каждой переменной вывода, объединяют в одно множество для всех переменных вывода;
4. Приведение к четкости: используется в случаях, когда необходимо преобразовать нечеткий набор выводов в четкое число.

Использование НС с применением нечеткой логики в системах ориентации и стабилизации может быть использовано для решения задач, в которых исходные данные являются слабо формализованными или же ненадежными.

Основными преимуществами сетей с такой структурой являются:

- описание постановки задачи и условий производится на языке близком к естественному;
- универсальность, согласно теореме нечеткой аппроксимации, любая математическая модель может быть аппроксимирована системой, построенной на нечеткой логике, что подтверждает, например, теорема Стоуна-Вейерштрасса, на основе которой можно сделать вывод о том, что с помощью нелинейных НС можно сколь угодно точно равномерно приблизить любую непрерывную функцию многих переменных на любом замкнутом пространстве;
- эффективность, которая подтверждается ряд теорем, подобных теоремам о полноте для искусственных НС, показывают высокую эффективность работы таких сетей.

Однако, такой организации НС присущ и ряд недостатков:

- исходный набор нечетких правил формируется человеком, что не всегда является объективным, а иногда неполным или даже противоречивым;
- вид и параметры данных, связывающих вход и выход, также определяются субъективно и не всегда отражают действительность.

Написанное выше подтверждается работой Птичкина В.А. «Исследование искусственных НС».

НС обладает способностью "обучаться", что позволяет использовать опыт эксперта для ее обучения. Регулятор с НС похож на регулятор с табличным управлением, однако отличается специальными методами настройки ("обучения"), разработанными для НС и методами интерполяции данных.

В настоящее время существует несколько подходов в использовании НС в СУ КА:

- замена существующих классических методов управления;
- дополнение классических методов управления.

Использование НС для управления системами является в большей степени эмпирическим процессом. В этом аспекте наиболее рациональным видится второй подход использования НС в СУ. Первый же подход обусловлен достаточным объемом отработки системы.

Библиографический список

1. Гушин В.Н. Системы ориентации и стабилизации // Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. — М.: Машиностроение, 2003. — С. 241—257. — 272 с. — 1000 экз. — ISBN 5-217-01301-X;
2. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов: Учебник для вузов, - 2-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1990 — 480 с.: ил — ISBN 5-217-00357-X;
3. Бортовые системы управления космическими аппаратами: Учебное пособие / Бровкин А.Г., Бурдыгов Б.Г., Гордийко С.В. и др. Под редакцией А.С. Сырова — М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. — 304 с.: ил. - ISBN 978-5-7035-2205-9;
4. Терехов В.А., Тюкин И.Ю., Ефимов Д.Б. Нейросетевые системы управления // Москва. Высшая школа, 2002.
5. Ахметов, Р.Н. Управление живучестью космического аппарата [Текст] / Р.Н. Ахметов // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». - 2016. - № 9. - С.16-20.
6. Ахметов, Р.Н. Концептуальные проблемы управления живучестью сложных технических объектов [Текст] / Р.Н. Ахметов [и др.] // Труды VIII Международной конференции по проблемам управления и моделирования в сложных системах - Самара: Сам. НЦ РАН, 2016. - С.274-284.
7. Аншаков, Г.П. Методы и средства управления КА зондирования Земли «Ресурс-ДК1» [Текст] / Г.П. Аншаков [и др.] // Сб. трудов XIII Всероссийского семинара по проблемам управления движением и навигации ЛА. - Самара: СГАУ им С.П. Королева. 2017, с. 4-17.
8. Akhmetov, R.N. Spacecraft survivability control / R.N. Akhmetov // All-Russian scientific-technical magazine "Polyot" (Flight), 2016. - N 9. - P. 120-124.
9. Птичкин В.А. «Исследование искусственных нейронных сетей» // Нейрокомпьютеры: разработка, применение. М., 2014. №6. С. 3-13.
10. Соколов Н.Л., Селезнева И.А., Корниенко Ю.А. Использование интеллектуальных систем в управлении космическими аппаратами // Лесной вестник 3/2015

УДК 629.7.01

СТРАТОСФЕРНЫЙ АППАРАТ ДЛЯ ОТРАБОТКИ УЗЛОВ КОСМИЧЕСКИХ МАЛЫХ АППАРАТОВ

С.Н. Польщиков, В.А. Горюнова, А.Р. Гатаулина, С.В. Порсева

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана

Стратосферные аппараты (СА) «Снежинка 1» (рис. 1) и «Снежинка 2» (рис. 9) созданы на базе лаборатории космических малых аппаратов МГТУ им. Н.Э. Баумана. Основная цель создания аппарата – отработка проектных решений, конструкции, узлов, электронных компонентов и устройств для космического применения в составе малых аппаратов, разрабатываемых в лаборатории. Сопутствующая цель проекта – обучение студентов навыкам разработки, изготовления и испытания прототипа космического аппарата.

Целью аппарата «Снежинка 1» является проверка работоспособности навигационного GPS/ГЛОНАСС-приемника космического назначения в условиях, приближенных к реальным (нижняя стратосфера); тестирование радиолинии и протокола обмена данными между аппаратом и наземной станцией (НС); верификация тепловой модели стратосферного аппарата по данным полетной телеметрии; проверка алгоритмов работы бортовой аппаратуры (БА), сбора и обработки телеметрии; обучение студентов всем стадиям разработки прототипов космических малых аппаратов. Во время полета аппарат осуществляет фиксацию параметров атмосферы (влажность, давление, температура, напряженность геомагнитного поля), собственную угловую скорость и ускорение, проводит фото- и видеосъемку поверхности Земли.

«Снежинка 1» была запущена в июле 2018 г. в рамках соревнований, проводимых Воздушно-инженерной школой. Аппарат доставлялся на высоту 30 км с помощью стратосферного метеозонда в составе связи с другими аппаратами, после чего осуществлялся спуск на общей парашютной системе спасения.

По итогам запуска была создана вторая версия аппарата «Снежинка 2» с качественной доработкой выявленных проблем. Запуск второго аппарата планируется осуществить в составе дополнительной полезной нагрузки к экспериментальному полету путешественника Федора Конюхова в стратосферу на воздушном шаре для установления рекорда высоты весной 2019 г.

Общая компоновка и устройство «Снежинки 1»

Корпус СА симметричен и представляет собой прямоугольный параллелепипед (рис. 1) с габаритами 300 x 282 x 282 мм и массой 983 г. Форма параллелепипеда обоснована удобством размещения компонентов внутри СА, а также удобством сборки.



Рис. 1 «Снежинка 1» перед запуском

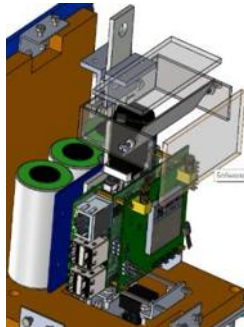


Рис. 2 Внутренняя компоновка

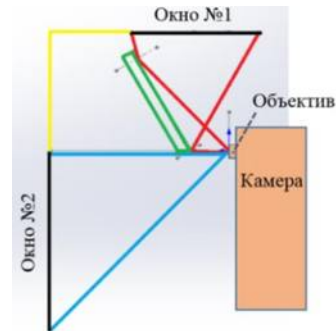


Рис.3 Оптическая система

В центре СА размещена монолитная алюминиевая рама с отверстиями сверху и снизу для крепления СА к связке метеозонда. По регламенту соревнований рама должна выдерживать усилие 80 кг на разрыв, что было подтверждено прочностными расчетами. Рама содержит ряд консолей для крепления. С одной стороны располагаются электронные платы, датчики, фото- и видеокамеры. С обратной стороны размещена батарейная сборка для балансировки аппарата (рис. 2). При этом центр масс СА в горизонтальной плоскости не выходит за пределы сечения рамы. Для одновременной съемки в двух направлениях (в зенит и в горизонт) была разработана оптическая система, представляющая собой зеркало, установленное под углом 30° относительно вертикали, оптически разделяющее изображение на два направления видеосъемки (рис. 3).

Материал рамы играет важную роль в системе терморегулирования (СТР) СА: в экстремальных случаях нагрева металлическая рама позволяет эффективно отводить лишнее тепло от электронных компонент, что было также подтверждено тепловыми расчетами. Между компонентами БА и корпусом располагается слой теплоизоляции в виде поролона, исключающего утечки тепла.

Внешний корпус состоит из пяти прямоугольных пластин из оргстекла и нижнего металлического квадратного основания, на диагоналях которого установлены четыре демпфирующие посадочные опоры, предназначенные для гашения вертикальной составляющей посадочной скорости. На боковых панелях приклеены солнечные панели, выступающие в роли датчиков положения солнца; установлена дипольная антенна для связи с НС. На верхней и одной из боковых панелей сделаны окна для видеосъемки в двух направлениях изнутри аппарата.

Архитектура аппарата «Снежинка 1». Бортовая аппаратура

Структурная электрическая схема аппарата приведена на рисунке 4. Система строится на двух управляющих узлах: AVR-микроконтроллере Atmega2560 (основной узел) и одноплатном компьютере Raspberry Pi (вторичный узел).

Atmega2560 выполняет следующие задачи: сбор телеметрии с периферийных датчиков (давление, влажность, температура атмосферы, линейные ускорения, угловая скорость); сбор данных навигационного приемника (НП) (географические координаты, скорость перемещения, высота); формирование пакетов телеметрии и отправка их на приемопередатчик (ПП); адаптивное включение нагревателей критических компонентов БА по сигналу с термодатчиков; включение видеокамеры AmbertekQQ6;

Управление периферийными устройствами производится по стандартным интерфейсам UART, SPI и I2C.

Raspberry Pi выполняет следующие задачи: управление фотокамерой Raspberry Pi Camera; сохранение фотографий на внутренней SD-карте; преобразование нестабилизированного питания в 3,3В.

Все датчики подобраны с расчетом на экстремальные климатические условия для обеспечения надежной работы.

MPU 9250 - 9-ти осевой датчик положения: 3-х осевой гироскоп, 3-х осевой акселерометр и 3-х осевой магнитометр используются для навигации аппарата и для сбора данных о магнитном поле Земли.



Рис. 4. Структурная схема «Снежинки 1»

МНП 9.1 – НП, предназначенный для определения текущих координат, времени и вектора скорости по сигналам спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС, GPS и SBAS с помощью своей внешней штатной антенны. Устройство принимает сигнал от спутниковых группировок, обрабатывает его и отправляет по UART интерфейсу данные в бортовой компьютер. МНП 9.1. установлен на аппарат для отработки использования и проверки работоспособности в условиях, приближенных к реальным.

Для измерения температуры за бортом и регулирования подогрева используются датчики температуры DS18B20, которые передают данные по интерфейсу 1-wire. Диапазон измеряемых температур: $-55...+125$ °C.

Датчик давления MS5611 связывается с микроконтроллером Atmega2560 по интерфейсу SPI. Точность измерения: 0.1 м и диапазон: 1...120 кПа или -1500 ... 36500 м над уровнем моря.

Датчики солнца - фотоэлектрические преобразователи (ФЭП), представляющие собой панель для преобразования солнечной энергии в электрическую. Чем больше света попадает на данную панель, тем больший ЭДС вырабатывается. ФЭП вырабатывают ЭДС моментально, от скорости вращения не зависят. Типичное напряжение при отсутствии нагрузки составляет до 10 В.

Аппарат подключается к трем батарейкам. Управление питанием осуществляется с помощью кнопки включения. Первоначально нестабилизированное питание поступает на питание грелок и преобразователь 5В и 3,3В и измеряется с помощью аналого-цифрового преобразователя на микроконтроллере. Далее 5В поступает на питание микроконтроллера Atmega2560, одноплатного компьютера Raspberry Pi и приемопередатчик RFM23BP-433-S23. 3В поступает на питание НП, барометра, акселерометра/магнитометра/датчика угловых скоростей и датчика влажности. Контроль грелками происходит с помощью сдвигового регистра, управляемого микроконтроллером.

Тепловая модель аппарата «Снежинка 1»

Узлы СА требовательны к температурному режиму, не терпят перегрева и переохлаждения. Допустимые температурные условия работы обеспечивает СТР СА.

Средства обеспечения теплового режима предназначены для адаптивного подогрева критических электронных компонентов при их переохлаждении. Пассивные СТР состоят из теплоизоляции корпуса, теплопроводных покрытий и радиаторов. Активная СТР представляет собой нагревательные элементы (резисторы) и собственное тепловыделение узлов СА.

С учетом компоновочной схемы СА, батареи и электронные платы с высоким тепловыделением оказываются термически развязанными, что может привести к переохлаждению компонентов. Для контроля температуры используются термодатчики DS18B20. Термодатчики и нагревательные элементы закрепляются в непосредственной близости к критическим компонентам. Для обеспечения полноценного теплового контакта между нагревательными элементами и компонентами используется термопаста.

Для определения температуры на внутренних узлах аппарата был произведен тепловой расчет с использованием программного обеспечения SolidWorks Flow Simulation. В данном расчете были рассмотрены следующие критические случаи работы СА:

- Температура $+30$ °C; максимальная мощность электрических узлов 6,6 Вт с радиаторами и без;

- Температура -60°C; минимальной мощность электрических узлов 4,5 Вт;
- Температура -60°C; ожидаемой мощность электрических узлов 6,6 Вт.

В расчетной схеме были учтены следующие параметры: коэффициент теплопроводности 5,5 Вт/(м·К); солнечное излучение интенсивностью 1000 Вт/м²; гравитация.

По данным расчета были вынесены следующие выводы:

- Использовать радиаторы на следующих компонентах: процессор Raspberry Pi, графический процессор Raspberry Pi, приемопередатчик RFM23P;
- Использовать нагревательные элементы мощностью 0,25 Вт на следующих компонентах: видеокамера, батарея;
- Осуществить рабочую температуру для электрических компонентов СА возможно.

В таблице №1 представлены численные температурные диапазоны работ узлов СА и численная сводка результатов расчета. Красным цветом выделены критические температуры для компонентов, приведенных в таблице; зеленым - допустимые.

Таблица №1. Результаты теплового расчета

Компоненты	Допустимая T°C		Результаты расчета. T°C			
	T max	T min	+30. 6,6 Вт	+30. С радиаторами	-60. 2,4 Вт	-60. 4,5 Вт
Камера	-55	+110	+37	+34	+10	+6
Видеокамера	-15	+35	+36	+36	-7	0
Processor Raspberry Pi	-55	+110	+118	+82	+10	+15
GPU Raspberry Pi	-55	+110	+109	+75	+4	+10
МНП 9.1.	-40	+65	+64	+63	+2	+4
RFM23BP-433-S2	-40	+85	+81	+79	+7	+9
Батарейки	-60	+65	+40	+39	-22	-11
RAM	-55	+110	+60	+60	+5	+3

Радиоканал «Снежинки 1»

Для обеспечения радиоканала между СА и НС была выбрана пара ПП RFM23BP-433-S2 с частотой 446.05 МГц.

Передатчик работает напрямую с бортовым компьютером через SPI интерфейс. Сформированный на борту пакет начинается с порядкового номера, состоит из набора тегов и их значений, заканчивается словом “endPacket”. В связи с ограничениями по объему информации, передаваемой по радиоканалу за один раз, пакет разбивается на блоки и передается на НС.

Антенна на аппарате выполнена в виде диполя, ориентированного вертикально и состоящего из двух сегментов (двух отрезков рулетки), длина каждого из которых составляет 17 см. Данная антенна является ненаправленной, диаграмма направленности диполя - фигура, близкая к тору. Поэтому для стабильной работы на удалении 150 км и возвышении в 30 км антенну необходимо ориентировать вертикально ее главной осью. Это учтено в компоновке аппарата.

НС предназначена для приема, сохранения, обработки и визуализации телеметрической информации от СА. НС реализована на основе приемного устройства, ноутбука с источником питания, переходника порта, направленной антенны и набора необходимого ПО.

Приемное устройство представляет собой соединение интерфейсной платы, на которой располагается ПП RFM23BP-433-S2, и программируемого контроллера на основе микроконтроллера Atmega2560.

Каждый полученный по радиоканалу от СА блок на НС проходит процедуру поиска слова “endPacket”, по завершении которой формируется пакет, отправляемый на персональный компьютер для дальнейшей обработки и визуализации.

Антенна НС типа “волновой канал” изготавливается самостоятельно (рис. 5).

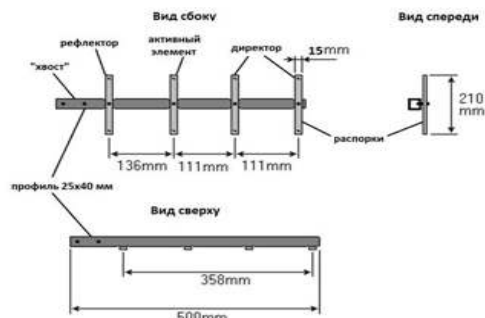


Рис. 5 Конструкция каркаса антенны НС

Так как данная антенна не имеет системы самонаведения, то для увеличения возможности обнаружения сигнала используется дополнительная НС, аналогичная данной. В качестве антенны второй НС используется покупная ТВ-антенна типа “волновой канал”.

Запуск и итоги

В июле 2018 г. в г. Владимир был произведен запуск стратосферного метеозонда на высоту 30 км со связкой аппаратов в рамках соревнования Воздушно-инженерной школы.

В ходе полета радиобмен со «Снежинкой 1» наблюдался на расстоянии до 10 км, после чего сигнал пропал, и данные на НС на протяжении всего оставшегося времени полета не поступали.

После разрушения метеозонда связка аппаратов осуществила спуск на общей парашютной системе спасения. При обнаружении аппарата по соответствующим мигающим светодиодам было определено, что СА исправно работал и передавал данные телеметрии. Таким образом, аппарат проработал все время полета и время поисков до момента его обнаружения и непосредственного выключения с помощью тумблера. В сумме время работы составило примерно 8 часов.

После проверки содержимого SD-карт было выявлено, что: камера отработала штатно, получены качественные фотографии на протяжении всего полета; собрана вся запланированная полетная телеметрия; данные видеокamеры перезаписываются в случае переполнения памяти носителя; НП не смог обновить данные о местности в автоматическом режиме.

По полученной полетной телеметрии были построены и проанализированы графики зависимостей данных от времени: полетные значения с термодатчиков были сопоставлены с тепловым расчетом и приведены в сравнительной таблице №2, при анализе которой выявлено, что описанная тепловая модель позволяет определить только порядок; график давления (рис. 7) демонстрирует минимальное значение равное 1068 Па, что соответствует наивысшей точке подъема метеозонда, и при пересчете высота подъема метеозонда равна 30,768 км; по графику влажности (рис. 8) максимальное значение 63 % достигается в момент нахождения на полигоне, что соответствует действительности, так как во время запуска шел дождь.

Данные с датчика положения и ФЭПов оказались некорректны в связи с малой частотой их опроса микроконтроллером.

Таблица №2. Сравнительная таблица температур

Измеряемый объект	Максимальная температура T, °C	
	Реальная	Расчетная
Атмосфера	21	30
Видеокамера	48	36
Батареи	37	40
НП	53	64
ПП	58	71
Камера	40	37

По итогам запуска была обеспечена штатная работа аппарата на протяжении всего времени полета и времени поиска, получены данные телеметрии и качественные фотографии полета, обнаружены ошибки в работе НП и ПП и перезапись видео на SD-карте видеокamеры, проведена верификация тепловой модели.

Архитектура аппарата «Снежинка 2». Бортовая аппаратура

Для устранения выявленных недостатков систем аппарата были внесены незначительные изменения: для получения координат местности и сравнения их с данными НП добавлен GPS-навигатор Ublox NEO-6M; добавлен датчик тока ACS712; для предотвращения перезаписи видео в программе добавлен алгоритм, выключающий видеоканал при заполнении памяти; для увеличения частоты считывания информации с датчика положения установлен дополнительный микроконтроллер и отдельный датчик положения, управляемый Raspberry Pi.

Общая компоновка и устройство «Снежинки 2»

Внутренняя компоновка «Снежинки 2» принципиально не изменилась. Все узлы аппарата размещены в корпусе малого космического аппарата CubeSat формата 1,5U с помощью консольных стоек и болтовых соединений (рис. 9). В связи с повышением плотности компоновки от оптической системы с зеркалом пришлось отказаться. Разработан корпус для системы питания.



Рис. 9 Компоновка «Снежинки 2»

Радиоканал «Снежинки 2»

После первого запуска были найдены недочеты в работе ПП RFM23BP-433-S2. Передача данных велась нестабильно и не удовлетворяла необходимой дальности. Кроме того, была найдена ошибка в схеме питания: на ПП поступало 5В, однако было выявлено, что от 5В работает только логическая часть схемы, а силовую необходимо питать от 3.3В. После исправления ошибок питания ПП не показал ожидаемого качества передачи, поэтому было принято решение о его замене на ПП RFM98PW-433-S2.

Протокол обмена данными и антенны остались без изменений.

В ходе проведенной работы были разработаны проектные решения, конструкция, узлы и электронные компоненты «Снежинки 1». По итогу запуска были проведены проверка работоспособности навигационного GPS/ГЛОНАСС-приемника космического назначения и выявление ошибок его работы, отработка радиоканала, сбор и обработка полетной телеметрии, верификация тепловой модели, выявление несовершенств в разработанном алгоритме работы БА. Доработка выявленных несовершенств привела к созданию новой версии аппарата - «Снежинка 2», испытания которой планируется провести весной 2019 г.

УДК 669.713

ТРАНСПОРТНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ С ЯДЕРНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

А.О. Розылко

Балтийский государственный технический университет "ВОЕНМЕХ" им. Д.Ф. Устинова

Установившийся уровень развития ракетно-космической техники сегодня определён, в первую очередь, применением в качестве двигателей систем с исчерпавшейся или слабой перспективностью. Химические двигатели близки по своим характеристикам к своим теоретическим возможностям: такие двигатели могут создавать большую тягу, но имеют небольшую энергетическую эффективность, вследствие этого, создаваемые на их основе транспортные космические аппараты, при адекватных

массовых характеристиках, не могут развивать большие скорости или участвовать в транспортировке массивной полезной нагрузки.

Использование на транспортных космических аппаратах электроракетных двигателей в качестве маршевых достаточно спорно: такие двигатели имеют огромную энергетическую эффективность, но создают лишь малые тяги – это не позволяет быстро транспортировать полезную нагрузку в космосе, что при решении некоторых задач является очень важным фактором.

Сложившаяся ситуация делает актуальной разработку транспортных космических аппаратов с неосвоенными способами создания движущих сил. Одним из таких способов является использование в составе двигательной установки ядерного ракетного двигателя. Его принцип функционирования заключается в нагревании истекающего из сопла рабочего тела с помощью управляемой ядерной реакции. В Советском Союзе был создан твердофазный ядерный ракетный двигатель РД-0410, его применению в составе транспортного космического аппарата и посвящено исследование.

1. Ядерный ракетный двигатель РД-0410 (11Б91) [3, 4]

Основой проектируемого транспортного космического аппарата является твердофазный ядерный ракетный двигатель РД-0410 (11Б91). Данный двигатель разрабатывался в "Конструкторском бюро химавтоматики" в городе Воронеже в 1965 – 1985 годах. Научное руководство разработкой осуществлялось "Центром Келдыша".

Разработанный двигатель предназначается для разгона, торможения космических аппаратов и коррекции их орбит при освоении дальнего космоса.

В ходе разработки были отработаны агрегаты пневмогидравлической системы двигателя с тепловым имитатором ядерного реактора, проведены исследования нейтронно-физических характеристик реактора, проведена серия огневых испытаний реактора на стендовом комплексе "Байкал" Семипалатинского ядерного полигона.

Принцип работы ядерного двигателя заключается в нагревании рабочего тела в активной зоне реактора с последующим истечением газа из сопла. Основные характеристики разработанного двигателя и его внешний вид приведены, соответственно, в таблице 1 и на рисунке 1.

Таблица 1. Характеристики двигателя РД-0410 (11Б91)

Тяга двигателя в пустоте, Н	35200
Тепловая мощность реактора, МВт	196
Удельный импульс тяги в пустоте, м/с	8927
Максимальное число включений	10
Максимальное время работы, с	3600
Рабочее тело	жидкий водород
Масса с радиационной защитой, кг	2000
Габариты (длина × диаметр), мм × мм	3500 × 1600

2. Приближённое определение массовых характеристик транспортного космического аппарата

На начальном этапе проектирования имеется информация об используемом двигателе РД-0410 и о существующих конструктивно сходных с разрабатываемым изделием разгонных блоках с химическими двигателями.

На основе этих данных можно приближённо определить массовые характеристики транспортного космического аппарата. Такой способ основывается на предположении, что коэффициент конструктивного совершенства схожих изделий будет близким. Под этим коэффициентом понимается отношение массы рабочего тела рассматриваемого транспортного космического аппарата к массе его конструкции. Так, уменьшение массы конструкции при неизменной массе рабочего тела приводит к росту коэффициента конструктивного совершенства.

Ядерный двигатель, использующийся на проектируемом транспортном космическом аппарате, обладает нехарактерной для химических аналогов массой, она в некоторых случаях на порядок больше. Данную особенность необходимо учесть. Это можно произвести с помощью вычитания из массы конструкции транспортного космического аппарата массы его двигателя, следует определять конструктивное совершенство не изделия в целом, а его пассивной части, не создающей непосредственно реактивную тягу.

Формула (1) описывает определение коэффициента конструктивного совершенства пассивной массы транспортного космического аппарата.

$$k = \frac{m_{\text{раб.тела}}}{m_{\text{констр}} - m_{\text{двиг}}} \quad (1)$$

где k – коэффициент конструктивного совершенства пассивной массы;

$m_{\text{раб.тела}}$ – масса рабочего тела;

$m_{\text{констр}}$ – масса конструкции;

$m_{\text{двиг}}$ – масса двигателя.

В таблице 2 представлены коэффициенты конструктивного совершенства пассивной массы для некоторых транспортных космических аппаратов.

Табл. 2. Коэффициенты конструктивного совершенства пассивной массы некоторых транспортных космических аппаратов

Транспортный космический аппарат	Масса рабочего тела, кг	Масса констр., кг	Масса двигателя, кг	Коэф. констр. совершенства пассивной массы (k)
Разгонный блок «Бриз-М»	20000	2500	95	8,316
Разгонный блок «ДМ»	15100	3200	255	5,127
Разгонный блок «Фрегат»	5290	945	75	6,031
Разгонный блок «Фрегат-МТ»	6605	1035		6,88
Разгонный блок «Фрегат-СБ»	10600	1080		11,622
Разгонный блок «КВТК»	19600	3930	317	5,425
Разгонный блок «Центавр Д»	13627	2631	277	5,789

Рассчитанные величины подтверждают предположение о том, что конструктивное совершенство сходных по конструкции объектов близко. Так, наибольший коэффициент конструктивного совершенства пассивной массы имеют разгонный блок «Фрегат-СБ» и разгонный блок «Бриз-М». Остальные разгонные блоки имеют значение коэффициента в интервале от 5 до 7. Заслуживающими особого внимания являются разгонные блоки «КВТК» и «Центавр Д», так как один из компонентов их топлива – жидкий водород, применяется в качестве рабочего тела также и на разрабатываемом транспортном космическом аппарате с ядерной двигательной установкой.

Для приближённого определения массы разрабатываемого транспортного космического аппарата необходимо задать коэффициент конструктивного совершенства пассивной массы, основываясь на полученных данных об аналогах.

Пусть приближённый коэффициент конструктивного совершенства разрабатываемого транспортного космического аппарата будет ниже аналогов и равен 4.

Далее, необходимо определить массу рабочего тела изделия. Это возможно сделать, основываясь на данных о тяге двигателя РД-0410 в пустоте, его пустотном удельном импульсе тяги и максимальном времени работы двигателя. Из формулы реактивной тяги в пустоте (2) выражается секундный массовый расход (3). Секундный массовый расход есть отношение массы рабочего тела ко времени его истечения (4). Совмещённые в формуле (5) зависимости из формул (3) и (4), позволяют определить максимальную массу рабочего тела транспортного космического аппарата (6).

$$P = \dot{m}I_{\text{уд}} \quad (2)$$

где P – тяга ракетного двигателя в пустоте;

\dot{m} – секундный массовый расход рабочего тела;

$I_{\text{уд}}$ – удельный импульс тяги ракетного двигателя в пустоте.

$$\dot{m} = \frac{P}{I_{\text{уд}}} \quad (3)$$

$$\dot{m} = \frac{m_{\text{раб.тела}}}{t_{\text{работы}}} \quad (4)$$

где $t_{\text{работы}}$ – максимальное время работы двигателя.

$$\frac{P}{I_{\text{уд}}} = \frac{m_{\text{раб.тела}}}{t_{\text{работы}}} \quad (5)$$

$$m_{\text{раб.тела}} = \frac{P t_{\text{работы}}}{I_{\text{уд}}} \quad (6)$$

Масса рабочего тела проектируемого транспортного космического аппарата, определённая по формуле (6), с подставленными в неё данными из таблицы 1 приближённо равна 14195 кг. Это значение будет использоваться в дальнейших расчётах.

Зная массу рабочего тела, массу двигателя из таблицы 1, и задав приближённый коэффициент конструктивного совершенства пассивной массы можно по формуле (7), полученной из формулы (1), найти приближённую массу конструкции проектируемого транспортного космического аппарата.

$$m_{\text{констр}} = \frac{m_{\text{раб.тела}}}{k} + m_{\text{двиг}} \quad (7)$$

Масса конструкции проектируемого транспортного космического аппарата приближённо равна 5550 кг.

Необходимо проверить значение коэффициента конструктивного совершенства проектируемого транспортного космического аппарата по полученным данным о массе конструкции и массе рабочего тела. Коэффициент по формуле (1) равен 4,056, что существенно ниже всех рассмотренных аналогов с химическими ракетными двигателями.

Такое низкое значение коэффициента конструктивного совершенства выбрано с целью исключения возможности вредного завышения полученных при проектировании транспортного космического аппарата данных на начальном этапе проектирования.

Полученные массовые характеристики проектируемого транспортного космического аппарата с ядерной двигательной установкой приведены в таблице 3.

Табл. 3. Массовые характеристики проектируемого транспортного космического аппарата с ядерной двигательной установкой

Максимальная полная масса, кг	19745
Максимальная масса рабочего тела, кг	14195
Масса конструкции, кг	5550
Коэффициент конструктивного совершенства пассивной массы (k)	4,056

3. Транспортные возможности космического аппарата с ядерной двигательной установкой

На основании данных о возможностях проектируемого космического аппарата по транспортировке полезной нагрузки в пределах некоторых земных орбит, а также к Луне и Марсу, требуется задать максимальную массу полезной нагрузки, на действие которой в условиях полёта будет рассчитана конструкция транспортного космического аппарата.

Результаты расчётов по определению транспортных возможностей проектируемого космического аппарата приведены в таблице 4.

Табл. 4. Транспортные возможности космического аппарата с ядерной двигательной установкой

Целевая орбита (высота, наклонение)	Примерная возможная к транспортировке масса полезной нагрузки, т
5 тыс. км, 51,6°	62,1
10 тыс. км, 51,6°	33,8
19,1 тыс. км, 64,8° (ГЛОНАСС)	20,7
20 тыс. км, 55° (GPS)	21,4
23 тыс. км, 55° (GALILEO)	19,9
800 км × 330 тыс. км, 51,3° (аналог "Спектр-Р")	14,2
35,786 тыс. км, 0° (геостационарная)	12,4
Луна, 100 км	12,6
Земля (800 км) – Луна (100 км) – Земля (800 км)	3,9
Марс, 100 км	6,7

Результаты расчёта транспортных возможностей космического аппарата показывают, что на средние по высоте орбиты (5 – 10 тыс.км) аппарат сможет доставлять массивную полезную нагрузку (больше 30 – 60 т), в настоящее время и в средней перспективе отсутствуют видимые задачи, предполагающие доставку на указанные орбиты такой массы полезной нагрузки.

Практически значимые варианты транспортировки полезной нагрузки – на различные навигационные орбиты, высокоэллиптические, к Луне и к Марсу, в рамках возможностей

проектируемого транспортного космического аппарата с ядерной двигательной установкой подразумевают доставку полезной нагрузки, не превышающей по массе 22 т.

Для расчёта требуемых масс конструктивных элементов проектируемого космического аппарата, принято решение значение максимальной транспортируемой аппаратом полезной нагрузки принять равным 25 т.

4. Компоновка и расчёт массы элементов проектируемого транспортного космического аппарата

Рассмотрена наиболее простая компоновка транспортного космического аппарата: с несущим баком рабочего тела. Она представляет собой конструкцию, состоящую из двигателя РД-0410, двух соединительных ферменных отсеков и бака, заполняемого жидким водородом. Двигатель крепится к баку через нижний соединительный ферменный отсек, полезная нагрузка крепится к баку с противоположного торца через верхний соединительный ферменный отсек. Транспортный аппарат закрепляется на ракете-носителе с помощью ферменного переходного отсека, который при отделении аппарата от носителя остаётся в составе конструкции отработавшего ракетного блока.

Остальные элементы различных систем транспортного космического аппарата, такие как элементы системы электропитания, системы обеспечения теплового режима, системы управления и другие, крепятся на описанных крупных элементах конструкции: баке, переходном и соединительных ферменных отсеках, а также на двигателе.

Принятое в пункте 3 максимальное значение транспортируемой полезной нагрузки, равное 25000 кг, при синтезе конструкции принимается насаждающим на верхний соединительный ферменный отсек. Максимальное расстояние от верхнего соединительного отсека до центра масс полезной нагрузки принято 7 м.

Конструкция, состоящая из транспортного аппарата, элементов его крепления к ракете-носителю и полезной нагрузки частично или полностью закрывается головным обтекателем ракеты-носителя.

На рисунке 2 показана принципиальная схема транспортного космического аппарата с несущим баком рабочего тела.

Масса элементов конструкции проектируемого транспортного космического аппарата найдена с помощью метода конечных элементов – для несущего бака рабочего тела и определения сил в стержнях ферменных конструкций, и с применением аналитических зависимостей – для синтеза стержней ферм минимальной массы [9]. Метод конечных элементов реализован в пакете прикладных программ "SolidWorks Simulation".

Перегрузки, воспринимаемые проектируемым транспортным космическим аппаратом, приняты равными 6 в осевом направлении и 1 в поперечном направлении с коэффициентом безопасности 1,3.

Результаты определения массы элементов транспортного космического аппарата с ядерным ракетным двигателем и несущим баком рабочего тела приведены в таблице 5.

Табл. 5. Массы основных элементов транспортного космического аппарата с несущим баком рабочего тела

Элемент	Масса, кг
Верхний соединительный отсек	59,7
Рабочее тело (пункт 2)	14195
Несущий бак рабочего тела	2509,7
Нижний соединительный отсек	8
Двигатель РД-0410 (пункт 1)	2000
Конструкция транспортного космического аппарата	4577,4
Транспортный космический аппарат с несущим баком рабочего тела	18772,4

Результаты показывают, что рассчитанная масса транспортного космического аппарата с несущим баком рабочего тела соизмерима с массой аппарата, приведённой в пункте 2 и меньше её практически на 1000 кг. Следует отметить, что проведённые расчёты не учитывали массу необходимых транспортному космическому аппарату более мелких элементов, таких как система обеспечения теплового режима, система ориентации, стабилизации и коррекции положения аппарата, система управления и система электроснабжения. Массы этих элементов косвенно учтены в приближённом расчёте предыдущего этапа работы. Можно предположить, что указанная разница найденных двумя методами масс проектируемого аппарата должна учитывать наличие данных элементов.

Полученные двумя различными методами значения масс транспортного космического аппарата с ядерной двигательной установкой подтверждают корректность результатов приближённых расчётов массы проектируемого аппарата, основанных на информации об имеющихся аналогах транспортного космического аппарата – разгонных блоках. Также, эти результаты позволяют судить о корректности

найденных приближённых масс основных элементов транспортного космического аппарата с несущим баком рабочего тела.

Результаты, состоящие из определённой двумя различными способами массы конструкции проектируемого транспортного космического аппарата, найденная максимальная масса топлива, и полученные характеристики транспортных возможностей позволяют судить о целесообразности применения аппаратов с ядерными двигателями в качестве средств доставки грузов в космосе.

Проектируемый космический аппарат с ядерной двигательной установкой отличается существенно увеличенными, по сравнению с имеющимися разгонными блоками, транспортными характеристиками в силу объединения в двигателе важных качеств: высокой тяги и высокого удельного импульса. Одновременно с этим, значения его массы конструкции и относительной массы топлива лежат в разумных пределах. Они характеризуют изделие как выполнимое с конструктивной точки зрения и органично вписывающееся в ряд существующих образцов разгонных блоков и транспортирующих их ракет-носителей.

Транспортные космические аппараты с ядерными двигателями при их развитии могут быть новым перспективным видом ракетно-космической техники.



Рис. 1. Ядерный ракетный двигатель РД-0410

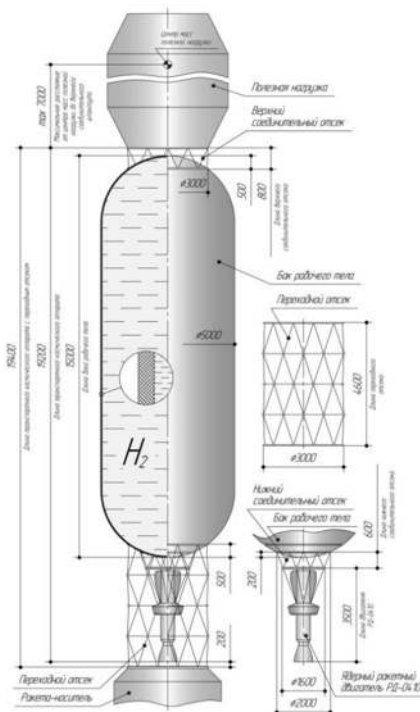


Рис. 2. Принципиальная схема транспортного космического аппарата с несущим баком рабочего тела

Библиографический список

1. Выпускная квалификационная работа бакалавра А.О. Розынка "Оценка перспектив создания межорбитального буксира с нетрадиционной двигательной установкой", СПб, БГТУ "Военмех", факультет "Ракетно-космической техники", кафедра "Ракетостроения", 2017.
2. А.О. Розынка, "Перспективность применения транспортного космического аппарата с ядерным ракетным двигателем", Общероссийский научно-технический журнал "Полёт", выпуск 10/2018, с.31-38.
3. Официальный сайт "Конструкторского бюро химавтоматики". РД-0410. Ядерный ракетный двигатель. Перспективные космические аппараты. URL: <http://www.kbkha.ru/?p=8&cat=11&prod=66> (дата обращения: 26.01.2018)

4. Ю.Г. Демянко, Г.В. Конюхов, А.С. Коротеев, Е.П. Кузьмин, А.А. Павельев, Ядерные ракетные двигатели, М.: ООО "Норма-Информ", 2001.

5. В.В. Никольский, Основы проектирования автоматических космических аппаратов. СПб: БГТУ "Военмех", 2007.

6. Официальный сайт Организации Объединённых Наций. Принципы, касающиеся использования ядерных источников энергии в космическом пространстве. Резолюция 47/68 Генеральной Ассамблеи ООН от 14 декабря 1992 года. URL: http://www.un.org/ru/documents/decl_conv/conventions/outerspace_nucpower.shtml (дата обращения: 08.04.2018)

7. В.И. Левантовский, Механика космического полёта в элементарном изложении, 3-е изд., дополненное и переработанное, М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980.

8. В.Т. Лизин, В.А. Пяткин, Проектирование тонкостенных конструкций, 3-е издание, переработанное и дополненное, М.: Машиностроение, 1994.

9. В.И. Погорелов, Строительная механика тонкостенных конструкций, СПб.: БХВ-Петербург, 2007.

УДК 536.421

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ ТЕРМОБУРА НА СПУТНИКЕ ЮПИТЕРА ЕВРОПА

К. О. Тищенко, Н. А. Брыков

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

Европа - один из многочисленных спутников Юпитера. Был открыт Галилео Галилеем в 1610 году. Диаметр, немного меньше Луны, 3121,6 км. Ускорение свободного падения $g = 1,3 \text{ м/с}^2$. В сердце спутника - железное ядро, а внешняя поверхность спутника - водяной лёд. Особенность этого небесного тела в том, что под ледяным панцирем скрывается огромный океан воды в жидкой фазе. Такой же океан могут содержать и другие спутники Юпитера - Каллисто и Ганимед, а также спутник Сатурна - Энцелад. Такое необычное явление вызвано сильным выделением тепла из ядра спутника и высокой вулканической активностью. Из-за того, что орбита Европы имеет форму эллипса, спутник постоянно то приближается, то отдаляется от близлежащего гиганта, ядро постоянно деформируется, что сопровождается тепловыделением, а вулканы насыщают воду большим разнообразием химических элементов. Теплая вода местами пробивает себе путь на свободу через толщу льда, и выпрыскивается на поверхность в виде гейзеров. Главное, что притягивает ученых к исследованию этого небесного тела, это возможность наличия на нём жизни. В науке принято выделять 3 главных и обязательных условия её зарождения: вода в жидкой фазе, источник энергии, и наличие в воде необходимых химических элементов. Исследователи предполагают, что Европа отвечает этим необходимым требованиям. У человечества уже есть богатый опыт в полётах на большие расстояния, в выводе космических аппаратов на орбиты далёких планет, в последние десятилетия было произведено множество посадок исследовательского оборудования на поверхности других небесных тел, в том числе на Луну, Марс, Венеру, кометы и астероиды. Но достижение океана Европы представляет собой очень сложную задачу, одним из важнейших этапов которой является преодоление многокилометрового слоя льда. На данный момент теоретические исследования процессов, протекающих при движении термобура в космических условиях Европы, далеки до своего завершения. Работа нацелена на создание математической модели и моделировании движения термобура в толще льда с полезным грузом в виде подводного исследовательского зонда.

Вся миссия может быть разделена на 4 этапа, каждый из которых представляет собой глобальную задачу с огромным множеством специфических факторов:

- доставка исследовательского оборудования на орбиту спутника;
- посадка бура на поверхность Европы;
- преодоление слоя льда толщиной 10 км;
- исследование подлёдного океана.

Сконцентрируемся на третьем этапе, требующем решать задачу фазового перехода. Существует несколько способов пробраться через ледяной панцирь: лёд можно бурить, изменять его агрегатное состояние с помощью нагрева плавящего наконечника, можно подавать под зонд жидкость при высокой температуре и осуществлять фазовый переход таким образом, можно комбинировать эти способы.

Бурение льда с одновременным его подогревом позволяет достичь большей скорости прохождения верхних слоев ледяного панциря, однако ниже он будет замедляться. Необходимо решать проблему удаления продуктов бурения, конструкция бура будет весьма сложной и не надёжной, затраты энергии будут недопустимо большими. Но в настоящее время наиболее привлекательным считается способ, основанный на фазовом переходе без использования незамерзающей жидкости, в силу его энергоэкономичности и простоты конструкции зонда [1].

Этап преодоления толщи льда, как и все остальные этапы миссии, представляет собой полноценную исследовательскую задачу, требующую решения большого количества специфических проблем. Одна из них - неизвестный химический состав льда и океана. То, что в этой и всех остальных работах, посвящённых этой теме, называется льдом, на самом деле им не является. Примеси в воде влияют на её свойства, которые необходимо знать для расчета динамики движения зонда в толще льда. На поверхности, вместе с водяным льдом, были обнаружены в большом количестве водный раствор сульфата магния, гидраты солей, гидраты серной кислоты; в меньшем количестве присутствуют перекись водорода и диоксид серы. Эти данные получены методом спектроскопии. Вероятнее всего, эти вещества попали на поверхность вместе с водой из океана за счет гейзеров. Таким образом можно выдвинуть предположение о составе океана и льда. Как бы то ни было, диаграммы фазовых состояний для воды с таким сложным составом нет. Но если воспользоваться диаграммой фазовых состояний для обычной воды, то расчеты будут выполнены “с запасом”, поскольку примеси в воде изменяют температуру фазового перехода в меньшую сторону. Тогда будет необходима меньшая температура плавящего наконечника, по сравнению с расчетной.

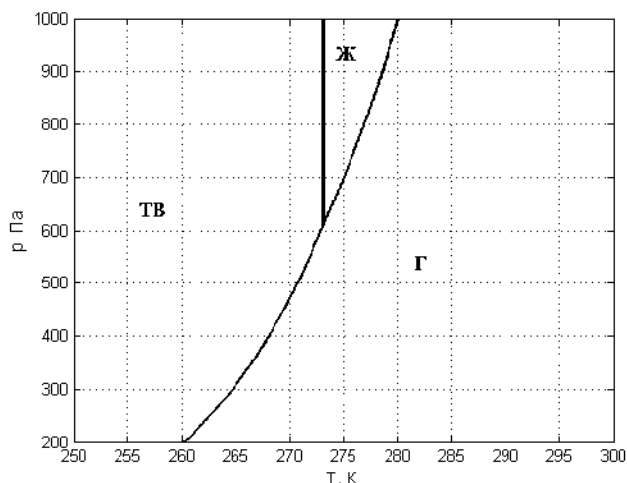


Рис. 4. Фазовая диаграмма воды

Также сложности создаёт отсутствие атмосферы на Европе. Если вернуться к диаграмме фазовых состояний воды на рисунке 1, видно, что при нулевом давлении жидкой фазы существовать не может, а при нагревании льда будет происходить его сублимация. Казалось бы, сублимация избавляет нас от необходимости откачки жидкости из лунки, пар будет вылетать в вакуум; тепло, отдаваемое плавящим наконечником не будет расходоваться на нагрев жидкости, но оказывается, что гораздо более эффективно именно плавить лёд поскольку, скрытая теплота плавления льда почти на порядок меньше, чем скрытая теплота сублимации.

Чтобы заменить процесс плавления на процесс сублимации, необходимо увеличить давление на границе фазового перехода. Этого можно достигнуть двумя способами, у каждого из которых есть свои достоинства и недостатки. Первый - сублимировать лёд на достаточно большом участке пути. Пар будет постоянно вылетать из лунки под действием разницы давлений в нижней и верхней её частях, охлаждаться и отдавать своё тепло окружающему льду. Когда зонд достигнет определённой глубины, движущийся под действием разницы давлений пар начнёт успевать охлаждаться до температуры десублимации и твёрдая фаза начнёт оседать на стенках канала. Это приведёт к образованию заглущки. Замкнутый объем при этом будет очень большой, по мере продвижения зонда будет постоянно увеличиваться, и нужно будет пройти ещё немалую глубину чтобы достичь давления тройной точки. При этом вода будет накапливаться, всё больше летать на бур и забирать большое количество теплоты

на свой нагрев. Второй способ достичь давления тройной точки - нагревать только нижний торец бура. Этой проблеме посвящена работа [2]. Авторы статьи провели ряд экспериментов по моделированию движения небольшого термобура в ледяном цилиндре в вакууме. В ряде случаев им удалось достичь давления на границе раздела фаз выше тройной точки, за счёт чего процесс сублимации сменялся процессом плавления и скорость бура увеличивалась. Такой результат был достигнут только у бура цилиндрической формы, с плоским плавящим наконечником, с определённой конфигурацией нагревательных элементов и определённым распределением мощности по ним. Необходимо большое количество экспериментальных данных, чтобы можно было точно говорить о максимально эффективной форме бура. Проведём моделирование такой задачи.

Термобур - это устройство, предназначенное для доставки исследовательского зонда в океан Европы, находящийся под слоем льда толщиной в 10 км, посредством нагрева льда и перевода его в другое агрегатное состояние. Термобур должен включать в себя средство связи, крупногабаритный источник энергии, оборудование для взятия проб льда и их исследования, нагревательные элементы и отсек с зондом. Сам зонд должен представлять собой небольшой подводный аппарат, также включающий в себя аппаратуру для поддержания связи с термобуром, научно-исследовательское оборудование, источник энергии и т. д. Бур и зонд должны иметь очень прочные стенки, чтобы выдерживать огромные давления и огромные перепады давлений. Зонд, к тому же, должен выдерживать большие температуры для исследования подводных вулканов. Примем во внимание габаритные характеристики марсохода Curiosity, он весит чуть меньше тонны и в горизонтальной плоскости занимает приблизительно 3х3 метра при небольшой высоте. Это сделано для обеспечения низкого положения центра тяжести и, как следствие, большей устойчивости. В нашем случае это не так важно, поэтому зададимся диаметром 1,5 метра и такой же массой. Этого должно хватить на размещение оборудования и толстых стенок бура и зонда. Давление, оказываемое весом такой установки составляет приблизительно 736 Па.

Теперь представим себе термобур с массой и диаметром, недостаточными для обеспечения давления выше тройной точки. Для начала процесса плавления необходимо, чтобы давление газа под установкой выросло до давления тройной точки 610 Па. Рассмотрим систему бур-газ-лёд, представленную на рисунке 2.

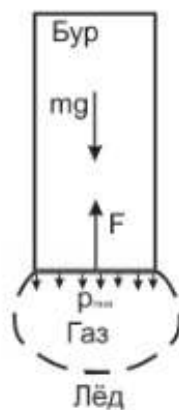


Рис. 5. Бур-газ-лёд

В полости из-за сублимации постоянно образуется газ, его давление увеличивается и давит на бур с силой F . Выталкивание бура вверх давлением газа допустить нельзя, поэтому давление газа должно быть всегда меньше давления веса бура. Избыточное давление можно стравливать через клапан. И, соответственно, давление газа на границе фазового перехода никогда не превысит давление, оказываемое весом буровой установки, иначе бур будет выталкиваться вверх.

Таким образом, мы приходим к выводу о том, что вид фазового перехода будет определяться исключительно массогабаритными характеристиками буровой установки. Причём, если $\frac{m}{d^2} \geq \frac{p_{тр}\pi}{4g}$,

где p_{tp} - давление тройной точки, $g = 1,3 \text{ м/с}^2$ - ускорение свободного падения на спутнике, будет происходить только плавление, а если $\frac{m}{d^2} \leq \frac{p_{tp}\pi}{4g}$, то будет происходить только сублимация.

Рассмотрим задачу движения термобура с плоским плавящим наконечником в двухмерной постановке. Математическая модель будет иметь следующий вид:

$$\rho_k c_k \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_k \frac{\partial T}{\partial y} \right);$$

$$\rho_k = f_1(T, p), \quad c_k = f_2(T, p), \quad \lambda_k = f_3(T, p);$$

$$H_{ij}^{n+1} = H_{ij}^n + \rho_{ij}^n c_{ij}^n (T_{ij}^{n+1} - T_{ij}^n);$$

$$T_{ij}^{n+1} = \begin{cases} T_{пл}, & \text{если } \rho_{мв} c_{мв} T_{пл} \leq H_{ij}^{n+1} \leq \rho_{жс} c_{жс} T_{пл}; \\ T_{ij}^{n+1}, & \text{если } H_{ij}^{n+1} \leq \rho_{мв} c_{мв} T_{пл}. \end{cases}$$

Задача решается энтальпийным методом. Уравнение теплопроводности решается методом продольно-поперечной прогонки. Расчётная область с граничными условиями представлена на рисунке 3.

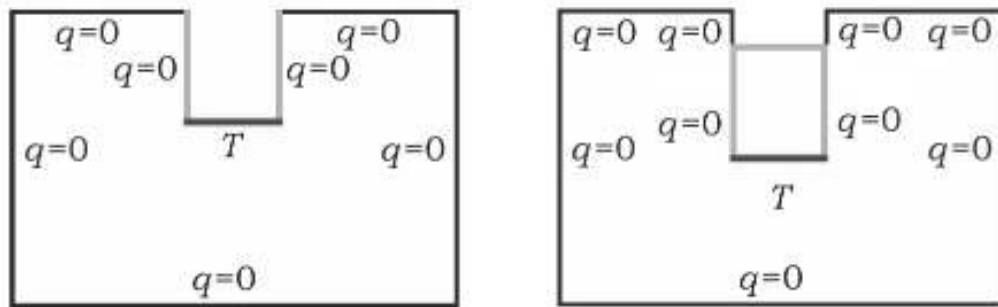


Рис. 6. Расчётная область с граничными условиями

Температура плавящего наконечника поддерживается постоянной $T_{пл} = 385 \text{ К}$, на боковых стенках устанавливается либо условие адиабатной стенки, либо граничное условие первого рода с температурой $T_{бок} = 272 \text{ К}$. На всех остальных боковых стенках установлено граничное условие адиабатной стенки. В начальный момент времени температура во всей расчётной области составляет 180 К .

Было выполнено два расчёта: с подогревом только плавящей головки и с подогревом плавящей головки совместно с боковыми стенками.

Распределение фаз при моделировании движения бура с нагревом только торца изображено на рисунке 4. Видно, что продвижению бура вниз и обеспечению наибольшего контакта со льдом мешают слабо прогретые ячейки вблизи углов наконечника.

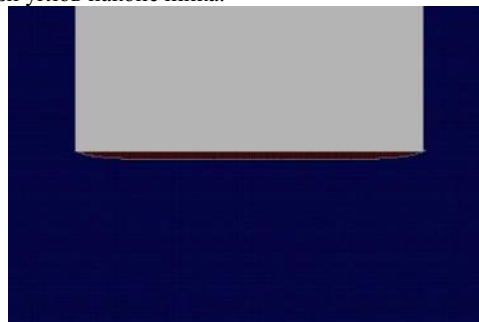


Рис. 7. Распределение фаз при нагреве только плавящего наконечника

Температура боковых стенок 272 К для второго расчёта выбрана неслучайно: при такой температуре теплота не будет расходоваться на осуществление фазового перехода со стороны боковых

стенок, и при этом будут дополнительно прогреваться ячейки вблизи углов плоского плавающего торца, в которых теплопровод в окружающий лёд максимален. В такой конфигурации бур плавит лёд послойно, без образования толстой водяной прослойки. Сравнительные графики зависимостей скорости, мощности и глубины лунки от времени представлены на рисунках 5, 6 и 7.

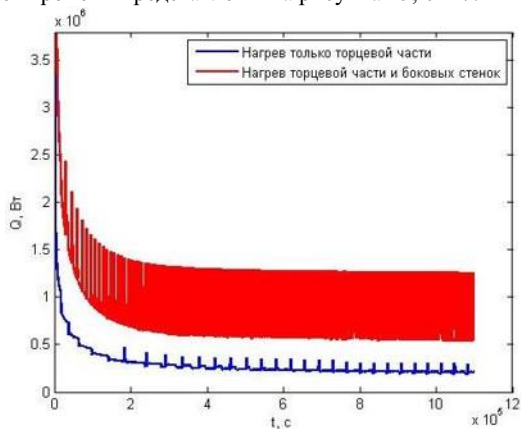


Рис. 8. Теплосъем со стенок термобура

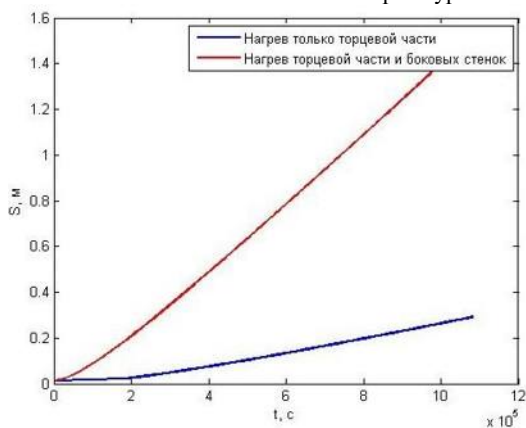


Рис. 9. Зависимость глубины лунки от времени

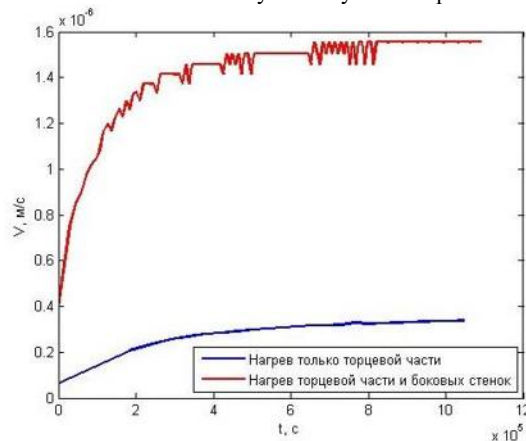


Рис. 10. Зависимость скорости движения термобура от времени

Ступенчатость и резкие изменения значений функций объясняются дискретностью движения термобура. Увеличение теплосъема приблизительно в 4 раза за счёт обогрева боковой поверхности

привело к увеличению скорости движения более, чем в 5 раз. Значит, задача требует поисков максимально эффективного распределения температура по стенкам аппарата. Использование наиболее выгодной конфигурации позволит значительно увеличить скорость движения и уменьшить требуемую мощность энергетической установки.

Библиографический список

1. Чумаченко Е.Н., Данхэм Д., Назиров Р.Р., Кулагин В.П., Логашина И.В., Ерохина О.С. Компьютерное моделирование проникновения кробиота под ледяной покров Европы // Вестник Нижегородского университета им. Н.И.Лобачевского. - 2011. - № 6(1). – С. 205-213.
2. Kaufmann E., Kargl G., Komle N.I. Melting and sublimation of planetary ices under low pressure condition: Laboratory experiments with a melting probe prototype // Earth, Moon and Planets. - 2009. – Volume 105. - P. 11–29

УДК.533.17

МЕТОДИКА ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПАРАМЕТРОВ СВЕРХЗВУКОВОЙ ПЕРЕРАСШИРЕННОЙ СТРУИ

В.М.Толкачева

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

Успешное проектирование стартовых установок ракет различного назначения должно обеспечиваться данными по ожидаемым нагрузкам от действия высокоэнергетичных газовых струй двигательной установки. Опасность высокого уровня силового и теплового нагружения корпуса носителя и элементов стартового устройства обуславливается большой мощностью газовых струй продуктов сгорания высокоэнтальпийных топлив. Это нагружение может превышать допустимое в отдельности или в совокупности с нагрузками других видов, что может привести к разрушению элементов конструкции стартовой установки, поскольку тепловые нагрузки во время старта соизмеримы с нагрузками на спускаемые аппараты (плотности тепловых потоков достигают 10^6 Вт/м²).

Поэтому в ходе проектирования стартовой установки важно определить величину тепловых нагрузок, действующих на элементы стартовой установки, для гарантии безаварийного старта, то есть необходимо знать конвективные тепловые потоки, подходящие к ним.

В данной работе рассмотрен пятисопловой ракетный двигатель твёрдого топлива, со следующими характеристиками: температура газа в камере сгорания $T_0=2740$ К, давление в камере сгорания $p_0=25$ Мпа, показатель адиабаты продуктов сгорания $\gamma=1,24$, расход продуктов сгорания $\dot{m}=16$ кг/с.

Расчёт параметров сверхзвуковой перерасширенной струи проводился с помощью метода конечных объёмов с допущением о том, что рабочее тело идеальный газ. Основа метода заключается в том, что расчётная область с помощью сетки разбивается на совокупность конечных объёмов. Узлы, в которых ищется решение, находятся в центрах этих объёмов. Для каждого объёма должны выполняться законы сохранения массы, количества движения и энергии. То есть, например, изменение во времени массы среды в контрольном объёме может происходить только за счёт внешнего потока массы, входящего в объём, или за счёт потока массы из данного объёма выходящего. Все расчёты, а также построение геометрии и расчётной сетки проводились в программном комплексе Ansys Fluent.

Стационарные или нестационарные течения вязкого сжимаемого газа описываются системой уравнений гидромеханики в состав которых входят уравнения энергии, неразрывности:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} = 0, \quad (1)$$

и уравнения движения (уравнения Навье-Стокса):

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j u_i}{\partial x_j} = \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}. \quad (2)$$

Для расчетов турбулентных течений используется осреднение по Рейнольдсу этих уравнений с последующим замыканием полученных уравнений. Метод осреднения Рейнольдса заключается в замене случайно изменяющихся характеристик потока (скорость, давление, плотность) суммами осреднённых и пульсационных составляющих. Уравнения Навье-Стокса осреднённые по Рейнольдсу в интегральном виде выглядят следующим образом:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V W dV + \int_{\partial V} [F - G] dS = \int_V H dV, \quad (3)$$

где W - вектор консервативных переменных; F -вектор конвективных потоков; G -вектор диссипативных потоков; H -полная энтальпия.

При выполнении данного расчёта вышеприведённые уравнения были дополнены $k - \omega - SST$ моделью турбулентности.

Кинетическая энергия турбулентных пульсаций k и турбулентная диссипация ω , определяются из уравнений

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + \tilde{G}_k - Y_k + S_k, \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega, \quad (5)$$

где \tilde{G}_k – генерация кинетической энергии турбулентности; G_ω – генерация для удельной энергии диссипации; Γ_k и Γ_ω – коэффициенты эффективной диффузии для k и ω ; Y_k и Y_ω – диссипация для k и ω вследствие турбулентности; D_ω – перекрёстный диффузионный член.

Граничные условия: на границе, через которую жидкость поступает в расчетную область, было задано давление и температура в камере сгорания РДТТ; на границе, через которую жидкость покидает расчетную область, выставлены мягкие граничные условия, выражающие собой условие равенства нулю производной по нормали к границе.

На первом этапе расчёта проводилось построение геометрии сопла РДТТ, а также построение геометрии расчётной области. Трёхмерная модель сопла затем была преобразована в модель для расчёта течения, где стенка сопла представлена в виде "полости" в теле течения. Рассматриваемое течение осесимметричное и при его расчёте нерационально рассматривать всю расчётную область в полном объёме, поскольку потребляется слишком много вычислительных ресурсов. Вместо этого рассматривался сектор расчётной области, а на секущих плоскостях сектора были выставлены условия симметрии. Построенная геометрия представлена на рисунке 1.

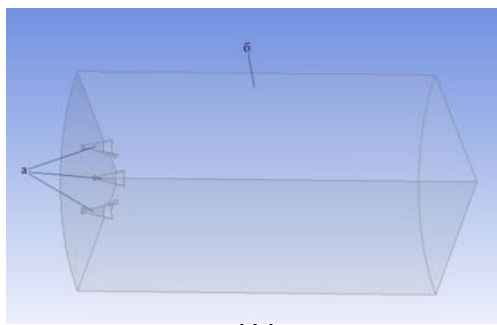


Рисунок 1 – Геометрия сопла РДТТ и расчётной области: а – сопла двигательной установки; б – тело внешнего потока

Количество элементов построенной расчётной сетки с призматическими слоями в районе стенок сопел составило 895116.

Полученное в результате расчёта поле распределения температур приведено на рисунке 2. Поле распределения скоростей на рисунке 3.

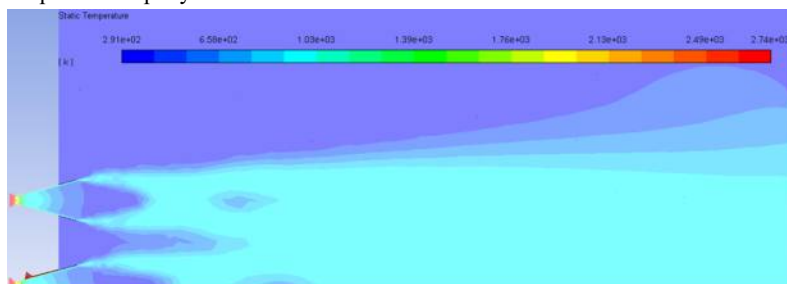


Рисунок 2 – Поле распределения температуры в плоскости симметрии

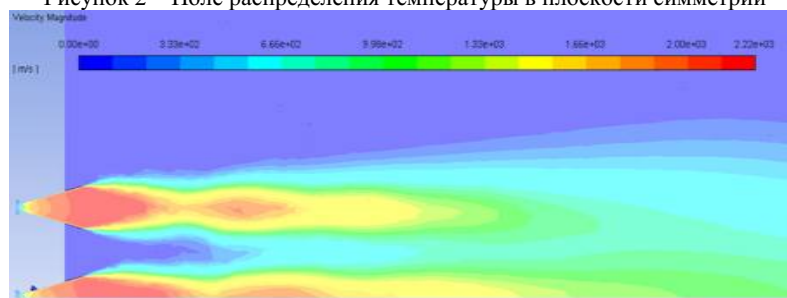


Рисунок 3 – Поле распределения скоростей в плоскости симметрии

Расчитанная температура в выходном сечении сопла, на оси струи в первой и второй бочке составила соответственно: 800, 450, 700 К. Скорость в тех же сечениях составила: 2200, 2400, 1800м/с.

Таким образом, разработана методика, и программное обеспечение расчёта параметров сложной перерасширенной струи, которые являются исходными данными для последующей оценки работоспособности стартовой установки.

Библиографический список

1. Акимов Г.А., Зазимко В.А., Моисеев М.Г. Аэрогазодинамика [Текст]: лабораторный практикум [для вузов] Ч.1; БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф.Устинова. – СПб.: [б.и.], 2007.
2. ANSYS FLUENT v.16.Release. Theory guide.

УДК 532.529

АНАЛИЗ РАЗНОСТНЫХ СХЕМ, ОСНОВАННЫХ НА ТОЧНОМ И ПРИБЛИЖЕННЫХ РЕШЕНИЯХ ЗАДАЧИ О РАСПАДЕ РАЗРЫВА

С. С. Толстогузов

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

При численном моделировании газодинамики приходится сталкиваться с разрывными решениями. Уравнения Эйлера не содержат механизма естественной диссипации (такого как механизм

молекулярной вязкости, описываемый уравнениями Навье -Стокса, или механизм теплопроводности) членов, что определяет развитие разрывных решений из гладких начальных данных. Численное интегрирование уравнений Эйлера на основе однородных схем требует либо использования схем, имеющих внутреннюю диссипацию – схемную вязкость, либо добавления в недиссипативные схемы искусственных диссипативных добавок [1]. Без применения этих механизмов не удастся подавить высокочастотные колебания решения, возникающие в областях скачков уплотнения. Одним из способов решение данной проблемы является решение задачи о распаде разрыва или, как ее еще называют, задачи Римана. Обычно для решения задачи Римана используют метод Годунова, так как он является точным решением данной задачи. Однако, существуют и приближенные методы расчета, которые должны быть намного быстрее. Именно поэтому в данной работе я и провожу анализ разностных схем, основанных на разных решениях задачи о распаде разрыва.

Для анализа разностных схем рассматривается модель нестационарного одномерного течения идеального газа, которая описывается следующими уравнениями, записанные в матричном виде:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} = B,$$

где U- вектор консервативных переменных, F- вектор потоков, B- вектор правых переменных:

$$U = \begin{pmatrix} \rho S \\ \rho u S \\ e S \end{pmatrix}, \quad F = \begin{pmatrix} \rho u S \\ (\rho u^2 + p) S \\ (e + p) u S \end{pmatrix}, \quad B = \begin{pmatrix} 0 \\ p \frac{dS}{dx} \\ 0 \end{pmatrix}.$$

Здесь ρ - плотность газа, u - скорость, p - давление, $e = \rho(\epsilon + \frac{u^2}{2})$ - полная энергия единицы объема, S - площадь поперечного сечения. Будем считать газ совершенным с показателем адиабаты $\gamma=1.4$. Тогда уравнение состояния $\epsilon = \frac{p}{\rho(\gamma-1)}$ позволит установить связь между термодинамическими переменными и замкнуть систему.

Задача о распаде произвольного разрыва состоит в определении обобщенного решения интегральных законов сохранения массы, количества движения и энергии при $t>0$, удовлетворяющего кусочно-постоянным условиям [2]. Точное решение данной задачи лежит в основе схемы Годунова [3]. Другие же методы, представленные в данной работе, решают данную задачу приближенно.

В методе HLL [4] основная идея состоит в том, чтобы принять волновую конфигурацию для решения, состоящего из двух волн, разделяющих три постоянных состояния. Предполагая, что скорости волн задаются некоторым алгоритмом, применение интегральной формы законов сохранения дает замкнутое, приближенное выражение для потока. Одна из трудностей с этими схемами, однако, является предположение о двухволновой конфигурации, которая верна только для гиперболических систем двух уравнений, таких как одномерные уравнения мелкой воды. Для более крупных систем, таких как уравнения Эйлера, двухволновое предположение неверно. Как следствие, разрешение физических характеристик, таких как контактные поверхности, сдвиговые волны, может быть очень неточным. Однако, как будет показано далее, данный подход показывает хорошие результаты. Схема же HLLC [4] является модификацией схемы HLL, в которой учитывается контактный разрыв.

Методы Русанова и Лакса-Фридрихса [4] тоже являются модификациями метода HLL, в которых происходят упрощения нахождения скоростей распространения волн возмущения.

Подход Куранта-Изаксона-Риса (далее КИР) [5] использует замену якобиана константой якобиана, которая является функцией состояний данных на левой и правой ячейках. Тем самым данная система превращается в линейную систему с постоянными коэффициентами. Приближенная задача является результатом замены исходных нелинейных законов сохранения линеаризованной системой с постоянными коэффициентами, но исходные данные точной задачи сохраняются.

Схема Роу [1,4,5] основана на приближенном методе решения задачи о распаде разрыва. Эта схемы отличается от схемы КИР специальной аппроксимацией якобиана. При этом оказывается, что численный поток в схеме определяется по точному решению задачи о распаде произвольного разрыва для таким образом линеаризованной системы уравнений.

Схема Ошера-Соломона [1,4,5] использует частичную информацию о решении, чтобы обеспечить пути интеграции для оценки интегралов, которые, в свою очередь, производят выражение для числового потока. В этом методе решение строится для квазилинейной системы уравнений. При этом решение является комбинацией только волн Римана.

Для анализа точности численных решений было проведено ряд тестов для трех задач, которые имеют точное аналитическое решение. Первая задача- это задача о поршне [6]. Вторая задача- задача Сода или, как ее еще называют, задача об ударной трубе [7]. Третья задача-задача на установления

течения газа в сопле со скачком уплотнения в сверхзвуковой части. Решения проводились при числе Куранта $C=1$ с количеством ячеек $N=100, 1000$.

Задача о поршне. Классическая задача о поршне в одномерном плоском случае формулируется так. Однородный покоящийся газ занимает полупространство, ограниченное слева плоскостью-поршнем. В начальный момент времени $t=0$ поршень под действием некоторых внешних сил начинает вдвигаться в газ со скоростью $u=const$. В газе начинается движение в виде ударной волны, фронт которой распространяется от поршня.

Изменение параметров на этой волне были рассмотрены для анализа точности численных решений. На рисунке 1 изображен график распределения давления перед ударной волной и после. Как можно заметить по рисунку, метод КИР имеет огромные осцилляции у зоны разрыва. В ходе многочисленных численных опытов было выяснено, что данный метод имеет удовлетворительное решение только при малых числах Куранта, то есть при малом шаге по времени. Именно поэтому данный метод в дальнейшем не будет рассматриваться при решении других задач.

По таблице 1. Видно, что самым точным методом оказался метод Годунова, а самым плохим (после КИР метода) оказался метод Лакса-Фридрикса. Весьма неплохо показал себя метод Роу. Методы Ошера-Соломона и HLLC практически показали идентичные результаты.

Увеличив количество ячеек до $N=1000$, все методы показывают хорошую точность, не считая метода КИР, результаты расчета которого далее не были предоставлены, так как не было смысла дальше его рассматривать. Результаты можно увидеть на рисунке 2.

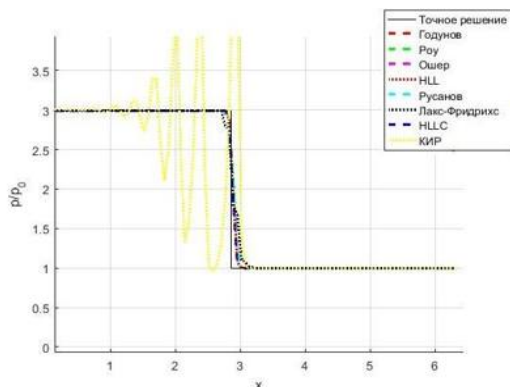


Рисунок 11. Распределение давления при $N=100$
при $N=1000$

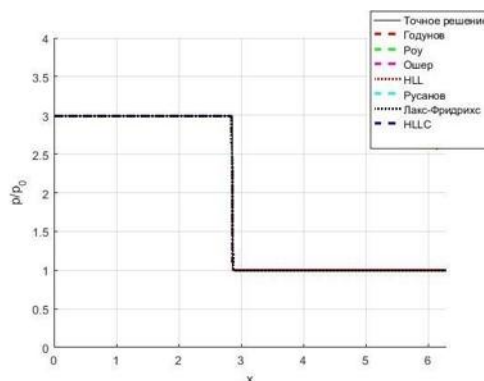


Рисунок 12. Распределение давления при $N=1000$

Таблица 3. Значения относительных погрешностей давлений осредненных по количеству ячеек $N=100$

Методы							
Годунова	HLLC	Ошера-Соломона	Роу	HLL	Русанова	Лакса-Фридрикса	КИР
0.8471 %	0.9179%	0.9183 %	0.9405%	0.9653%	1.4348 %	1.7641 %	15.1838%

Таблица 2. Значения относительных погрешностей давлений осредненных по количеству ячеек $N=1000$

Методы						
Годунова	Ошера-Соломона	HLLC	HLL	Роу	Русанова	Лакса-Фридрикса
0.0533 %	0.0540 %	0.0541%	0.0653%	0.0719%	0.1103 %	0.1380 %

Задача Сода. В качестве второго тестового примера рассмотрим задачу Сода об ударной трубе, представляющую интерес с точки зрения моделирования ударноволновых течений с распадами разрыва

на контактных границах газов с одинаковыми показателями адиабаты. Справа будут идти ударная волна и контактный разрыв, слева пойдет волна разряжения.

На рисунках 3 и 4 изображены решения значений полной энергии единицы объема с количеством ячеек $N=100$, 1000 соответственно при времени $t=0.2$ с. Метод Годунова и Ошера-Соломона показали

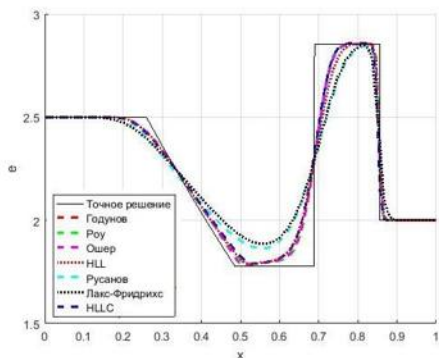


Рисунок 13. Полная энергия при $N=100$

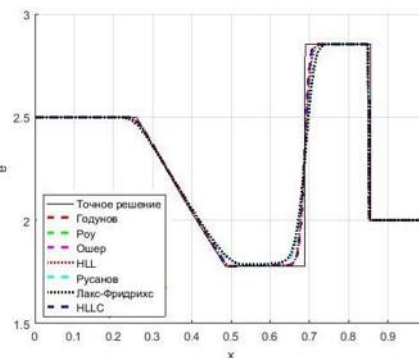


Рисунок 14. Полная энергия при $N=1000$

Таблица 3. Значения относительных погрешностей полных энергий осредненных по количеству ячеек $N=100$

Методы						
Годунова	Ошера-Соломона	Роу	HLLC	HLL	Русанова	Лакса-Фридрихса
1.9227%	2.0245%	2.0501%	2.2100%	2.3765%	3.9177%	4.3400 %

самые точные результаты. На удивление метод Роу оказался не менее точным, как можно видеть по таблицам 3 и 4.

Таблица 4. Значения относительных погрешностей полных энергий осредненных по количеству ячеек $N=1000$

Методы						
Годунова	Ошера-Соломона	Роу	HLLC	HLL	Русанова	Лакса-Фридрихса
0.5298%	0.5299%	0.5355%	0.5429%	0.6088%	1.0219%	1.1783 %

Нестационарное течение в сопле. В следующем тесте берется сопло, в котором параметры газа имеют одинаковые значения по всему продольному сечению. Справа от сопла находится среда, давление которой меньше, чем в сопле. Сопло с наружной средой в начальный момент времени $t=0$ разделены перегородкой. При $t>0$ перегородка убирается. Образуется волна разряжения, которая идет справа налево. Волна уходит в левую часть. Из-за разности давлений в начале и в конце сопла образуется ускорение потока по всему соплу. Также образуется разрыв параметров в сверхзвуковой части, который в дальнейшем увеличивается, уходя чуть вправо. После чего течение становится стационарным. В этот момент и происходит остановка расчета и сравнения полученных результатов с точными, как показано на рисунках 5 и 6, в которых отображены значения давлений при количестве ячеек $N=100$, 1000 соответственно.

Как можно видеть по рисункам, одного метода не хватает, а именно метода Лакса-Фридрихса. Дело в том, что данный метод в этой задаче «разваливался» при числе Куранта $C=1$, поэтому он не вошел в анализ. При уменьшении числа Куранта до $C=0.1$ решение не разваливается, но из-за большого смазывания скачка уплотнения на этом решении не будет, из-за чего решение будет неправдоподобным.

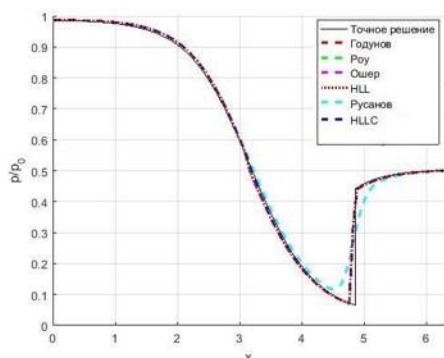


Рисунок 15. Давление при N=100

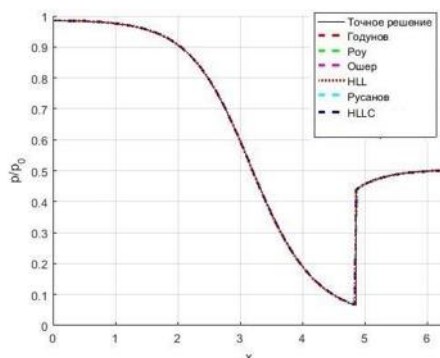


Рисунок 16. Давление при N=1000

Таблица 5. Значения относительных погрешностей давлений осредненных по количеству ячеек N=100

Методы					
HLLC	Ошера-Соломона	Годунова	Роу	HLL	Русанова
10.8285%	10.8311 %	11.0323%	11.0880%	11.0897%	11.9076%

Таблица 6. Значения относительных погрешностей давлений осредненных по количеству ячеек N=1000

Методы					
Ошера-Соломона	HLLC	Годунова	Роу	HLL	Русанова
1.0843%	1.0961 %	1.1001%	1.1011%	1.1014%	1.2880%

По результатам 3 тестов можно сделать вывод о том, что самым точным методом оказался, как и предполагалось, метод Годунова, который имеет точное решение задачи о распаде разрыва. Близким по точности был метод Ошера- Соломона, который в 3 тесте показал себя даже более точным. Методы HLLC, Роу и HLL тоже показали довольно неплохие результаты. Метод Русанова, Лакса- Фридрихса и КИР дали плохие результаты, по сравнению с другими методами.

Но при численных расчетах нужно ориентироваться не только на точность решения. Немаловажным фактором является время расчета. Ведь если разница в точности незначительна, а скорость расчета имеет огромную разницу, то естественно правильнее сделать выбор в сторону менее точного, но более быстрого метода. Поэтому в следующем разделе будет показан анализ методов по времени расчета.

Данные по времени расчета каждого метода представлены в таблице 7. Видно, что самым быстрым методом оказался метод Русанова. Немного медленнее оказался метод Роу. Методы HLL и HLLC тоже показали приемлемый результат, по сравнению с самым быстрым методом. Время же расчета методом Годунова оказалось примерно в 7 раз больше, чем метод Русанова.

Таблица 7. Время расчетов разных методов

Методы:	1 Тест		2 Тест		3 тест	
	N= 100	N= 1000	N= 100	N= 1000	N= 100	N= 1000
Русанова	0.071 с	0.450 с	0.232 с	0.542 с	0.415 с	8.486 с
Роу	0.081 с	0.471 с	0.252 с	0.556 с	0.448 с	8.572 с
HLL	0.085 с	0.627 с	0.253 с	0.642 с	0.464 с	11.589 с
HLLC	0.105 с	0.711 с	0.279 с	0.744 с	0.648 с	12.422 с
Ошера-Соломона	0.15 с	1.141 с	0.281 с	1.100 с	0.981 с	22.776 с
Годунова	0.24 с	2.566 с	0.326 с	1.855 с	2.023 с	63.392 с
Лакса-Фридрихса	0.075 с	0.469 с	0.237 с	0.543 с	-	-
КИР	0.117 с	-	-	-	-	-

В ходе тестов было выяснено, что метод Годунова, как и предполагалось ранее, оказался самым точным из всех поточных схем первого порядка точности, что были представлены в данной работе. Из разностных схем, использующих приближенные решения задачи Римана, лучше всего показал себя

метод Ошера-Соломона. Он давал практически те же результаты, что и метод Годунова, но скорость расчета во много раз больше.

Метод КИР показал плохую работоспособность. Данный метод имеет большие осцилляции при больших числах Куранта ($C = 0.9 - 1$), что в большинстве случаев приводит к разному решению, то есть получению результатов, сильно отличающихся от реальных. Показывает свою работоспособность только при малых числах Куранта $C = 0.1 - 0.3$.

Метод Лакса-Фридрихса хоть и прошел большинство из перечисленных тестов, 2 последних все-таки не прошел. При уменьшении числа Куранта до $C = 0.1$ расчет происходил, но решение имело большое смазывание скачка уплотнения. Причем смазывание такое, что самого скачка собственно и не было в решении, что не совпадает с точным решением. Стоит сказать, что в методе КИР при малых числах Куранта, такого смазывания нету и решение близко к точному. Однако, как сказано ранее, большинство тестов этот метод все-таки прошел, и несмотря на то, что он показывал самые неточные результаты из всех, все же его результаты были близки к точным.

Самым быстрым оказался метод Русанова, но результаты вычислений имел менее точные, чем остальные методы, за исключением метода КИР и Лакса-Фридрихса (с последним методом имел схожие результаты).

Методы HLLC, HLL и Роу имели малую разницу в полученных результатах. В большинстве случаев, лучше всего показал себя метод HLLC. Метод Роу менее точен, чем HLLC, но точнее метода HLL. Однако, разница между ними настолько мала, что невооруженным глазом ее невозможно заметить. На удивление метод HLL показал себя весьма точным, вопреки тому, что было сказано в [4]. По скорости расчета метод Роу обходит 2 других метода.

Библиографический список:

1. Волков К. Н., Емельянов В. Н., Тетерина И. В., Дерюгин Ю. Н., Козелков А. С. Разностные схемы в задачах газовой динамики на неструктурированных сетках. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014.
2. Емельянов В. Н. Численные методы: введение в теорию разностных схем: учеб. пособие. М.: Юрайт, 2018.
3. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н., Прокопов Г.П. Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976.
4. Toro E.F. Riemann Solvers and Numerical Methods Fluid Dynamics: A Practical Introduction. Springer, 1999.
5. Куликовский А.Г., Погорелов Н.В., Семенов А.Ю. Математические вопросы численного решения гиперболических систем уравнений. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2001.
6. Самарский А.А., Попов Ю.П. Разностные методы решения задач газовой динамики. М.: Наука, 1992.
7. Sod G.A. Survey of Several Finite Difference Methods for Systems of Nonlinear Hyperbolic Conservation Laws. J. Comp. Phys. 1978. Vol. 27, pp. 1 – 31.

УДК 62.175
УДК 621.225

ГОРОДСКАЯ РАКЕТА

Д.Ю. Тимошенко

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

В современном мире одной из угроз национальной безопасности являются террористические атаки.

При динамике зарегистрированных преступлений террористического характера в РФ можно сказать что к 2019 году будет не менее 1779 преступлений террористического характера. Причем большая доля терактов приходится на взрыв и поджог на объекте (порядка 75-78%), с учетом снижения раскрываемости преступлений такого типа, это говорит о том, что террористы уже приспособились к методам правоохранительных органов, научились им противодействовать.

На основе этого можно сказать что относительно скоро появиться новые методы доставки взрывчатого вещества в точку назначения, как недавно появившийся квадрокоптер-бомбардировщик.

Сегодня доступность и дешевизна квадрокоптеров позволяет их массовое приобретение и производство, в следствие чего постепенно пропадет необходимость в личном присутствии оператора в процессе размещения взрывчатки. Использование квадрокоптеров позволяет не только сохранять анонимность оператора (подрывника), но также быстро и просто совершать доставку груза в точку назначения с последующим его подрывом. Современный квадрокоптер для преодоления 2 километров затрачивает около 2 минут. За столь короткое время даже при условии, что соответствующие службы

реагировали мгновенно невозможно организовать быструю эвакуацию мирного населения, транспорта и другой техники до нейтрализации угрозы с квадрокоптера.

Для обеспечения защиты мирного населения и транспортной техники было необходимо произвести расчеты ТТХ и на их базе разработать малогабаритную зенитную ракету для городских условий, для краткости будем называть ее «Городская ракета». Для упрощения задачи квадрокоптер является статичным объектом на определенной высоте и дальности.

Для реализации требования по безопасности при применении рядом со скоплением людей в головной части устанавливается взрывустойчивая сетка для схватывания квадрокоптера, берется пневмогидравлическая ракета, т.е. ракета, использующая в качестве рабочего тела воду, втесняемую из корпуса ракеты через сопло давлением сжатого воздуха или иного газа (рис. 1).

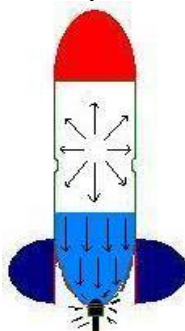


Рис. 1. Схема пневмогидравлической ракеты

Сжатый воздух при истечении из сопла ракеты способен создавать тягу и без жидкости. Однако масса воздуха в корпусе ограничена, то более выгодным в качестве рабочего тела будет жидкость. Поскольку из сопла пневмогидравлической ракеты истекает жидкость, оно будет выполнено не в форме сопла Лавала, а иметь плавно очерченную сужающуюся форму.

Максимальную скорость истечения жидкости из сопла можно определить исходя из закона Бернулли (1). Согласно этому закону, если вдоль линии тока давления жидкости возрастает, то скорость течения убывает, и наоборот.

$$\frac{\rho v^2}{2} = \Delta p \quad (1)$$

где

ρ – плотность жидкости;

v – скорость истечения жидкости;

Δp – избыточное давление газа в ракете;

Сопло пневмогидравлической ракеты представляет собой сужающийся профилированный насадок с малым отрывом струи. Фактический объемный расход жидкости через сопло составит:

$$Q = \mu S_0 \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}} \quad (2)$$

$\mu = 0,6..0,8$ – коэффициент расхода

S_0 – площадь узкой части сопла

Массовый расход жидкости составит:

$$G = Q\rho = \mu S_0 \sqrt{2\rho\Delta p} \quad (3)$$

Сила тяги составит:

$$F = Gv = 2\mu S_0 \Delta p \quad (4)$$

Если выразить скорость истечения из (1) и подставив значения, плотность воды $\rho = 1000 \text{ кг/м}^3$ и избыточное давление $\Delta p = 60 \text{ атм} = 6 \times 10^6 \text{ Па}$, то

$$v = \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}} = \sqrt{\frac{2 * 6 * 10^6}{1000}} = 109,5445 \text{ м/с} \quad (5)$$

Рассчитываем площадь узкой части сопла через площадь окружности, радиус берем $r = 1,5 \text{ см} = 0,015 \text{ м}$, получаем

$$S_0 = \pi r^2 = 3,14 * 0,015^2 = 0,0007 \text{ м}^2 \quad (6)$$

После чего подставим в выражение (2) и определим объемный расход, берем $\mu = 0,7$

$$Q = \mu S_0 v = 0,7 * 0,0007 * 109,5445 = 0,0537 \text{ м}^3/\text{с} \quad (7)$$

Массовый расход:

$$G = Q\rho = 0,0537 * 1000 = 53,7 \text{ кг/с} \quad (8)$$

Сила тяги:

$$F = Gv = 53,7 * 109,5445 = 5882,534 \text{ Н} \quad (9)$$

Для определения скорости в конце активного участка необходимо знать относительную массу топлива μ_r , импульс I и коэффициент k_p . $m_r = 8 \text{ кг}$, $m_0 = 16 \text{ кг}$, $k_p = 0,92$, а импульс вычисляется

$$\mu_r = \frac{m_r}{m_0} = \frac{8}{16} = 0,5 \quad (10)$$

$$I = \frac{F}{G} = v = 109,5445 \text{ м/с} \quad (11)$$

Тогда скорость в конце активного участка v_k будет рассчитываться по данной формуле:

$$v_k = -k_p \ln(1 - \mu_r) = -0,92 * 109,5445 * \ln(1 - 0,5) = 69,856 \text{ м/с} \quad (12)$$

Время действия пневмогидравлического двигателя, при условии что жидкость будет израсходована раньше, чем сжатый газ составит:

$$t_{\text{акт.уч.}} = \frac{m_r}{G} = \frac{8}{53,7} = 0,15 \text{ с} \quad (13)$$

Полет ракеты прямолинейный, не баллистический, это достигается за счет системы управления. Для расчета дальности и высоты полета ракеты были взяты уравнение Мещерского и уравнение изменения скорости полета с учетом скоростных потерь, была составлена программа для расчета в системе MatLab. Расчет проводился при изменении угла старта (от 45^0 до 90^0), после чего был выбран оптимальный угол – 66^0 . Дальность полета составила 5,35 м, высота – 12,06 м.

Расчет длины и калибра (диаметр) ракеты был произведен в момент создания чертежа, но были ограничения по длине (2 м) и калибру (0,3 м). По чертежу длина составляет 1,85 м, калибр – 0,28 м.

Проведя расчеты получили следующее ТТХ (табл. 1):

Табл.1. Тактико-технические характеристики ракеты.

Дальность полета, м	5,35
Высота, м	12,06
Скорость в конце активного участка, м/с	69,856
Стартовая масса, кг	16
Сила тяги, Н	5882,534
Импульс, м/с	109,5445
Длина, м	1,85
Калибр, м	0,28
Масса ПН, кг	2

Схема применения ракеты:

1. Направление ракеты на цель оператором (заложение под необходимым углом).
2. Пуск. Инициация прорезных мембран, передача давления в бак с водой, прорыв мембраны в сопле.
3. Полет. Прямолинейный, с сохранением угла старта (достигается за счет системы управления (СУ)).
4. Приближение к цели. Датчик расстояния до цели подает сигнал на ЭВМ для раскрытия головной части и выстрела сеткой.

5. Выброс парашюта. После подачи сигнала ЭВМ для выстрела сетки запускается таймер, после чего идет команда на выброс парашюта.

6. Плавное приземление.

Для реализации требования по безопасности при схватывании цели сеткой выбирается взрыв-устойчивая ткань.

Компоновка ракеты и ее чертеж представлены на следующем рисунке.

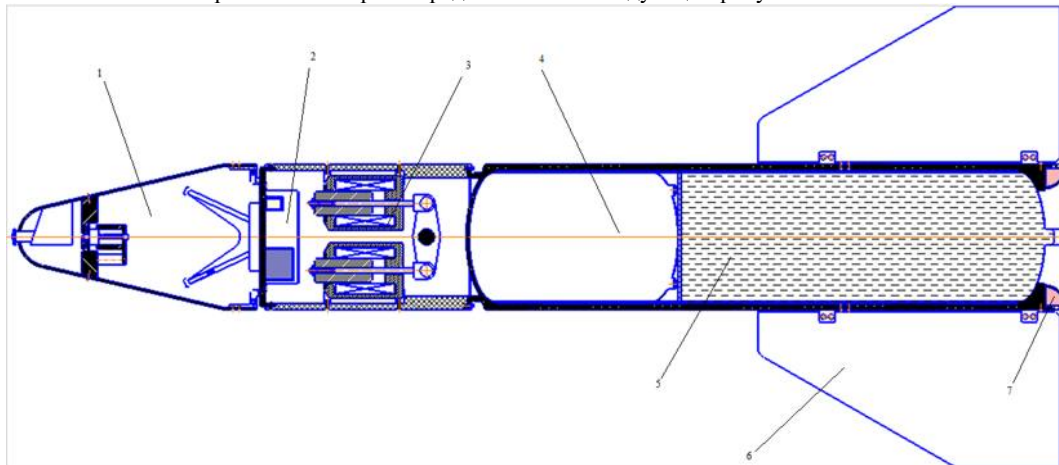


Рис. 2. Компоновка ракеты. 1 – головная часть (с датчиком расстояния, механизмом выбрасывания сетки и системой разделения ГЧ), 2 – приборный отсек (аккумулятор и ЭВМ), 3 – СУ, 4 – бак с газом (воздух), 5 – бак с водой, 6 – крылья, 7 – система выброса парашюта

Преимуществами данной ракеты являются: простота и стоимость производства, безопасность, доступность компонентов топлива, быстрота реагирования и скорость полета.

Разработка и усовершенствование таких типов ракет уменьшит масштаб ущерба нанесенного в населенных пунктах. И в будущем позволит вовсе нейтрализовать подобные случаи террористических актов, наносимых с воздушного пространства.

Библиографический список.

1. Беляев Н.М. Расчет пневмогидравлических систем ракет: учебное пособие. М.: Машиностроение, 1983.
2. Акимов Г.А. Аэродинамические характеристики летательных аппаратов: учебное пособие. БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова. –СПб.: [б.и.], 2003.

УДК 629.784

ИССЛЕДОВАНИЕ СРЕДСТВ И СПОСОБОВ ДЛЯ РАЗВЕРТЫВАНИЯ СИСТЕМЫ ГЛОБАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ «СФЕРА»

В.В. Шекель

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

В настоящее время чрезвычайно важное значение имеют системы передачи информации, непосредственно использующие аппаратуру потребителя. В связи с этим ведущие космические компании разрабатывают и реализуют низкоорбитальные системы глобальной спутниковой связи. В российском проекте «Сфера» от корпорации «Роскосмос» предполагается выведение 640 спутников с высотой рабочих орбит 870 км [1].

В работе проведено исследование средств и способов для развертывания данной системы. Актуальность данного исследования обусловлена большим количеством выводимых спутников и сложной баллистической структурой системы.

Развертывание системы возможно осуществить различными способами:

1. Применение одноразовых (многоразовых) средств межорбитальной транспортировки (СМТ).
2. Выведение различного количества космических аппаратов (КА) в одном рейсе.

3. Использование различных орбит фазирования (ОФ) для разведения КА по рабочим точкам.

Задача исследования заключается в оптимизации проектных параметров и способов маневрирования СМТ с целью минимизации суммарной массы СМТ и топлива, необходимой для выведения заданного количества КА на одну орбитальную плоскость [2, 3]:

$$\begin{cases} M_{\Sigma}(U, a_O) \rightarrow \min, \\ P_O = P_{O_{зад}}, \\ P_P = P_{P_{зад}}, \\ M_{ПН} = M_{ПН_{зад}}, \\ t_{\Sigma}(U, a_O) \leq t_{ДОП}, \\ n_{МАХ}(U, a_O) \leq n_{ДОП}. \end{cases} \quad (1)$$

где M_{Σ} – суммарная масса СМТ и топлива; U – параметры межорбитальных перелетов; a_O – начальная тяговооруженность; $P_O, P_{O_{зад}}$ – текущие и заданные параметры опорной орбиты; $P_P, P_{P_{зад}}$ – текущие и заданные параметры рабочей орбиты; $M_{ПН}, M_{ПН_{зад}}$ – текущая и заданная масса полезной нагрузки; $t_{\Sigma}, t_{ДОП}$ – расчетное и допустимое время облета рабочих точек; $n_{МАХ}, n_{ДОП}$ – максимальная и допустимая перегрузка в процессе функционирования СМТ.

Межорбитальные перелеты при переходе с опорной орбиты на рабочую (рис. 1) и между рабочими точками (рис. 2) у одноразового и многоразового СМТ происходят по одинаковой схеме.

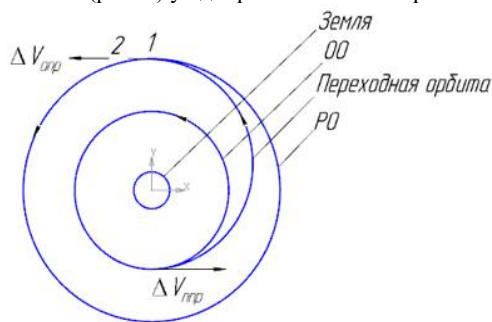


Рис. 1. Перелет одноразового и многоразового СМТ с опорной орбиты (ОО) на рабочую орбиту (РО)

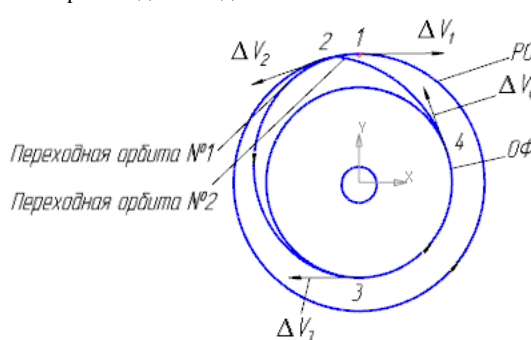


Рис. 2. Перелет одноразового и многоразового СМТ между первой и второй рабочей точкой

После выполнения рейса одноразовое СМТ сходит на орбиту утилизации (рис. 3), а многоразовое СМТ переходит на ОО (рис. 4)

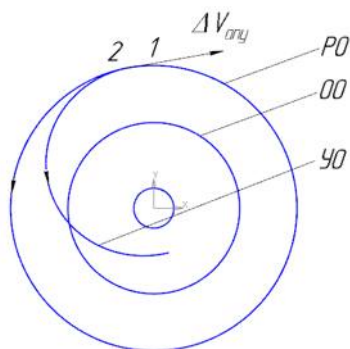


Рис. 3. Перелет одноразового СМТ с РО на орбиту утилизации (УО)

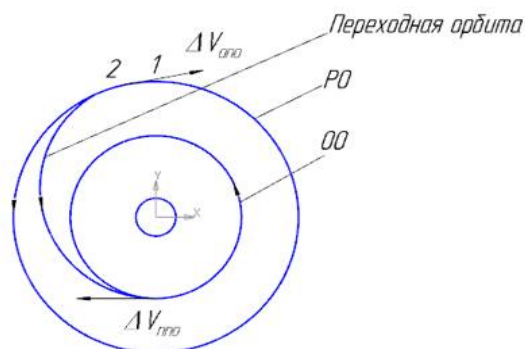


Рис. 4. Перелет многоразового СМТ с РО на ОО

Выведение более одного спутника за один рейс выполняется с помощью фазирования, где под фазированием понимается процесс ожидания на промежуточной круговой орбите требуемого взаимного положения маневрирующего СМТ и точки, в которую нужно осуществить перелет.

Высота ОФ определяется с учетом допустимого времени автономного полета СМТ (рис. 5).

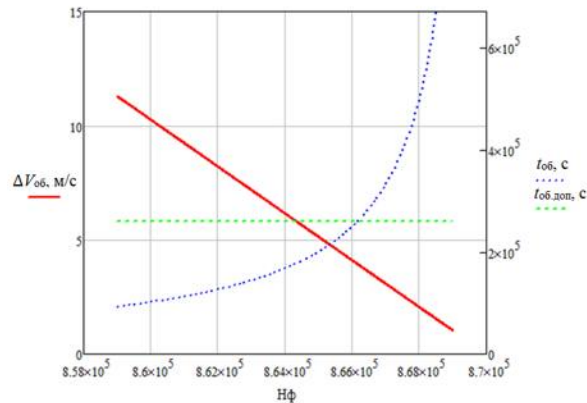


Рис. 5. График зависимости суммарных затрат характеристической скорости при перелете между рабочими точками, времени отлета рабочих точек, допустимого времени отлета рабочих точек в одном рейсе от высоты ОФ
 Определив высоту ОФ, производится расчет стартовой массы СМТ при различных значениях начальной тяговооруженности (рис. 6,7).

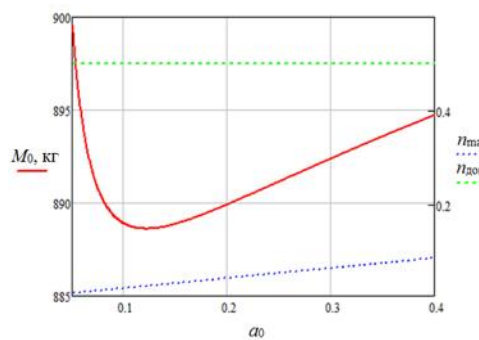


Рис. 6. График зависимости стартовой массы одноразового СМТ, максимальной и допустимой перегрузки от начальной тяговооруженности

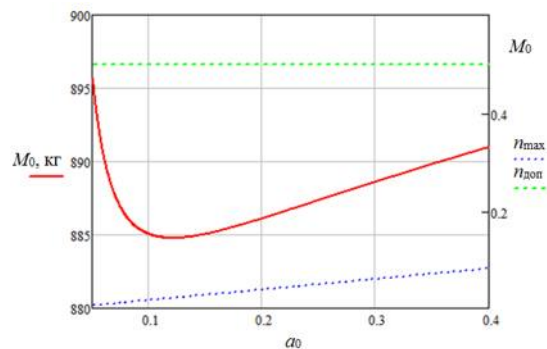


Рис. 7. График зависимости стартовой массы многоразового СМТ, максимальной и допустимой перегрузки от начальной тяговооруженности

Суммарная масса одноразового СМТ и топлива, необходимая для выведения заданного количества КА на одну орбитальную плоскость:

$$M_{\Sigma} = N_p M_0 \quad (2)$$

где N_p – количество рейсов; M_0 – минимальная стартовая масса одноразового СМТ, определяемая из рис.6.

Суммарная масса многоразового СМТ и топлива, необходимая для выведения заданного количества КА на одну орбитальную плоскость:

$$M_{\Sigma} = M_0 + (N_p - 1)M_T + M_3 \quad (3)$$

где N_p – количество рейсов; M_0 – минимальная стартовая масса многоразового СМТ, определяемая из рис.7; M_T – масса топлива; M_3 – масса заправщика.

В результате проведенных расчетов определяется массив значений суммарной массы СМТ и топлива в зависимости от количества КА, выводимых в одном рейсе одноразовым и многоразовым СМТ (табл.1).

Табл. 1. Суммарная масса одноразового и многоразового СМТ в зависимости от количества КА, выводимых в одном рейсе

Количество КА, выводимых в одном рейсе	Одноразовый СМТ	Многоразовый СМТ
	Суммарная масса, кг	
1	1291,00	1109,00
2	1329,11	1105,78
3	1371,17	1124,79
5	1483,52	1221,91
6	1546,07	1299,28
10	1816,08	1828,80
15	2180,22	3157,15

Графическая зависимость результатов расчета суммарной массы одноразового и многоразового СМТ в зависимости от количества КА, выводимых в одном рейсе представлена на рис. 8.

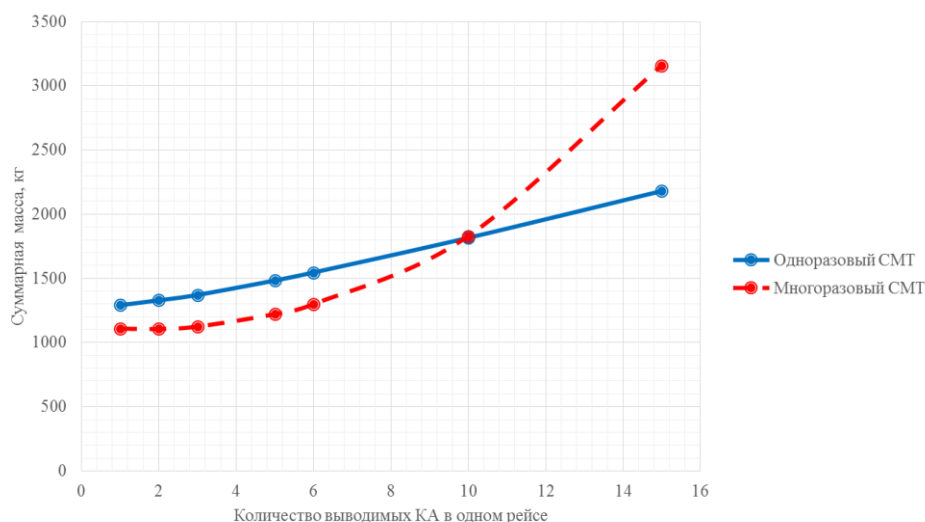


Рис.8. Суммарная масса одноразового и многоразового СМТ в зависимости от количества КА, выводимых в одном рейсе

Оптимальным результатом является выведение по 2 КА многоразовым СМТ, где минимальная суммарная масса составляет 1105,78 кг.

Библиографический список

1. Информационное агентство России «ТАСС» [Центральное государственное информационное агентство России]. URL: <https://tass.ru/info/5273277> (дата обращения 15.01.2019).
2. Ермолаев В.И. Методы оптимизации проектных параметров маршевых двигательных установок и способов маневрирования космических аппаратов / В.И. Ермолаев; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2017. – 80 с.
3. Ермолаев В.И. Двигательные установки космических летательных аппаратов: учебник / В.И. Ермолаев; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2016. – 214 с.

ПОДВОДНЫЙ СТАРТ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ**А.А. Шибалева***Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова***Введение**

Темой данной статьи было выбрано исследование подводного старта баллистической ракеты. Данная тема выбрана потому что, на современном этапе развития стратегических ядерных средств подводного базирования все более актуальным становится возможность страта ракеты с большой глубины.

Известно, что современные подводные лодки могут плавать на больших глубинах, но запускают ракеты они с глубины в 40-50 метров.

Поэтому возникает потребность осуществлять подводный старт с больших глубин не только с подводной лодки, но и во внутренних морях и озерах.

Основной целью этой работы является, исследование глубоководного старта баллистических ракет с глубин больших, чем 50 метров.

Движение ракеты в воде существенно отличается от движения в воздушной среде. Плотность воды превышает плотность воздуха атмосферы более чем в 800 раз. Это приводит к тому, что гидродинамическое сопротивление при движении ракеты в воде становится главным фактором, определяющим возможности подводного старта ракеты.

В данной работе рассматриваются несколько разных вариантов старта ракеты в воде.

1. Кинетический старт ракеты с подводной лодки. Здесь ракета выталкивается из шахты подводной лодки за счет давления газа и имеет скорость движения достаточную для выхода из воды.

2. Старт из воды осуществляется за счет построения специального устройства, создающего Архимедову силу, поднимающую ракету на поверхность воды.

3. Старт ракеты из пускового контейнера, всплывающего за счет работы собственного двигателя.

4. Старт ракеты из воды за счет работы ее маршевого двигателя.

Исследование актуальности произведено путем поиска ранее предложенных вариантов подобных конструкций. Произведён обзор современных методов исследования в тематической литературе, проведены предварительные расчёты.

1. Исследование актуальности работы

Уже в середине 50-х годов стало известно, что пуск баллистических ракет из надводного положения резко снижал скрытность и боевую устойчивость подводных лодок. В 1956 году была начата разработка ракеты Поларис с запуском с подводной лодки из подводного положения. А уже в сентябре 1958 года были проведены пуски с борта атомной подводной ракетной лодки «Джордж Вашингтон». Было положено начало подводной гонке вооружений, венцом которой стало появление сравнимых комплексов ПЛАРБ с БРПЛ «Трайидент» в США и «Тайфун» (Д-19/Р-39) в СССР.[2]

10 сентября 1960 года – впервые в СССР подлодка Северного флота произвела пуск баллистической ракеты из подводного положения. Стрельбу выполнила подводная лодка Б-67 ПВ-611 проекта, командовал которой капитан второго ранга Вадим Константинович Коробов.

В СССР работы по созданию баллистической ракеты для подводных лодок (БРПЛ) с подводным стартом начинались не на пустом месте - проработка вопросов, связанных с тематикой подводного старта ракеты, была задана ещё в 1955 году. 3 февраля 1955 года вышло постановление Правительства о начале исследований по подводному старту ракеты Р-11ФМ. Работы по ракете были поручены ОКБ-10 НИИ-88 под руководством главного инженера Е. В. Чарнко. Разработка бортовой, стендовой и корабельной систем управления была поручена СКБ-626, главный конструктор Н. А. Семихатов. Работы по исследованию физики явлений, имеющих место при подводном старте, были разбиты на три этапа. На первом этапе производились бросковые пуски макетов, имитирующих ракету Р-11ФМ, из неподвижной погруженной шахты. На втором этапе производились пуски макетов с движущейся переоборудованной подводной лодки. На третьем, заключительном этапе, производились прицельные стрельбы на полную дальность с борта подводной лодки. Для бросковых испытаний были созданы два типа макетов — с твердотопливным и жидкостным ракетными двигателями, соответственно. 23 января 1958 года вышло постановление правительства о переоборудовании лодки Б-67 по проекту ПВ-611 для запуска опытных баллистических ракет с подводным стартом. К июлю 1958 года ракета Р-11ФМ была доработана для подводного старта и получила индекс С4.7. Первый пуск ракеты С4.7 с борта Б-67 состоялся в августе 1959 года в Белом море. Пуск закончился неудачей. За пусками велось наблюдение с помощью судна «Аэронавт». С лодки на поверхность шёл кабель-трос к плотнику с антенной. С

помощью неё и осуществлялась связь в диапазоне УКВ с наблюдательным судном. Был дан сигнал на старт. Аппаратура лодки просигнализировала, что ракета ушла. Однако с борта «Аэронавта» старта не наблюдали. Лодка всплыла, открыли шахту, и стоявшая в ней ракета самопроизвольно стартовала. Следующая попытка была осуществлена (снова неудачно) 14 августа 1960 года - в процессе заполнения шахты водой из-за заводского дефекта в системе ракету сбросило со стартового стола и была утеряна головная часть. Первый в СССР успешный подводный старт баллистической ракеты С4.7 состоялся 10 сентября 1960 года, через 40 дней после первого подводного пуска американской ракеты Polaris A-1 20 июля 1960 года.

Тема подводного старта баллистической ракеты исследуется с середины 50-х годов, за это время выпущено множество статей и литературы, освещающей данные вопросы.

На основании данных статей можно судить о том, что в области исследования ракет с подводным стартом ведутся активные работы, что позволяет судить об актуальности моей работы.

2. Особенности движения ракеты в воде

Как было уже отмечено, что основной целью работы является исследование возможности старта с больших глубин, так как вероятность обнаружения подводной лодки на большой глубине, значительно меньше.

Сложная проблема создания двухсредного летательного аппарата неразрывно связана с решением трудных задач гидроаэродинамического проектирования. Высокий уровень показателей эффективности во многом зависит от удачного выбора гидроаэродинамической схемы аппарата и ее характеристик. На этапах предварительного проектирования зачастую получение данных характеристик не представляется возможным. В этом случае при выборе гидроаэродинамической схемы аппарата используют различные методы приближительного расчета, либо корректируют имеющиеся гидроаэродинамические данные аппарата-прототипа.

Морские баллистические ракеты, стартующие из вертикальных шахт подводных лодок, как правило, испытывают максимальное силовое воздействие на подводном участке траектории. Именно эти силовые нагрузки определяют требования к прочности и системе управления ракет. Практические задачи гидродинамики в ракетной технике решаются как экспериментальными, базирующимися на теории размерностей и подобия, так и расчетно-теоретическими методами.

Исходя из анализа имеющихся способов пуска, с точки зрения гидродинамики можно ограничиться рассмотрением двух:

- из затопленной шахты при реализации режима сплошного обтекания ракеты (так называемый «мокрый» способ пуска);
- из незатопленной шахты при кавитационном обтекании ракеты (так называемый кавитационный, или «сухой» способ пуска).

Независимо от способа пуска основными являются следующие гидродинамические задачи:

- изучение физических явлений при старте и разработка методов их моделирования;
- определение гидродинамических нагрузок на ракету на шахтном участке движения;
- определение гидродинамических характеристик ракеты на подводном участке и участке пересечения поверхности воды;
- исследование силового воздействия на подводную лодку.

Если первые три задачи взаимосвязаны, то четвертая имеет относительно самостоятельное значение и служит целям проектирования лодки. Кроме указанных общих задач, для конкретных способов пуска могут оказаться не менее важными задачи, носящие более частный характер. Так, для способов пуска из затопленной шахты является актуальной задача определения течения жидкости с границей раздела сред газ - жидкость в кольцевом канале, между корпусом ракеты и стенкой шахты и истечения жидкости из шахты в окружающее пространство; для способа пуска из незатопленной шахты важны вопросы, связанные с формированием кавитационных полостей и газовых каверн в переменном поле гидростатического давления.

Следует также указать на отдельный класс задач гидродинамики, связанных с процессами:

- запуска двигателя в воде;
- пересечения ракетой газожидкостных следов и каверн от ранее стартовавших ракет;
- силового воздействия на ракеты в соседних открытых шахтах;

- смыкания границ каверны на круговом цилиндре;
- воздействия подводной ударной волны на ракету, движущуюся в воде с газовой каверной;
- послестартового затопления шахты водой.

3. Обзор современных методов расчета

В представленных источниках, была найдена информация о гидроаэродинамических расчетах двухсредных летательных аппаратов.

Процесс движения двухсредного летательного аппарата связан с изменением режимов обтекания в водной и в воздушной средах, а также на границе этих сред. Гидроаэродинамические характеристики ЛА претерпевают при этом существенные изменения. Кроме того, движению двухсредного аппарата в каждой из сред сопутствуют дополнительные эффекты. В частности, сплошное обтекание в водной среде может частично или полностью перейти в кавитационное; движение аппарата в воздушной среде, находится под влиянием эффекта близости свободной поверхности воды.[1]

Влияние этих эффектов на гидроаэродинамические характеристики планера двухсредного ЛА трудно поддается аналитическому анализу, а постановка эксперимента технически и в силу различных причин не всегда возможна и оправдана. Использование в этих случаях приближенных методов расчета является не только вполне осуществимым, но зачастую и единственным приемлемым средством решения задач проектирования аппаратов.

Ниже изложены приближенные методы расчета коэффициентов гидроаэродинамических параметров схемы двухсредного летательного аппарата.

Поскольку движение двухсредного ЛА осуществляется последовательно в двух средах, то и расчет коэффициентов гидроаэродинамических сил и моментов производится раздельно для каждой среды.[1]

2.1 Способы старта баллистических ракет морского базирования

2.1.1 Инерционный старт

Осуществляется за счет, получаемой ракетой кинетической энергии, создаваемой давлением газа порохового аккумулятора давления, выбрасывающего ракету из шахты подводной лодки. После того, как ракеты вышла из воды, начинается ее надводный участок.

По мере выхода аппарата из воды изменения претерпевают лишь присоединенные массы, моменты инерции и гидродинамические характеристики. В случае движения аппарата в атмосфере вблизи воды, основными фазами движения будут являться:

1. Приближение аппарата к водной поверхности по навесной или планирующей траектории
2. Удар аппарата о поверхность воды
3. Глиссирование аппарата по водной поверхности
4. Погружение аппарата в воду

Приближение аппарата к водной поверхности описывается известными уравнениями движения аппарата в атмосфере. Происходящие при этом изменения аэродинамических и тяговых характеристик аппарата вследствие влияния близости поверхности воды могут быть с достаточной точностью скорректированы лишь по результатам эксперимента. Основное влияние на динамику движения аппарата вблизи свободной поверхности оказывает изменение аэродинамических сил, например подъемной силы и индуктивного сопротивления.

Дифференциальное уравнение движения ракеты при инерционном старте:

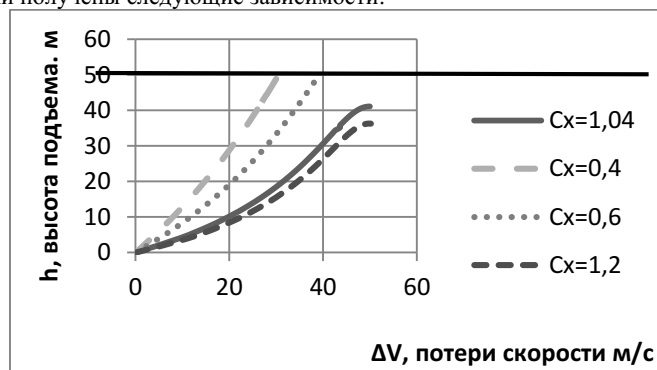
$$m \frac{dV}{dt} = -X + A - mg$$

где, m-масса ракеты, dV/dt – ускорение, X-сила лобового сопротивления ракеты в воде, A-сила Архимеда, g-ускорение свободного падения.

При численном счете принимается, dV/dt равна $\Delta V/\Delta t$, где ΔV -это приращение скорости в промежутке времени Δt . Алгоритм производит расчет параметров движения ракеты до тех пор пока ракета находится под водой, то есть ее рассчитываемое положение меньше заданной глубины старта. С каждым шагом по времени рассчитывается сила лобового сопротивления по формуле (2): $X=C_x \cdot \rho \cdot (V^2/2) \cdot S$, где S- площадь мишени. Следом рассчитывается вес ракеты, по формуле (3): $H=m \cdot g$, и ускорение в рассчитываемый промежуток времени по формуле (4): $a = (A-X-H)/m$. Приращение скорости рассчитывается по формуле (5): $\Delta V=a \cdot \Delta t$, а скорость рассчитывается по рекуррентной формуле (6): $V_{шаг}=V_{пред.шаг}+\Delta V$.

Приращение положения ракеты рассчитывается далее по формуле (7): $\Delta x=V \cdot \Delta t$, где положение ракеты рассчитывается по рекуррентной формуле (8): $x=x+\Delta x$.

- В данной работе были приняты следующие условия:
- ракета стартует вертикально, с глубины 50 м.
 - каверна образуется сразу, поэтому C_x берется из таблицы источника [1].
 - начальная скорость ракеты 50 м/с.
- В ходе работы были получены следующие зависимости:



Зависимость показывает, что с увеличением высоты подъема увеличиваются потери скорости, связано это с тем, что ракета, проходя большее расстояние под водой воспринимает воздействие сил гидродинамического сопротивления. С увеличением пройденного пути, воздействие этих сил также увеличивается, это приводит к возрастанию потерь. Потерями в данной работе принимается разность начальной скорости и текущей скорости ракеты. С уменьшением C_x , уменьшаются потери. На данном графике видно, что ракеты без использования кавитатора, не достигают поверхности воды, следовательно, кавитатор в указанных условиях необходим.

2.1.2 Старт ракеты с использованием силы Архимеда

За счет создания на ракете дополнительных объемов, заполненных газом, ракета приобретает положительную плавучесть, создающую подъемную силу, выталкивающую ее на поверхность воды.

2.1.3 Старт ракеты из всплывающего контейнера

Ракета поднимается на поверхность в контейнере, в котором содержалась до старта. Движение контейнера осуществляется за счет двигателя, размещаемого на нем.

2.1.4 Старт ракеты на собственном двигателе

Работает двигатель первой ступени ракеты. Его тяга выводит ракету на поверхность воды. Однако при этом расходуется топливо первой ступени ракеты, что приводит к уменьшению дальности полета ракеты.

Расчеты способов старта описанных в главах 3.1.2-3.1.4, подробно изложены в книге «Проектирование двухсредных летательных аппаратов», Белов Г.В. в главе 6 (Гидроаэродинамический расчет двухсредного летательного аппарата), [1, с.186].

Библиографический список:

1. Белов Г.В. Проектирование двухсредных летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1976, 360 с.
2. Дегтярь В.Г., Пегов В.И. «Гидродинамика баллистических ракет подводных лодок: Монография», Миасс: КБ им. акад. В.П. Макеева, 2004.- 256 с.
3. Сайт: Newsland .Статья «Первый подводный старт баллистической ракеты в СССР» URL:<https://newsland.com/community/14/content/pervyi-podvodnyi-start-ballisticheskoi-rakety-v-sssr/1928396>, (дата обращения: 13.03.2019)
4. Сайт: Информационное агентство Оружие России. Статья «Баллистические ракеты подводных лодок: баллистическая ракета Р-21» . URL: <http://www.arms-expo.ru/articles/124/88491/>, (дата обращения: 05.03.2019)
5. Сайт: Military Russia. Статья « Подводная ракета ВА-111 «Шквал»». URL: <http://militaryrussia.ru/blog/topic-473.html>, (дата обращения: 22.03.2019).

УДК 681.785.574

РАЗРАБОТКА МНОГОХОДОВОЙ ОПТИЧЕСКОЙ КЮВЕТЫ ДЛЯ ГАЗОАНАЛИЗАТОРА ЖИЛОГО ПРОСТРАНСТВА КА

А. М. Безуглый, А. В. Чугреев

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

Система жизнеобеспечения космонавта в пилотируемом КА состоит из множества взаимосвязанных средств и мероприятий, направленных на сохранение здоровья космонавтов и их работоспособности. В замкнутом пространстве контроль качества воздуха является ключевым фактором для создания благоприятной среды жизнедеятельности человека. Необходимо своевременно сообщать космонавтам о возможных выбросах вредных газов в жилом пространстве КА.

Оптический прибор фурье-спектрометр благодаря высокой чувствительности и быстродействию, позволяет оперативно получить точные данные о составе воздуха внутри аппарата, наличии или отсутствии вредных газовых примесей. Высокая чувствительность достигается за счет хорошей разрешающей способностью спектрометра и большому оптическому пути излучения в среде. Стандартный спектрометр состоит из источника инфракрасного излучения, интерферометра Майкельсона и приемника излучения. Дополнительно в этот список включают многоходовую кювету, позволяющую значительно увеличить оптический путь.

Для анализа смесей газа используются фурье-спектрометры с неразборными или разборными многоходовыми кюветами, с окнами из материалов, обеспечивающих прозрачность в требуемом спектральном диапазоне и необходимую устойчивость к влаге. Кювета заполняется газом при атмосферном давлении. Излучение проходит через кювету, позволяя тем самым получить спектр вещества. В большинстве случаев фурье-спектрометр является одноканальным прибором, на котором для получения необходимой информации фоновый спектр и спектр, получаемый при закачке газа в отделение для образцов (многоходовая кювета), регистрируются поочередно. Спектр пропускания атмосферы рассчитывается путем обратного фурье-преобразования сигнала, получаемого на фотодетекторе.

В настоящее время в АО «Лазерные системы» разрабатывается фурье-спектрометр, который будет функционировать на борту КА для проведения анализа состава воздуха на борту космической станции, тем самым контролируя и своевременно оповещая экипаж станции о выбросах в жилом отсеке тех или иных газов, которые могут нанести ущерб здоровью человеку. В его состав войдет многоходовая оптическая кювета. В качестве оптической системы кюветы была выбрана многоходовая система Уайта в двухстрочной модификации, осуществленной Бернштейном и Герцбергом, состоящая из трех зеркал с одинаковым показателем кривизны. В программе трассировки лучей была выполнена модель оптической системы для разрабатываемой многоходовой кюветы (Рис.1).

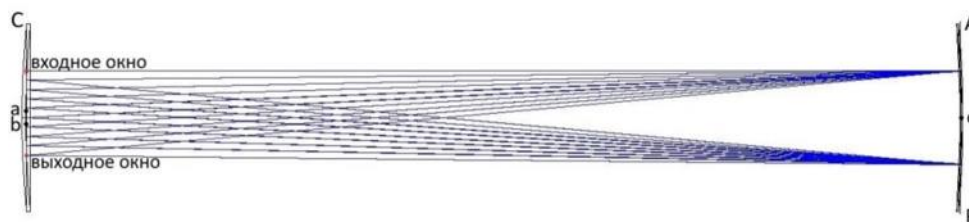


Рисунок 1 – Оптическая схема многоходовой кюветы

Два рядом стоящих объективных зеркала А и В помещены на двойном фокусном расстоянии от полевого зеркала С. Центры кривизны зеркал А, В и С обозначены соответственно а, b, с. Такое расположение зеркал создает систему сопряженных фокусов, в которой лучи света, исходящие из любой точки зеркала А, фокусируется полевым зеркалом С в соответствующей точке зеркала В и наоборот.

Двухстрочная модификация Бернштейна и Герцберга увеличивает количество проходов системы благодаря наклону входящего пучка лучей (входные и выходные щели располагаются выше центров кривизны зеркал). Таким образом, на полевым зеркале создаются две строки промежуточных изображений (Рис.2).

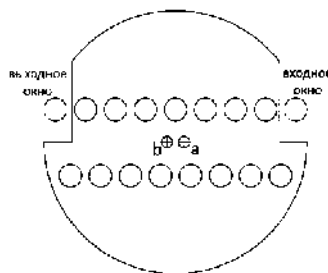


Рисунок 2 – Изображение на полевом зеркале в двухстрочной модификации

Для уменьшения расстояния между входом и выходом в полевом зеркале были сделаны вырезы. Смещение соседних изображений по высоте позволило расположить их на меньшем расстоянии по горизонтали и тем самым увеличить длину пути, не изменяя размеры полевого зеркала. В зависимости от угла поворота объективных зеркал можно изменять оптический путь, который пройдет излучение внутри кюветы.

При эксплуатации системы вместе с интерферометром, важным параметром является отсутствие искажений волнового фронта. Искаженный волновой фронт при взаимодействии с плоским вызывает изменение конечного изображения объекта. Волновой фронт ОС кюветы представлен на рисунке 3.

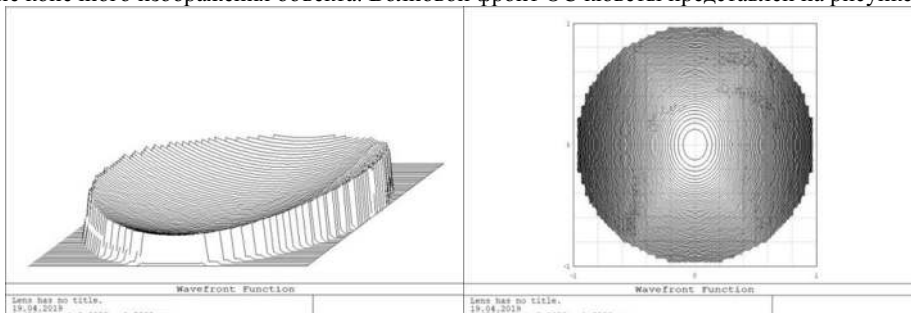


Рисунок 3. Волновой фронт ОС кюветы (слева – функция волнового фронта, справа – проекция функции волнового фронта на ось X)

При всех операциях, связанных с расстыковками ступеней ракетносителя, появляются ударные перегрузки, действующие короткое время (~1-2 мс), но с большими величинами ускорений (30-40g) во всех направлениях. Вибрации, возникающие во время выведения КА на орбиту, распространяется по корпусу ракеты, передаются на все приборы и конструкции. Следовательно, необходимо провести оценку собственных частот системы. Расчет проводился в программе SolidWorks Simulation. В ходе расчета были рассмотрены два варианта конструкции кюветы: тяжелый и с дополнительными ребрами жесткости (Рис.4). Общий вес конструкций 9,62 кг и 4,89 кг соответственно.

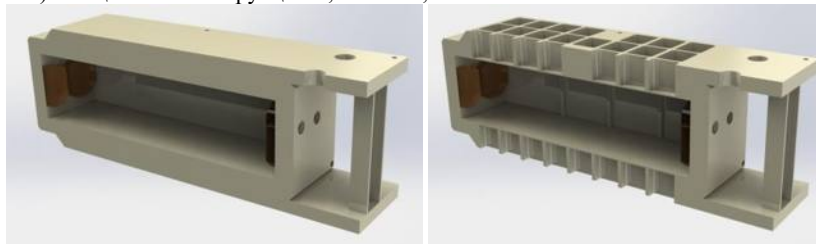


Рисунок 4. Варианты конструкции кюветы (слева – тяжелый вариант, справа – с дополнительными ребрами жесткости)

Оценивать воздействие вибрации на объект будем по эпюре амплитуды колебаний (по результирующей амплитуде).

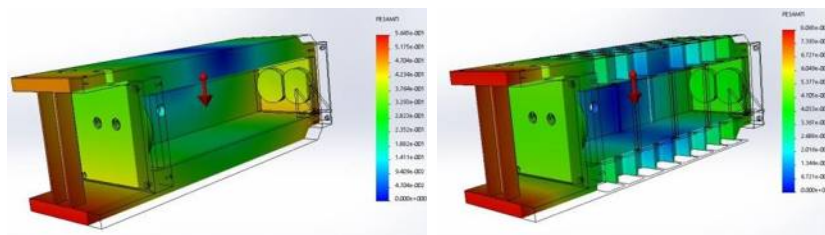


Рисунок 5. Эпюра амплитуды колебаний для режима 1 (слева – тяжелая конструкция, справа – конструкция с дополнительными ребрами жесткости)

Максимальные значения результирующей амплитуды выделены красным цветом, минимальные значения – синим. Красной стрелкой обозначена сила тяжести, действующая в центре тяжести кюветы. Полученные значения частот представлены в нескольких режимах в таблице 1.

Таблица 1. Список резонансных частот многоходовой кюветы

Режим	Тяжелая конструкция	Конструкция с доп. ребрами жесткости	Период (сек)
	Частотный (Гц)		
1	335.6	1464.7	0.001
2	572.7	2401.9	0.001
3	709.6	2615.3	0.001
4	827.1	2815.7	0.001
5	985.1	3424.6	0.001

Эти резонансные частоты лежат за пределами диапазона частот воздействующего на многоходовую кювету при ее эксплуатации и транспортировании.

Итоговый внешний вид разработанного эскиза многоходовой кюветы представлен на рисунке 6.

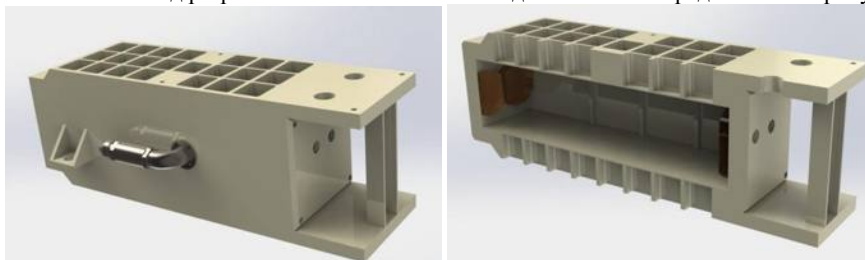


Рисунок 6. Модель многоходовой кюветы для газоанализатора (слева – внешний вид, справа – вид в разрезе)

Изделие обладает следующими характеристиками: габаритные размеры 430x152x145 мм, масса – 4,89 кг. Разработанная многоходовая кюветка для газоанализатора позволяет получить оптический путь от трех до пятнадцати метров. В зависимости от поставленной задачи, при требуемой юстировке системы можно получить необходимый оптический путь и, тем самым, добиться высокой точности результатов по анализу воздуха в замкнутом пространстве КА.

УДК 519.876.5

ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ КРОНШТЕЙНОВ КАРКАСА МЕХАНИЗМА РАЗВОРОТА БЛОКА БАЛЛАСТНОЙ НАГРУЗКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Буксар М.Ю., Смирнов К.О.
АО «КБ «Арсенал» им. М.В. Фрунзе»

В связи с ростом энерговооруженности космических аппаратов (КА), возрастает масса КА, выводимых на околоземные рабочие орбиты [1]. Все более актуальным становится вопрос создания изделий с высоким массовым совершенством. Решение данной проблемы связано с задачей поиска оптимальных геометрических параметров проектируемого изделия [2].

Оптимизация конструкции включает в себя три тесно связанные, но различные по своей постановке и методам решения задачи — оптимизации размеров, формы и топологии. Оптимизация размеров является простейшим из трех видов оптимизации. Ее задачей является подбор оптимальных

геометрических параметров конструкции. Оптимизация формы непосредственно определяет форму конструкции и является побочным результатом [2].

Топологическая оптимизация (ТО) – это оптимизация распределения материала в проектной области при воздействии на нее заданных нагрузок и использовании ограничений различного рода: геометрических, прочностных, жесткостных и др. Цель ТО - нахождение оптимального распределения материала в заданной области проектирования. Особенностью задач ТО является то, что область проектирования известна заранее, и она фиксирована в процессе оптимизации, а переменной проектирования является сама форма. В настоящее время модули ТО включены во многие CAD/CAE-системы, такие как: *Altair Hyperworks*, *ANSYS*, *Catia*, *MSC Nastran*, *SolidWorks*.

В работе [4] описана конструкция механизма разворота блока балластной нагрузки (ББН) КА. Было выдвинуто предположение о возможности улучшения массовых характеристик кронштейнов каркаса механизма разворота ББН с помощью методов ТО (рисунок 1).

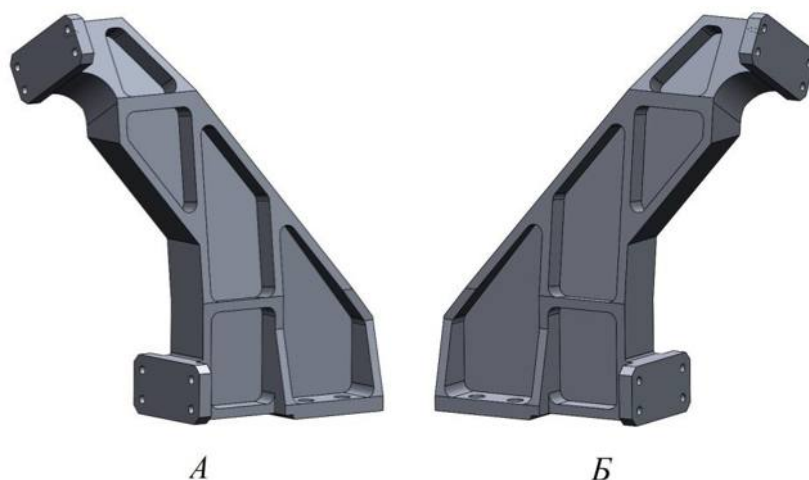


Рисунок 1 – Кронштейны каркаса механизма разворота ББН
А – левый кронштейн, Б- правый кронштейн

Расчет проводился в системе конечно-элементного анализа *ANSYS* в модуле *Topology Optimization*. Для расчета были использованы данные о перегрузках, действующих на конструкцию на различных этапах эксплуатации. Критерием оптимизации была выбрана масса (*Mass*). В качестве ограничений были выбраны производственное ограничение на минимальную толщину стенки (2 мм), и напряжения по Мизесу, возникающие в конструкции (от 50 до 200 МПа). Были заданы механические свойства алюминиевого сплава Д16Т.

Схема проекта ТО, созданная с помощью платформы *ANSYS Workbench* показана на рисунке 2. Расчет проводился в несколько этапов:

1. Определение напряжений, действующих в кронштейнах.
2. Топологическая оптимизация конструкции кронштейнов каркаса механизма разворота ББН.
3. Проверочный прочностной расчет полученной конструкции кронштейнов.

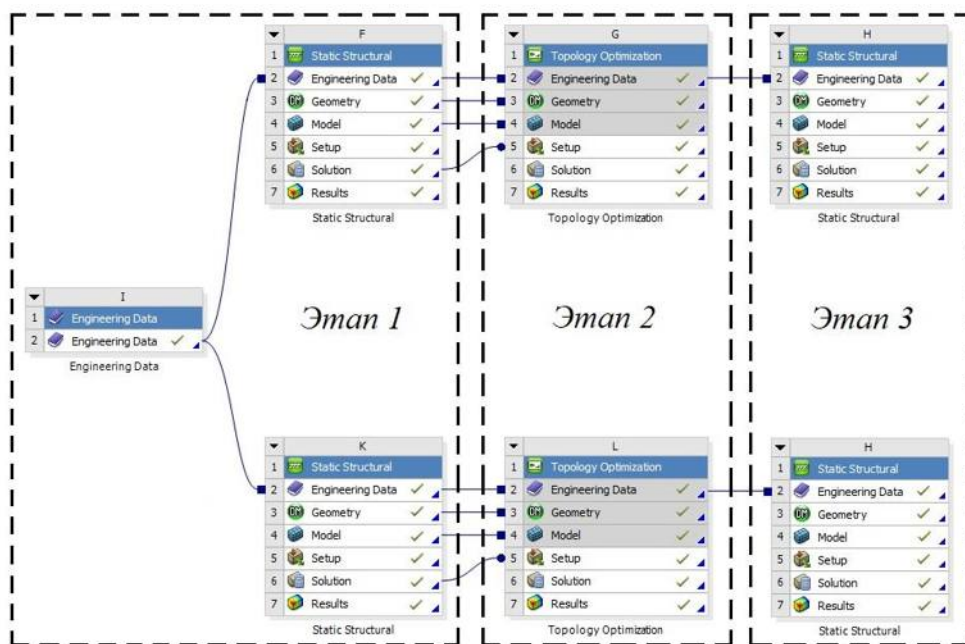


Рисунок 2 – Схема проекта ТО кронштейнов механизма разворота БН в ANSYS Workbench

На рисунке 3 показан результат оптимизации конструкции левого кронштейна для одного из этапов эксплуатации. После завершения процесса оптимизации полученные варианты конструкции были доработаны и адаптированы к изготовлению стандартными методами механической обработки. На рисунке 4 показана доработанная конструкция левого и правого кронштейнов.

В таблице 1 указаны массовые характеристики оптимизированной конструкции кронштейнов в сравнении с массовыми характеристиками штатной конструкции кронштейнов.

Таблица 1 – Сравнение массовых характеристик кронштейнов

	Кронштейн А	Кронштейн Б	Σ
Масса штатного варианта конструкции кронштейнов, кг	5,05	5,05	10,1
Масса оптимизированного варианта конструкции кронштейнов, кг.	3,91	3,91	7,82

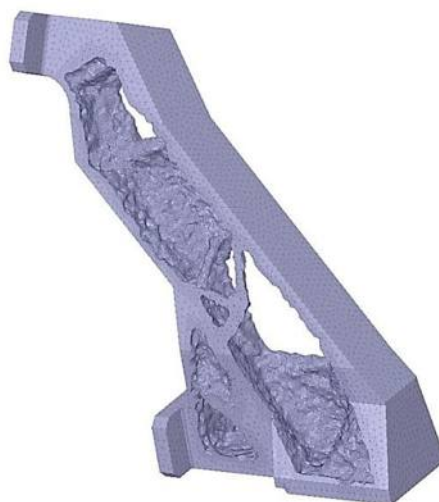


Рисунок 3 – Оптимизированная конструкция левого кронштейна

Проведенные прочностные расчеты показали, что полученная конструкция кронштейнов каркаса механизма разворота БН выдерживает действующие на нее нагрузки на различных этапах эксплуатации. Коэффициент запаса $\eta_{0,2} = 1,2$.

Применение методов ТО приводит к существенному уменьшению массы конструкции (до 23%). При этом в результате адаптации конструкции кронштейнов для изготовления методами механической обработки в кронштейнах остались малонагруженные области, которые могли бы быть удалены при адаптации конструкции кронштейнов для изготовления с помощью аддитивных технологий.

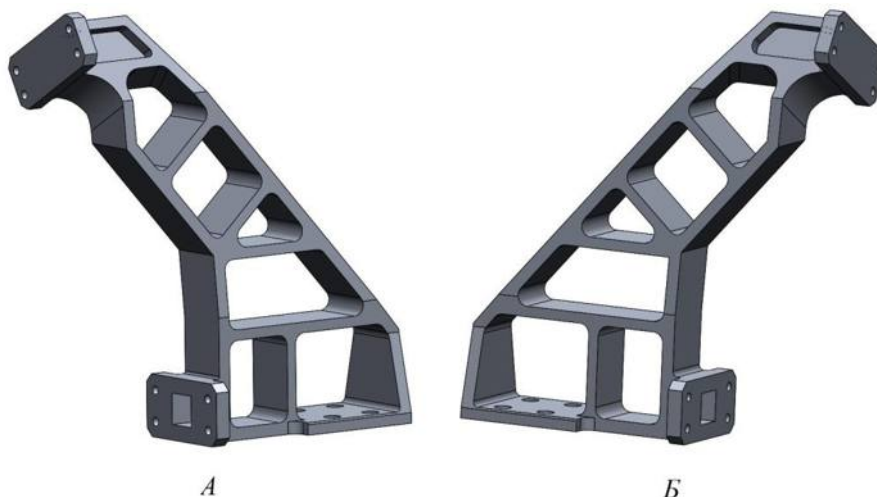


Рисунок 4 – Оптимизированная конструкция кронштейнов каркаса механизма разворота БН
А – левый кронштейн, Б- правый кронштейн

Библиографический список

1. Атамасов В.Д., Бабук В.А., Немькин С.А., Романов А.В., Соколов Ю.А., Устинов А.Н. Ядерные орбитальные комплексы /Под ред. В.Д. Атамасова - СПб.: ФГУП «Конструкторское бюро «Арсенал» им. М.В. Фрунзе», Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д.Ф.

Устинова, Санкт-Петербургское отделение Академии космонавтики Российской Федерации им. К.Э. Циолковского, НИИ космических систем им. генерала А.А. Максимова, 2016.- 800 с., ил., цв. вкл.

2. *Башин К.А., Торсунов Р.А., Семенов С.В.* Методы топологической оптимизации конструкций, применяющиеся в аэрокосмической отрасли // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2017. № 51 с. 51-61.

3. *D. Gunwant; A. Misra* Topology Optimization of Sheet Metal Brackets Using ANSYS// MIT International Journal of Mechanical Engineering Vol. 2, No. 2, Aug. 2012, pp. (120-126).

4. *Буксар М.Ю., Евстафьев В.А., Серебренников В.Ю.* Разработка и проверочный расчет конструкции механизма разворота блока балластной нагрузки космического аппарата//Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 44 с. 14-15.

УДК 629.783

ИССЛЕДОВАНИЕ ВРЕМЕНИ СУЩЕСТВОВАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ

Буксар М.Ю., Ермолаев В.И.

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

Одним из наиболее важных направлений развития практической космонавтики является оперативный мониторинг природных и техногенных чрезвычайных ситуаций. Для России с ее большой территорией и значительной неравномерностью развития инфраструктуры данное направление является особенно актуальным [1].

Используемые в настоящее время для этих целей спутниковые группировки, состоящие из космических аппаратов среднего и большого размера, плохо приспособлены для решения задач оперативного получения информации из районов чрезвычайных ситуаций. Это обусловлено их ограниченным количеством и большим периодом обзора земной поверхности.

Кроме того, космические аппараты среднего и большого размера и средства их выведения имеют высокую стоимость и требуют большого времени на подготовку к запуску. Поэтому в настоящее время в разных странах активно разрабатываются космические системы быстрого реагирования (КСБР) на основе малых космических аппаратов (МКА) [2].

МКА, входящие в состав таких систем, предполагается развертывать на низких околоземных орбитах высотой менее 400 км. Это связано с необходимостью обеспечения требуемых значений показателей качества информационного обеспечения при малых размерах космических аппаратов. Однако на таких орбитах МКА будут испытывать существенное влияние атмосферы Земли. В связи с этим одной из актуальных задач создания КСБР является исследование времени существования МКА на низких околоземных орбитах.

Целями проведенных исследований являлись:

- 1) Разработка математической модели изменения параметров низкой околоземной орбиты в результате аэродинамического торможения МКА.
- 2) Исследование времени существования МКА на орбитах высотой 200...400 км во всем диапазоне изменения баллистического коэффициента.

В разработанной модели рассматривалось движение МКА под действием только силы лобового сопротивления. Гравитационное поле Земли считалось центральным. Математическая модель изменения параметров низкой околоземной орбиты в результате аэродинамического торможения основана на использовании системы уравнений движения МКА в оскулирующих элементах [3]:

$$\begin{aligned}\frac{dp}{du} &= \frac{2 \cdot j}{\mu} \cdot r^3 \cdot a_s, \\ \frac{de}{du} &= \frac{r^2 \cdot j}{\mu} \cdot \left[\left(1 + \frac{r}{p}\right) \cdot a_s \cdot \cos \vartheta + a_r \cdot \sin \vartheta + e \cdot \frac{r}{p} \cdot a_s \right], \\ \frac{d\Omega}{du} &= -\frac{r^3 \cdot j}{\mu \cdot p} \cdot \frac{\sin u}{\sin i} \cdot a_w, \\ \frac{di}{du} &= -\frac{r^3 \cdot j}{\mu \cdot p} \cdot a_w \cdot \cos u, \\ \frac{d\omega}{du} &= \frac{r^2 \cdot j}{\mu \cdot e} \cdot \left[\left(1 + \frac{r}{p}\right) \cdot a_s \cdot \sin \vartheta - a_r \cdot \cos \vartheta + e \cdot \frac{r}{p} \cdot a_w \cdot \operatorname{ctg} i \cdot \sin u \right],\end{aligned}$$

где a_s – проекция вектора возмущающего ускорения на трансверсаль, a_r – проекция вектора возмущающего ускорения на радиальное направление, a_w – проекция вектора возмущающего ускорения на нормаль к плоскости орбиты, j – параметр, определяемый по формуле:

$$j = \left[1 + \frac{r^3}{\mu \cdot p} \cdot a_w \cdot \operatorname{ctg} i \cdot \sin u \right]^{-1}.$$

Т.к. для околокруговых орбит возникают проблемы с определением эксцентриситета и перицентра оскулирующей орбиты, то заменим оскулирующие элементы ω и e новой системой [4].

Введем две новые переменные:

$$\begin{aligned}\lambda_1 &= e \cdot \sin \omega, \\ \lambda_2 &= e \cdot \cos \omega.\end{aligned}$$

Составляющие ускорения от силы лобового сопротивления можно выразить следующим образом [4]:

$$\begin{aligned}a_s &= a_a \cdot \cos \alpha \cdot \cos \gamma, \\ a_r &= a_a \cdot \cos \alpha \cdot \sin \gamma, \\ a_w &= a_a \cdot \sin \alpha,\end{aligned}$$

где a_a – ускорение, создаваемое силой лобового сопротивления, α – угол между плоскостью орбиты и вектором силы лобового сопротивления, γ – угол между трансверсальным направлением и проекцией вектора тяги на мгновенную плоскость орбиты.

Угол γ , с учетом перехода от истинной аномалии ϑ к аргументу широты u может быть выражен следующим образом [4]:

$$\gamma = \operatorname{arctg} \frac{\lambda_2 \cdot \sin u - \lambda_1 \cdot \cos u}{q}.$$

Т.к. сила лобового сопротивления действует в плоскости орбиты, то $\alpha = 0$. Тогда составляющие ускорения от силы лобового сопротивления определяются следующими выражениями:

$$\begin{aligned}a_s &= a_a \cdot \cos \left(\operatorname{arctg} \frac{\lambda_2 \cdot \sin u - \lambda_1 \cdot \cos u}{q} \right), \\ a_r &= a_a \cdot \sin \left(\operatorname{arctg} \frac{\lambda_2 \cdot \sin u - \lambda_1 \cdot \cos u}{q} \right), \\ a_w &= 0.\end{aligned}$$

где $q = 1 + \lambda_1 \cdot \sin u + \lambda_2 \cdot \cos u$.

Система уравнений движения МКА примет следующий вид:

$$\begin{aligned}
\frac{dp}{du} &= \frac{2 \cdot p^3}{\mu \cdot q^3} \cdot a_a \cdot \cos\left(\operatorname{arctg} \frac{\lambda_2 \cdot \sin u - \lambda_1 \cdot \cos u}{q}\right), \\
\frac{d\Omega}{du} &= 0, \\
\frac{di}{du} &= 0, \\
\frac{d\lambda_1}{du} &= \frac{p^2}{\mu \cdot q^2} \cdot \left[\left(\frac{\lambda_1 + \sin u}{q} + \sin u \right) \cdot a_a \cdot \cos\left(\operatorname{arctg} \frac{\lambda_2 \cdot \sin u - \lambda_1 \cdot \cos u}{q}\right) - \right. \\
&\quad \left. - a_a \cdot \sin\left(\operatorname{arctg} \frac{\lambda_2 \cdot \sin u - \lambda_1 \cdot \cos u}{q}\right) \cdot \cos u \right], \\
\frac{d\lambda_2}{du} &= \frac{p^2}{\mu \cdot q^2} \cdot \left[\left(\frac{\lambda_2 + \cos u}{q} + \cos u \right) \cdot a_a \cdot \cos\left(\operatorname{arctg} \frac{\lambda_2 \cdot \sin u - \lambda_1 \cdot \cos u}{q}\right) + \right. \\
&\quad \left. + a_a \cdot \sin\left(\operatorname{arctg} \frac{\lambda_2 \cdot \sin u - \lambda_1 \cdot \cos u}{q}\right) \cdot \sin u \right], \\
\frac{dt}{du} &= \frac{p^{3/2}}{\sqrt{\mu \cdot q^2}}.
\end{aligned}$$

Ускорение, создаваемое силой лобового сопротивления определяется следующим выражением:

$$a_a = \beta \cdot \rho \cdot V^2,$$

где β – баллистический коэффициент, ρ – плотность атмосферы Земли, V – скорость космического аппарата.

Баллистический коэффициент β определяется следующим выражением:

$$\beta = \frac{1}{2} \cdot \frac{c_x \cdot F_a}{m},$$

где c_x – коэффициент силы лобового сопротивления, F_a – площадь мишени, m – масса МКА [3].

Скорость полета космического аппарата по эллиптической орбите описывается выражением [3]:

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot \sqrt{1 + e^2 + 2 \cdot e \cdot \cos \vartheta}.$$

Перейдя к параметрам, содержащимся в левой части системы дифференциальных уравнений, получим следующее выражение:

$$V = \sqrt{\frac{\mu}{p}} \cdot \sqrt{1 + \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + 2 \cdot (\lambda_1 \cdot \sin u + \lambda_2 \cdot \cos u)}.$$

Для проведения исследований была принята модель верхней атмосферы Земли, согласно которой плотность среды описывается следующим выражением [5]:

$$\rho = \alpha_0 \cdot \exp\left[\alpha_1 - \alpha_2 \cdot (h \cdot 10^{-3} - \alpha_3)^{1/2}\right],$$

где ρ – плотность атмосферы, кг/м³, α_0 , α_1 , α_2 , α_3 – коэффициенты модели, h – геометрическая высота над поверхностью земного эллипсоида, км.

Высота над поверхностью земного эллипсоида h может быть выражена следующей зависимостью:

$$h = \frac{p}{1 + e \cdot \cos \vartheta} - R_z,$$

Перейдя к параметрам, содержащимся в левой части системы дифференциальных уравнений, получим выражение для высоты h :

$$h = \frac{p}{q} - R_z,$$

Тогда выражение для плотности атмосферы будет иметь вид:

$$\rho = \alpha_0 \cdot \exp \left[\alpha_1 - \alpha_2 \cdot \left(\left(\frac{p}{q} - R_z \right) \cdot 10^{-3} - \alpha_3 \right)^{1/2} \right].$$

В качестве условия, при котором МКА прекращает свое существование, принималось достижение космическим аппаратом критической орбиты. Под критической понимают орбиту, на которой КА может сделать только один полный оборот вокруг Земли. В качестве элементов критической орбиты использовались результаты существующих исследований критической высоты полета $h_{кр}$ [6].

Значения баллистического коэффициента β варьировались в диапазоне от 0,0025 до 0,05, что соответствует значениям баллистических коэффициентов современных и перспективных МКА. Значения высоты $h_{кр}$ и баллистического коэффициента β , для которых осуществлялось моделирование, представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Значения критической высоты полета и баллистического коэффициента

$h_{кр}$, км	β
130	0,0025
137	0,005
145	0,011
155	0,02
165	0,04
172	0,05

Моделирование движения МКА осуществлялось в системе компьютерной математики *Mathcad*.

На рисунке 1 представлены зависимости времени существования МКА от высоты начальной рабочей орбиты h_0 для различных значений β .

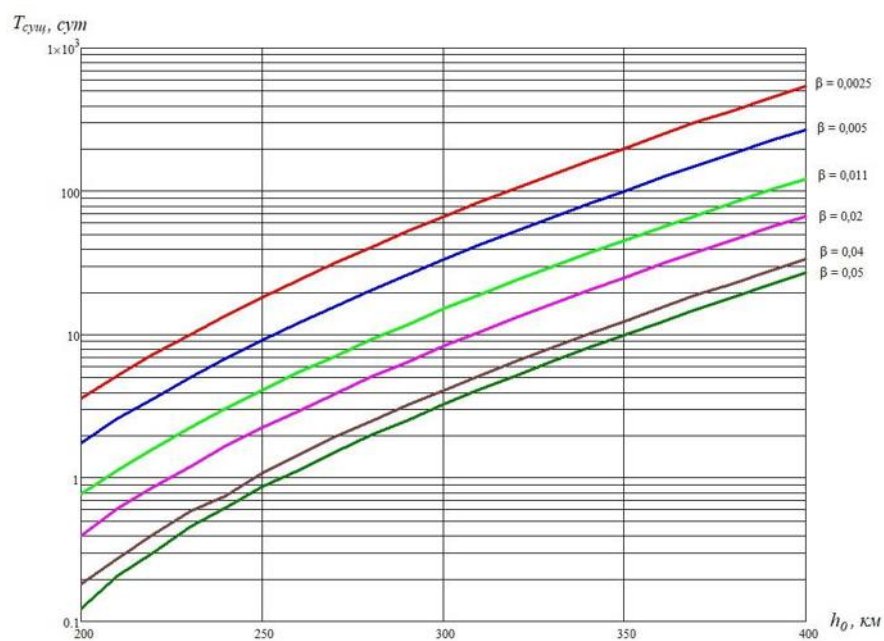


Рисунок 1 – Зависимости времени существования МКА $T_{\text{сущ}}$ от высоты начальной рабочей орбиты h_0 при различных значениях баллистического коэффициента β

На рисунке 2 представлены зависимости времени существования МКА от значений баллистического коэффициента β для различных высот начальной рабочей орбиты.

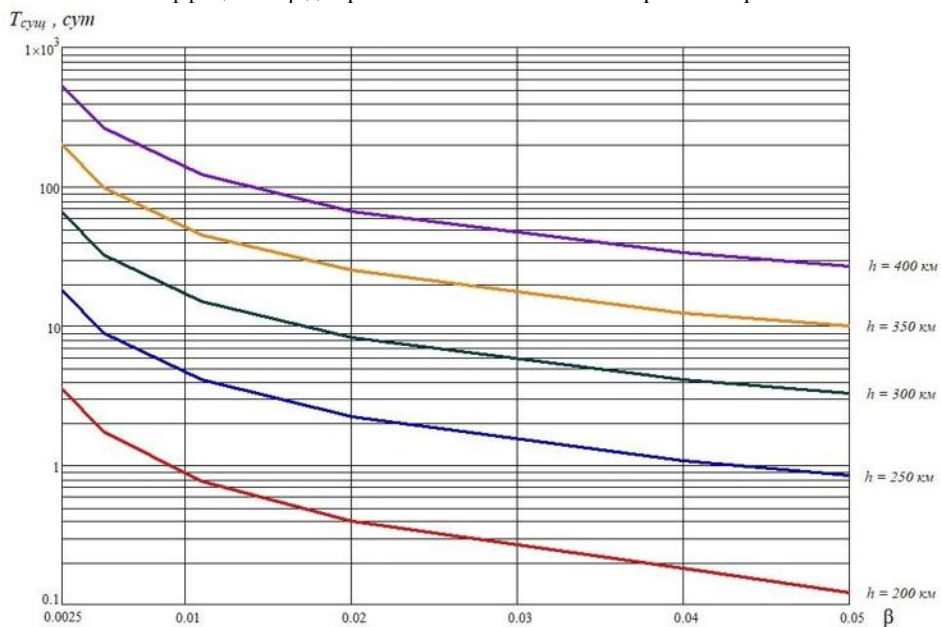


Рисунок 2 – Зависимости времени существования МКА $T_{\text{сущ}}$ от баллистического коэффициента β при различных значениях высоты начальной рабочей орбиты

В результате проведенных исследований получены следующие результаты:

1. Разработана математическая модель изменения параметров низкой околоземной орбиты в результате аэродинамического торможения МКА.
2. Проведено исследование времени существования МКА на орбитах высотой 200...400 км во всем диапазоне изменения баллистического коэффициента β . В процессе исследований установлено, что при использовании рабочих орбит высотой менее 350 км во всем диапазоне значений баллистического коэффициента β время активного существования МКА не превышает 200 суток. В связи с этим в составе МКА необходимо предусматривать наличие корректирующей двигательной установки.
3. В процессе проведения исследования установлено, что разработчики МКА основное внимание уделяют снижению их массы. В результате современные и перспективные МКА имеют на порядок более высокие значения баллистического коэффициента. Это приводит к значительному сокращению времени существования МКА. Поэтому при создании КСБР следует особое внимание уделить снижению баллистического коэффициента МКА.
4. В связи с установленной потребностью в корректирующих двигательных установках для МКА КСБР необходимо проведение дальнейших исследований, направленных на определение оптимальных типов двигательных установок, их проектных параметров и способов выполнения маневров коррекции.

Библиографический список

1. Земля из космоса, М.: ИТЦ "СКАНЭКС", вып. 4, 2010. – с. 7-17.
2. Новости космонавтики, М.: ЦНИИ машиностроения, 2018, № 2 – С. 37, № 10 – С. 52-54.
3. Механика космического полета: Учебник для вузов/ М.С. Константинов, Е.Ф. Каменков, Б.П. Перельгин, В.К. Безвербий; Под ред. В. П. Мишина. – М.: Машиностроение, 1989. – 408 с.
4. Методы оптимизации проектных параметров маршевых двигательных установок и способов маневрирования космических аппаратов / В.И. Ермолаев; Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2017. – 80 с.
5. ГОСТ 25645.101–83. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчетов искусственных спутников Земли.
6. Инженерный справочник по космической технике. Изд. 2-е, перераб. и доп. Под ред. А.В. Солодова. М., Воениздат, 1977. 430 с.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАДИОИЗОТОПНОГО ТЕРМОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ГЕНЕРАТОРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

О. В. Воротников, В. В. Ходосов

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

Радиоизотопный термоэлектрический генератор – это маломощный автономный источник электроэнергии, преобразующий тепловую энергию, выделяемую при естественном распаде радиоактивных изотопов, напрямую в электричество, не используя явления цепной ядерной реакции, как в атомных реакторах.

Использование такого источника энергии для космического аппарата со сроком службы порядка 10-20 лет и выполняющего миссии на большой удаленности от Солнца, обусловлено тем, что традиционные источники электроснабжения, такие как солнечные батареи, топливные элементы, химические источники энергии и другие, использовать невозможно, в связи с малой плотностью солнечного теплового потока и большой автономной длительностью работы КА. Также большим преимуществом для использования РИТЭГ являются простота его конструкции, компактность и высокая надежность, обусловленная отсутствием движущихся частей.

В связи с выше перечисленными факторами и достоинствами, РИТЭГ нашли широкое применение в межпланетных миссиях, осуществляемых НАСА и Европейским космическим агентством (ЕКА). Для их целей были разработаны несколько поколений генераторов. Например, некоторые установки серии «SNAP» использовались при полетах «Аполлонов», «MHW RTG» устанавливались на аппаратах «Вояджер-1» и «Вояджер-2», генератор последнего поколения – «MMRTG» нашел свое применение на марсоходе «Curiosity» [1].

В СССР РИТЕГ нашли широкое применение в энергообеспечении буев и метеорологических станций на Крайнем Севере. В таких установках отработанное тепло через холодильник сбрасывалось в окружающую среду посредством конвективного теплообмена с газовой или жидкой средой. Для

космических нужд разрабатывались в основном экспериментальные установки реакторного типа с использованием в конструкции контуров с теплоносителем.

Известно, что расчет термоэлектрических устройств сопровождается трудностями, связанными с зависимостью электрических и тепловых параметров. В настоящее время существуют литература описывающая математические модели термоэлектрических генераторов с жидким контуром, но практически отсутствуют модели «сухих» установок с вырабатываемой электрической мощностью порядка 100-300 Вт.

Целью данной работы является разработка математической модели и метода расчета ТЭГ на ее основе, которая позволяет оптимизировать массовые характеристики генератора для заданных выходных электрических характеристик и определить выходные параметры на конец срока активного существования. Исходными данными для расчета являются выходная электрическая мощность – 200 Вт, срок службы – 20 лет и номинальное напряжение – 14 В.

Любой ТЭГ состоит из трех основных частей – источник тепла, термоэлектрического преобразователя и холодильника. Тепло от капсулы с изотопом передается через теплопереходы на горячий спай термоэлементов, где часть тепловой энергии преобразуется в электрическую и совершает полезную работу на нагрузке. Отработанное тепло далее поступает в холодильник и сбрасывается посредством излучения в космическое пространство. На рисунке 1 представлена классическая модель ТЭГ – установка «GPHS-RTG», используемая на межпланетной станции «Кассини-Гюйгенс».

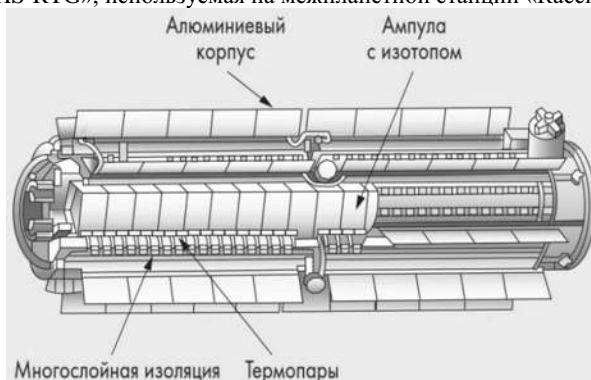


Рис. 1. РИТЭГ «GPHS-RTG»

Термоэлектрический преобразователь представляет из себя набор термоэлектрических батарей, соединенных между собой в последовательно-параллельную электрическую цепь. Основным элементом ТЭБ является термоэлемент, который состоит из двух термостолбиков, изготовленных из полупроводниковых материалов р- и n-проводимости. Термостолбики электрически с помощью коммутационных шин соединены между собой последовательно. Термостолбики представляют собой стержень длиной l и площадью поперечного сечения S . С боковых поверхностей ветви адиабатически теплоизолированы. Подвод и отвод тепла осуществляется с торцов (горячего и холодного спаев) термоэлемента (рис 2.).

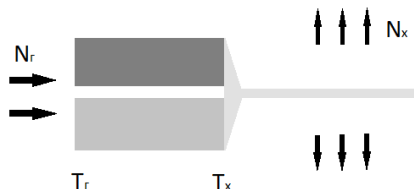


Рис. 2. Распределение тепловых потоков в термоэлементе

Прямое преобразование тепловой энергии в электрическую в термоэлементах основано на трех термоэлектрических эффектах: Зеебека, когда при различной температуре спаев термоэлемента возникает ЭДС, Пельтье, когда при прохождении тока на спае выделяется или поглощается тепло и Томсона, когда при прохождении тока в проводнике выделяется помимо тепла Джоуля тепло Томсона, пропорциональное градиенту температур и силе тока.

Качество полупроводниковых материалов, используемых в термопаре, оценивается комплексным параметром – коэффициентом добротности:

$$Z_0 = \frac{\alpha^2 \sigma}{\lambda} \quad (1)$$

где: Z_0 – коэффициент добротности материала; α – коэффициент термо-ЭДС; λ – коэффициент теплопроводности; σ – коэффициент электропроводности;

В действительности термоэлектрические характеристики полупроводников имеют сложную температурную зависимость, поэтому в первоначальных расчетах эти коэффициенты определяются по среднеинтегральным величинам α , λ , σ . Тогда, если к горячему спаю подводится тепловой поток N_2 при температуре T_2 , а от холодного спаю отводится тепловой поток N_1 при температуре T_1 , то под действием возникшего перепада температур на спае термоэлемента ΔT , согласно явлению Зеебека возникает термо-ЭДС. При постоянстве свойств материалов выделение теплоты Томсона в термоэлементе отсутствует, а теплоты Пельтье и Джоуля достаточно малы по сравнению с теплом передающимся посредством теплопроводности, поэтому в первом приближении ими можно пренебречь.

Как говорилось ранее основными геометрическими параметрами термостолбиков является высота и площадь поперечного сечения. Как правило материалы ветвей термоэлементов неодинаковы. Исходя из этого определяются наиболее выгодные соотношения размеров ветвей для получения максимального значения добротности всего термоэлемента. Но из технологических и конструктивных соображений высоты ветвей термоэлемента берутся одинаковыми. Что касается оптимального отношения поперечных сечения ветвей, то максимум добротности по этой величине очень пологий и поэтому при использовании материалов близких по своим термоэлектрическим свойствам часто бывает, что термостолбики для термоэлемента делают одинакового сечения. Добротность всего термоэлемента при допущениях принятых выше находится также по формуле (1), где термо-ЭДС определяется, как сумма термо-ЭДС обоих столбиков, а удельные электропроводность и теплопроводность, как среднеарифметическое этих же величин для каждой ветви [4].

В качестве материала ветвей для исследования был выбран легированный различными добавками теллурид свинца (PbTe) p- и n-проводимости. Добротность такого термоэлемента согласно формуле (1) составляет $Z_0 = 1,2 \times 10^{-3} \text{ K}^{-1}$.

Тогда приняв, что высота и площадь поперечного сечения ветвей одинаковые, максимальное значение КПД термоэлемента в зависимости от величины отношения сопротивления внешней нагрузки r внутреннему сопротивлению элемента определится через коэффициент добротности по формуле:

$$\eta_{ТЭ} = \frac{T_Г - T_Х}{T_Г} \frac{\sqrt{1 + 0,5 Z_0 (T_Г + T_Х)} - 1}{\sqrt{1 + 0,5 Z_0 (T_Г + T_Х)} + \frac{T_Х}{T_Г}} \quad (2)$$

где: $T_Г$, $T_Х$ – температуры на горячем и холодном спае соответственно;

Теперь запишем соотношение, которое связывает общее количество теплоты, подводимое к горячему спаю термоэлемента и разность температур на его концах:

$$N_Г = \frac{\lambda S}{L} (T_Г - T_Х) \quad (3)$$

где: S , L – площадь поперечного сечения и высота термоэлемента соответственно;

Электрическая мощность термоэлемента определяется как разность подведенного и отведенного тепла:

$$W = N_Г - N_Х$$

где: $N_Х$ – отводимый тепловой поток;

А отводимый и подводимый тепловые потоки связаны следующим соотношением:

$$N_Х = N_Г (1 - \eta_{ТЭ}) \quad (4)$$

Будем считать, что весь тепловой поток отводимый от холодного спаю термоэлемента излучается ребром в открытый космос. Запишем уравнение для расчета количества тепла, отводимого ребром [4]:

$$N_Х = 2kL_{РЕБ} \delta_0 \left(\frac{\sigma \epsilon}{5k\delta_0} \right)^{0,5} (T_Х^5 - T_e^5)^{0,5} \quad (5)$$

где: k – коэффициент теплопроводность ребра; $L_{РЕБ}$ – длина ребра; δ_0 – толщина ребра; σ – постоянная Больцмана; ϵ – степень черноты поверхности ребра; T_e – температура на конце ребра;

Температура на конце ребра определяется из следующего соотношения:

$$B(0,3;0,5) - B_u(0,3;0,5) = b \left(\frac{20\sigma\epsilon T_e^3}{k\delta_0} \right)^{0,5} \quad (6)$$

где: $B(0,3;0,5)$ – значение полной бета-функции; $B_u(0,3;0,5)$ – значение неполной бета-функции; $L_{\text{РЕБ}}$ – длина ребра; δ_0 – толщина ребра; $\sigma = 5,67 \cdot 10^8$ Вт/(м²·К⁴) – постоянная Стефана-Больцмана; ϵ – степень черноты поверхности ребра; T_e – температура на конце ребра;

Система уравнений (2)-(6) полностью описывает связь между геометрией термоэлемента и ребра с его электрическими параметрами. Из размеров термоэлементов и ребра можно определить их массу, а из величины подводимого теплового потока определяется необходимая масса изотопа:

$$M_{\text{ИЗ}} = \frac{N_{\Gamma}}{\text{УТМ}} \quad (7)$$

где: УТМ – удельное тепловыделение массы изотопа;

Соответственно суммарная масса, без учета остальных элементов конструкции, равна:

$$M = M_{\text{ИЗ}} + \rho LS + \rho_{\text{реб}} L_{\text{реб}} b \delta_0 \quad (8)$$

где: $\rho, \rho_{\text{реб}}$ – плотности материала термоэлементов и ребер соответственно;

Период полураспада изотопа должен превышать срок службы КА и иметь максимально возможное УТМ. Поэтому в качестве топлива был выбран оксид плутония с УТМ=600 Вт/кг и периодом полураспада 86.4 года.

Тогда с помощью программного пакета «Matlab» методом регулярного сканирования определим минимальную сумму масс термоэлементов, ребер и изотопа, используя систему (2)-(6) и варьируя геометрическими размерами: суммарной площадью поперечного сечения всех термоэлементов и их высотой, а также высотой и толщиной ребра [6]. Зададимся, что одна из сторон термоэлемента равна 2 см. Суммарная длина термоэлементов по другой стороне определяется однозначно из площади. Суммарную длину ребер зададим равной ей. Температуру на горячем спае зададим, как максимально возможную рабочую температуру полупроводникового материала равную 900 К. Материалом ребер выбран АМг6, а степень черноты поверхности равна 0,88. Задавшись условием, что вырабатываемая электрическая мощность должна быть не менее 200 Вт, произведем оптимизацию.

В результате получаем следующие данные:

Суммарная масса – 13,7 кг, где 6 кг – масса изотопа (выделяемый тепловой поток – 3641 Вт);

Суммарная площадь термоэлементов – 0,06 м², высота столбиков – 7,5 мм;

Размеры ребер: высота – 13,5 см, толщина – 3,5 мм, суммарная длина 3 м.

Для того, чтобы подтвердить правильность результатов оптимизации приведены графики (рис. 3-4) изменения массы и мощности, отложенных по оси Y, от безразмерных значений варьируемых параметров, отложенных по оси X, где Δ – это отношение текущего значения к оптимальному при отклонении в «+» или «-».

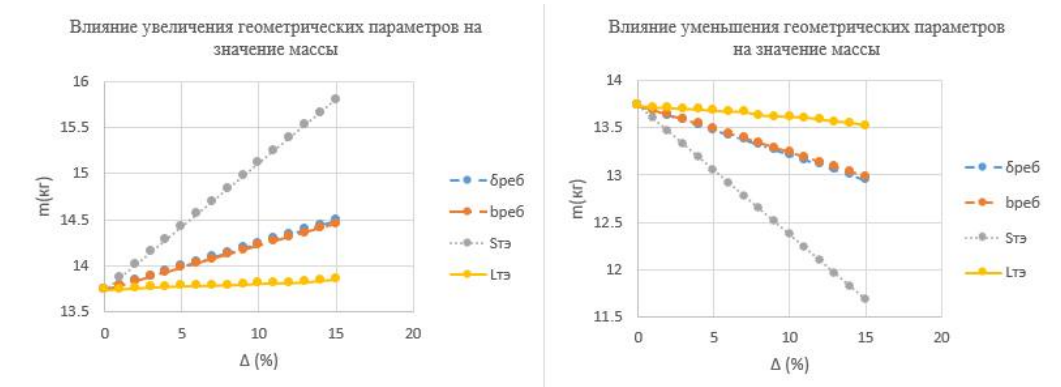


Рис. 3 – Влияние изменения геометрических размеров на значение массы

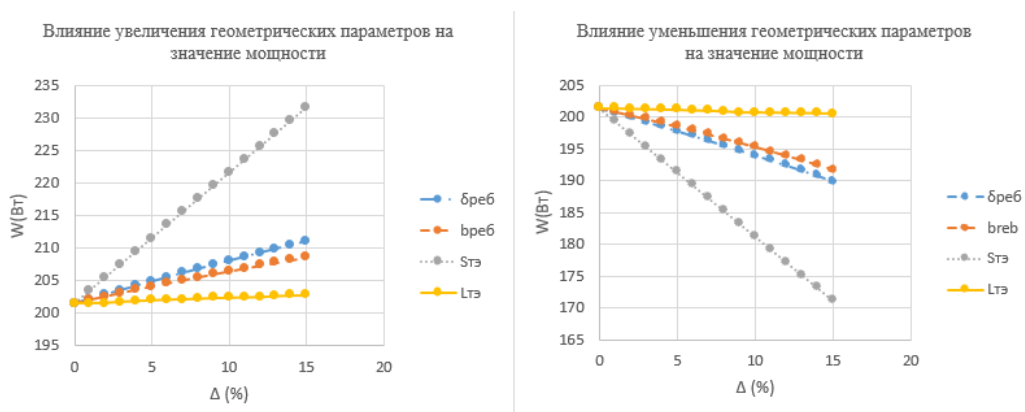


Рис. 4 – Влияние изменения геометрических размеров на значение мощности

Из графиков видно, что изменение какой-либо величины варьируемого параметра влечет за собой изменение массы или мощности в ту же сторону. Это говорит о том, что найденные значения действительно являются оптимальными. Также из графиков можно судить о влиянии изменения того или иного параметра на значение массы и мощности.

Количество термоэлементов, которое будет обеспечивать требуемое бортовое напряжение будет определяться по следующей формуле [7]:

$$N = \frac{U}{2\alpha(T_{\Gamma} - T_{\chi})} \frac{\sqrt{1 - 0,5Z_0(T_{\Gamma} + T_{\chi})} + 1}{\sqrt{1 - 0,5Z_0(T_{\Gamma} + T_{\chi})}} \quad (7)$$

где: U – бортовое напряжение;

Исходя из того, что требуемое напряжение составляет 14 В, а величина термо-ЭДС составляет 233 В/К, получаем что необходимо соединить 194 элемента площадью 3,1 см² каждый.

При известных геометрических размерах термоэлементов и ребер с помощью системы уравнений (2)-(6) также можно определить выходные электрические параметры генератора на конец срока активного существования. В этом случае подводимый тепловой поток будет вычисляться по формуле:

$$N_{\Gamma}^K = N_{\Gamma} e^{-\lambda_{\text{расп}} T} \quad (8)$$

где: $\lambda_{\text{расп}}$ – постоянная полураспада изотопа;

T – время активного существования;

В результате было получено, что к окончанию срока активного существования вырабатываемая электрическая мощность составит 151 Вт.

Библиографический список

1. <https://rps.nasa.gov/> (дата обращения: 10.03.2019).
2. Ходосов В.В., Энергетические установки космических аппаратов: учебное пособие; БГТУ "ВОЕНМЕХ". - СПб., 2017. - 54 с. - ISBN 978-5-906920-27-0.
3. А. Г. Козлов, В. В. Ходосов; Системы электропитания космических аппаратов, БГТУ "ВОЕНМЕХ", СПб, 2011. - 105 с., ISBN 978-5-85546-599-0.
4. Охотин А. С., Ефремов А.А. и др., Термоэлектрические генераторы, М.: Атомиздат, 1971.
5. Керн Д., Краус А., Развитые поверхности теплообмена. Пера. с англ. М.: Энергия, 1977.
6. Ходосов, В.В., Математическое моделирование с использованием Matlab; БГТУ "ВОЕНМЕХ" им. Д. Ф. Устинова, 2018. - 36 с.
7. Марченко О.В., Кашин А.П. и др., Методы расчета термоэлектрических генераторов, Новосибирск: Наука, 1995.

УДК 620.17

**МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДЛЯ ОПИСАНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ
ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

Ефремов Н.Ю., Орешина О.А

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

В настоящее время полимерные композиционные материалы относятся к группе материалов, отвечающих жестким требованиям, таким как обеспечение максимальной прочности, жесткости, надежности при работе в агрессивных средах, при высоких температурах, в тяжелых условиях нагружения. Применение их в узлах трения техники позволяет решать проблему повышения работоспособности и ресурса деталей.

Полимерными композиционными материалами (ПКМ) или пластиками, называют системы, состоящие из полимерной матрицы (связующего) и упрочняющего наполнителя в виде волокон или порошкообразных веществ.

В настоящее время под термином «композитный материал» (или «композит») обычно понимают структурно - неоднородные системы, полученные в результате смешения нескольких разнородных компонентов и обладающие свойствами, отсутствующими у исходных материалов. Среди показателей качества ПКМ к числу наиболее важных следует отнести физико-механические характеристики [1], к которым относится и предел прочности при растяжении.

Цель данной работы – провести анализ существующих математических моделей теории прочности композитных материалов, сделать вывод о дальнейшей применимости конкретной модели.

В настоящее время базовыми являются математические модели пяти известных теорий прочности [2].

Математическая модель первой теории прочности - теории наибольших нормальных напряжений

Теория наибольших нормальных напряжений – основана на гипотезе о том, что опасное состояние материала наступает тогда, когда наибольшее из нормальных напряжений достигнет предельной величины.

Предельное значение наибольшего нормального напряжения устанавливается из опыта на осевое растяжение или сжатие.

Приведенные напряжения при объемном напряженном состоянии:

$$\sigma_{\text{пр}}^I \leq \sigma_1 \quad (1)$$

где σ_1 – наибольшее из трех главных напряжений, $\sigma_{\text{пр}}^I$ – величина максимально возможных напряжений, исходя из расчетного сопротивления материала. В общем случае $\sigma_{\text{пр}}^I = R$, где R – расчетное сопротивление материала при одноосном растяжении или сжатии.

Сформулировать эту теорию можно следующим образом: напряженное состояние в точке остается безопасным, пока наибольшее из главных напряжений в этой точке не достигнет некоторой определенной для данного материала допустимой величины, определяемой из опыта на осевое растяжение.

Первая теория прочности подтверждается опытами только при растяжении хрупких материалов и лишь в тех случаях, когда все три главные напряжения не однозначны и различны по величине.

1) Математическая модель второй теории прочности – теории наибольших относительных удлинений

Вторая теория прочности – теория наибольших относительных удлинений исходит из гипотезы о том, что разрушение связано с величиной наибольших относительных удлинений. Следовательно, опасное состояние материала наступает тогда, когда наибольшая по модулю относительная линейная деформация достигает значения, соответствующего опасному состоянию при простом растяжении или сжатии.

В этом случае приведенные напряжения при объемном напряженном состоянии:

$$\sigma_{\text{пр}}^{II} = \sigma_1 - m(\sigma_2 + \sigma_3), \quad (2)$$

где m - коэффициент Пуассона, σ_1, σ_2 и σ_3 – главные напряжения, причем $\sigma_1 \geq \sigma_2 \geq \sigma_3$.

Вторая теория, как и первая, недостаточно подтверждается опытами, что объясняется неучетом особенностей строения реальных тел. Первая и вторая теории прочности отображают хрупкое разрушение путем отрыва (в первой это связывается с σ_{MAX} , второй – с ϵ_{MAX}).

2) Математическая модель третьей теории прочности – теории наибольших касательных напряжений

Третья теория прочности – теория наибольших касательных напряжений. В основу теории положена гипотеза о том, что напряженные состояния – сложное и линейное – эквиваленты в смысле прочности, если наибольшие касательные напряжения одинаковы. Приведенные напряжения при объемном напряженном состоянии:

$$\sigma_{\text{пр}}^{\text{III}} = \sigma_1 - \sigma_3 \quad (3)$$

Третья теория прочности отображает наступление текучести в материале, а также разрушение путем сдвига. Она хорошо подтверждается опытами с пластическими материалами, одинаково сопротивляющимися растяжению и сжатию при условии, что главные напряжения имеют разные знаки.

3) Математическая модель четвертой теории прочности – энергетической

Энергетическая теория прочности (теория наибольшей удельной потенциальной энергии формоизменения) исходит из предпосылки о том, что количество потенциальной энергии формоизменения, накопленной к моменту наступления опасного состояния (текучести материала), одинаково как при сложном напряженном состоянии, так и при простом растяжении. На рисунке 1 изображены приведенные напряжения при объемном напряженном состоянии:

$$\sigma_{\text{пр}}^{\text{IV}} = \frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2} \quad (4)$$

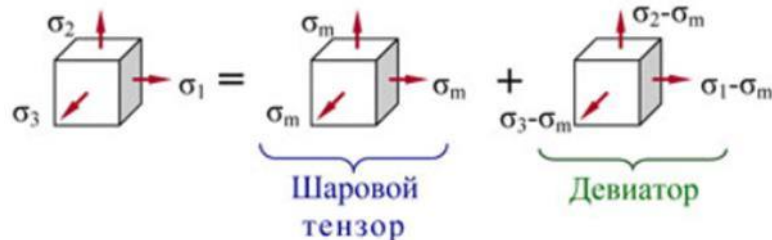


Рисунок 1 – Приведенные напряжения при объемном напряженном состоянии

Четвертая теория прочности отображает наступление текучести. Она хорошо подтверждается опытами с пластическими материалами, имеющими одинаковый предел текучести при растяжении и сжатии.

4) Математическая модель пятой теории прочности – теории прочности Мора

Теория прочности Мора подходит как для проверки прочности хрупких материалов, так и для проверки на прочность пластичных материалов.

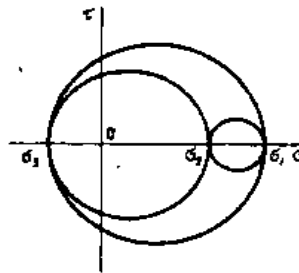


Рисунок 2 – Круги Мора для объемного напряженного состояния в точке

$$\sigma_{\text{пр}} = \sigma_1 - \frac{\sigma_p}{\sigma_c} \sigma_3 \quad (5)$$

Данную теорию легко интерпретировать с помощью напряжений, как показано на рисунке 2. Модель Мора дает результаты, хорошо согласующиеся с экспериментальными данными в тех случаях, когда круги напряженного состояния в точке тела располагаются между кругами, соответствующими одноосному растяжению и сжатию, т.е. при $\sigma_1 > 0$, $\sigma_3 < 0$. Отличительной чертой теории Мора от рассмотренных ранее является то, что она полностью базируется на экспериментальных данных и по мере их накопления может уточняться.

Однако широкое практическое использование дисперсно-армированных композитов, в особенности, растущий интерес к полимерам нанокомпозитам, актуализирует совершенствование

известных и разработку новых методов расчета и прогнозирования деформационно-прочностных характеристик материалов данного класса [3].

Помимо рассмотренных выше моделей для рассматриваемых материалов применимы и другие подходы к оценке их прочности. К их числу относится трактовка Лейднера-Вудхэмса [4], которая является одной из наиболее тщательно разработанных подобных моделей. Указанная модель аппроксимирует частицы наполнителя как цилиндры, что полностью согласуется с представлением нанокластеров. Рассматривается два основных случая. В первом из них предполагается, что напряжения между частицей наполнителя и полимерной матрицей происходит в результате сочетания трения между указанными компонентами композита и остаточных напряжений сжатия на их межфазной границе. В случае хорошо связанных частиц нанонаполнителя приложенное к композиту напряжение переносится механизмом сдвига. Поэтому максимальное напряжение на частице зависит от прочности матрицы на сдвиг и от прочности связи частица – матрица. Предельная прочность композита при растяжении берется просто как сумма максимальных нагрузок, которые несут матрица и наполнитель, и дается следующими уравнениями:

$$\sigma_p^k = (\sigma_a + 0,83\tau_m) + \sigma_a K_H (1 - \varphi_n) \quad (6)$$

для хорошей межфазной адгезии и

$$\sigma_p^k = 0,83\sigma_{терм} f \varphi_n + k_p \sigma_M (1 - \varphi_n) \quad (7)$$

для случая отсутствия межфазной адгезии [4].

В уравнениях (6) и (7) приняты следующие обозначения:

σ_p^k , σ_a , σ_M – прочность композита, межфазной связи и полимерной матрицы, соответственно;

τ_m – прочность матрицы на сдвиг;

k_p – параметр, зависящий от размера частиц;

$\sigma_{терм}$ – термическое напряжение на межфазной границе;

f – коэффициент трения между частицей и полимерной матрицей.

Среди рассмотренных базовых математических моделей прочности материалов в целях дальнейшего расчета и прогнозирования деформационно – прочностных характеристик материалов наиболее приемлемой является трактовка Лейднера-Вудхэмса.

Библиографический список

1. Ефремов Н.Ю. Комплексное исследование свойств, определяющих качество новых композиционных функциональных материалов на основе силикона /Н. Ю. Ефремов // Молодежь, техника, космос. Труды VI ОМНТК. – СПб, БГТУ, 2014 – 261 с. - с. 112–113.
2. Васильев А.С. Математическое моделирование и численное исследование композитных материалов в области предельной прочности: дис. на соискание ученой степени кандидата технических наук : 05.13.18 / Васильев Алексей Сергеевич; [Место защиты: Комсомольск-на-Амуре гос. техн. ун-т], 2016. – 165 с.
3. Хохлов В.А., Цукублина К.Н., Куприянов Н.А., Логвинова Н.А Соппротивление материалов, Томск, 2011. – С.228
4. Башоров М.Т., Козлов Г.В., Микитаев А.К. Полимеры как естественные наноккомпозиты: применение модели Лейднера-Вудхэмса, Электронный журнал «Исследовано в России», 2009. – С.111-123

УДК 620.179.118

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ РЕЖИМОВ ТРАССИРОВКИ НА МЕТРОЛОГИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛОМЕТРА НОММЕЛ-ЕТАМІС W10

Н.Ю. Ефремов, Е.Е. Дегтярева, Ю.А. Локачева

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

За последние годы в мире накоплен огромный опыт в использовании связи качества поверхности с функциональным назначением деталей. Посредством оптимального нормирования параметров шероховатости и их технологического обеспечения достигнуто значительное улучшение качества машин и механизмов. Начиная с 1893 года (применение лекала для контроля шероховатости поверхности деталей) и до сегодняшнего дня, качество поверхности является одним из главных показателей на производстве. Качество поверхности является совокупным понятием и определяется двумя группами характеристик: физико-химическими и геометрическими. К последней группе

относится шероховатость. Шероховатость поверхности является одним из главных геометрических параметров качества поверхности деталей и оказывает воздействие на эксплуатационные характеристики деталей, узлов и изделий машиностроения и приборостроения, также на качество соединений [1].

Из предложенных для оценки шероховатости поверхности устройств и приборов, наиболее распространены работающие по профильному методу, с помощью которого производится сечение поверхности. В данной работе был рассмотрен один из типов профильного метода – щуповой прибор, а именно профилометр JENOPTIK HOMMEL-ETAMIC W10. Это универсальный прибор для проведения контроля чистоты поверхности, предназначенный для измерения параметров шероховатости поверхностей деталей, сечение которых в плоскости измерения представляет прямую линию (образующие цилиндрических поверхностей; отверстия; плоские поверхности, криволинейные поверхности в пределах хода щупа). Действие прибора основано на принципе ощупывания неровностей исследуемой поверхности алмазной иглой щупа и преобразования, возникающих при этом механических колебаний щупа в изменения напряжения, пропорциональные этим колебаниям, которые усиливаются и преобразуются электронным блоком. Рассматриваемый измеритель шероховатости состоит из двух основных элементов: устройства линейной подачи, в котором закреплен щуп, и блока оценки измерений, отвечающего за управление процессом измерения, отображение и обработку полученных результатов.

Цель исследования – оценка влияния основных параметров трассировки на точность измерения шероховатости поверхности. Для успешного ее достижения необходимо последовательно решить следующие задачи:

- выделение основных влияющих на точность измерения параметров трассировки;
- отработка методики измерений шероховатости,
- выбор стандартных образцов для проведения исследований,
- проведение исследований и анализ полученных результатов.

На разброс значений шероховатости, измеряемых профилометром любого типа, влияют не только случайные факторы, но и конкретные режимы (условия) трассировки. Для рассматриваемого прибора к наиболее значимым режимам относятся следующие:

- l_t – дистанция перемещения щупа (длина трассировки), мм;
- l_c – предельная длина волны (базовая длина), мм;
- l_c/l_s – отношение предельной длины волны к коротковолновому фильтру профиля с фильтром l_s (λ_s) согласно DIN EN ISO 3274.
- v_t – скорость ощупывания, мм/с.

Для обеспечения максимальной точности измерений шероховатости конкретные значения каждого из перечисленных выше параметров должны быть согласованы не только друг с другом, но и с уровнем и шагом микронеровностей профиля. Взаимосвязь параметров l_t и l_c на примере отдельной линии профиля поверхности проиллюстрирована на рисунке 1.

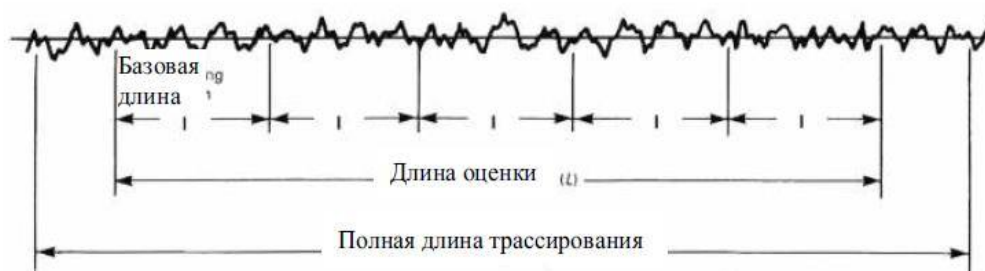


Рисунок 17 – Соотношение базовой длины (l_c) и длины трассировки (l_t)

На следующем этапе произведена разработка методики измерений шероховатости поверхности рассматриваемым прибором. Были учтены положения стандартов, которые устанавливают требования, относящиеся к методике измерений (ГОСТ Р 8.563-2009 и ГОСТ 8.010-2013 [2, 3]), и также рекомендации руководства по эксплуатации профилометра. Разработанная методика распространяется на методы выполнения измерений параметров шероховатости R_a , R_z , R_{max} , R_{sm} , а также исследования других параметров профиля по снятым профилограммам поверхности. Отличительной особенностью

разработанного описания последовательности проведения измерений шероховатости прибором W10 является учет специфических операций, характерных для средств измерений подобного типа:

- Выбор программы измерения и проверка настроек.
- Позиционирование устройства линейной подачи на детали.
- Выравнивание и юстировка.
- Оценка допусков в списке параметров.
- Измерение ступеней масштабирования для графика профиля.
- Отображение статических результатов.

Для тестовых измерений с целью верификации разработанной методики использовался геометрический образец (эталон) шероховатости RNDH 3. На рисунке 2 представлен печатный протокол измерения шероховатости эталона RNDH 3. Все параметры находятся в пределах заданных границ допуска. Таким образом, вышеуказанная методика является приемлемой для измерений шероховатости поверхности различных деталей.

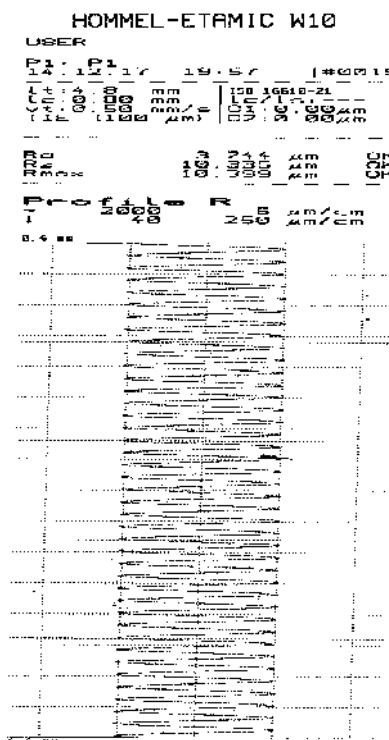


Рисунок 18 – Протокол измерения эталона шероховатости RNDH 3

Для проведения основных исследований были выбраны 3 стандартных образца шероховатости классов 4 (строгание), 9 (шлифование плоское) и 13 (доводка), характеристики которых представлены в таблице.

Таблица 1 – Уровни параметров шероховатости стандартных образцов

Образец	R _a , мкм	R _z , мкм	R _{max} , мкм	RS _m , мм
13	0,0075 - 0,0125	0,08 - 0,12	0,08 - 0,12	0,005 – 0,007
9	0,23 – 0,26	1,6 - 2	2 – 2,5	0,04 – 0,06
4	7,7 - 8	31 - 35	31-36	0,36 – 0,4

По результатам анализа был взят за основу план проведения эксперимента, состоящий из трех этапов:

- изучение влияния длины отсечки при «оптимальном» соотношении шага отсечки с длиной трассировки;
- оценка влияния длины трассировки при рекомендуемой базовой длине;
- оценка влияния скорости трассировки и отношения длин волн l_c/l_s при оптимальном сочетании отсечки и длины трассировки.

На первом этапе в настройках профилометра устанавливались длина трассирования и соответствующая (оптимальная) для этого значения длина волны, при которых проводились измерения каждого из образца. После завершения каждого измерения производилось сохранение результатов и распечатка протоколов полученных измерений. Поскольку длина отсечки влияет на фильтрацию сигнала, вид профилограмм (рисунок 3) для образца класса 4 с максимальным уровнем микронеровностей наиболее существенно отличается при различных значениях длины отсечки (от минимума в 0,25 мм для верхней профилограммы до максимума в 2,5 мм для нижней).

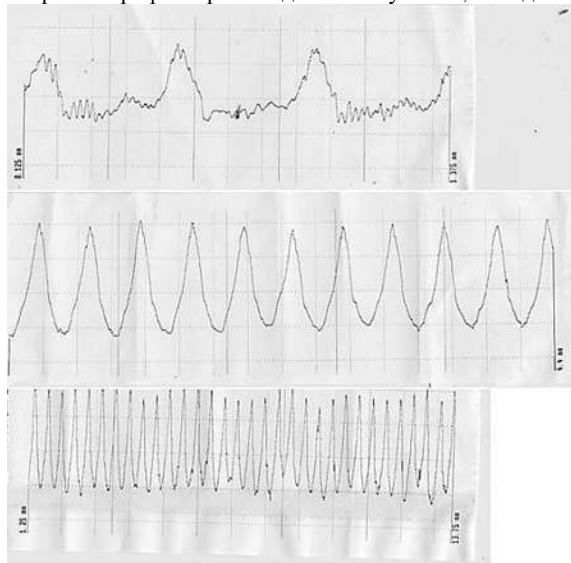
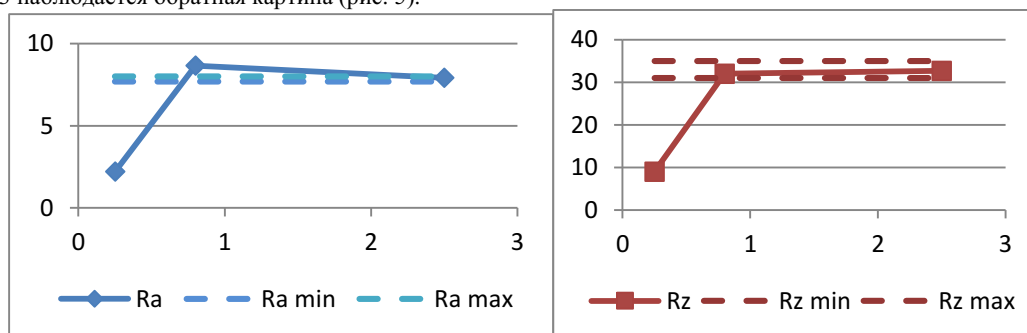
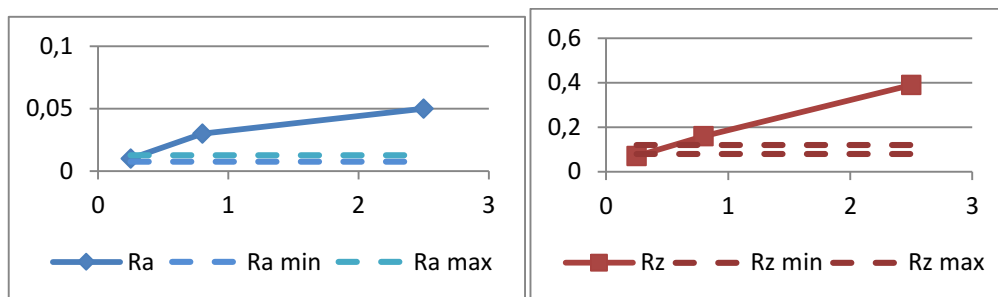


Рисунок 19 - Профилограммы измерений образца 4

Характер влияния длины отсечки на точность оценки параметров шероховатости определяется соотношением значения рассматриваемого фактора с уровнем микронеровностей. Так, для образца с наиболее грубой поверхностью (рис. 4) основные высотные параметры могут быть адекватно оценены только при значениях длины отсечки, близких к максимальным, а для наиболее гладкого образца класса 13 наблюдается обратная картина (рис. 5).



а) б)
Рисунок 20 - График изменения Ra (а) и Rz (б) для образца класса 4



а) б)

Рисунок 21 - График изменения Ra (а) и Rz (б) для образца класса 13

Измерения второго этапа были направлены на то, чтобы выявить влияние отклонения отношения базовой длины l_c и длины трассировки l_t на точность измерений шероховатости. В настройках профилометра для каждого образца устанавливалась рекомендуемая с учетом параметров микрорельефа длина волны и варьировались значения длины трассирования. Результаты проведенного эксперимента обобщены в таблице 2. Как видно из полученных оценок основных параметров шероховатости, в большинстве случаев влияние рассматриваемого фактора не столь существенно, как для предыдущего этапа. При увеличении длины трассировки наблюдается завышение оценок всех рассмотренных параметров.

Таблица 2 – Результаты второго этапа исследования

Образец	Длина волны l_c , мм	Длина трассирования l_t , мм	R_a , мкм	R_z , мкм	R_{max} , мкм	RS_m , мкм
13	0.25	1.5	0,01	0,10	0,24	0,01
		4.8	0,01	0,09	0,09	0,02
		15	0,02	0,17	0,19	0,05
		17.5	0,02	0,19	0,28	0,07
9	0.80	4.8	0,20	1,47	1,83	0,05
		15	0,19	1,70	2,01	0,09
		17.5	0,32	2,31	3,31	0,02
4	2.5	4.8	7,73	29,19	30,82	0,37
		15	7,98	34,43	38,22	0,40
		17.5	8,27	34,42	37,67	0,38

В третьей серии эксперимента определено влияние увеличения скорости и выбор фильтра на точность оценки результатов. В настройках профилометра устанавливалось оптимальное соотношение длины трассирования и длины волны, и увеличивалась скорость ошупывания от 0,15 до 1 мм/с. На рисунке 6 представлены профилограммы для образца класса 9 (верхний профиль – минимальная скорость, нижний – максимальная). По результатам обработки измерений установлено, что влияние скорости и фильтров на точность оценки шероховатости поверхности при условии согласования других режимов трассировки имеет несущественный характер.

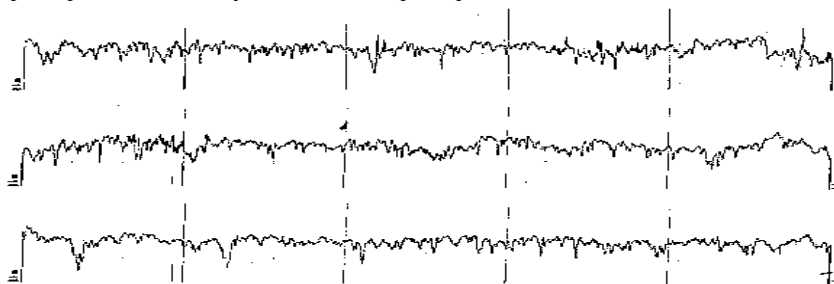


Рисунок 22 - Профилограммы измерений образца 9

Отталкиваясь от результатов проведения исследований были сформулированы рекомендации, которые могут быть применены при подобных измерениях образцов с неизвестным уровнем шероховатости профилометром W10. Длины трассировки и отсечки (волны) следует выбирать с учетом уровня параметра шероховатости Ra. Это может быть определено путем визуального сравнения поверхности объекта с поверхностью образцовой меры шероховатости или другим способом. Базовым значением скорости трассировки установлено значение 0,5 мм/с.

Полученные результаты имеют важное методическое и практическое значение. Разработанная методика и рекомендации могут быть использованы при проведении исследований, связанных с изучением или оценкой параметров шероховатости поверхностей различных деталей.

Библиографический список

1. Дунин-Барковский И.В. Измерения и анализ шероховатости, волнистости и некруглости поверхности - М.: Машиностроение, 1978. - 231 с.
2. ГОСТ Р 8.563-2009 Государственная система обеспечения единства измерений (ГСИ). Методики (методы) измерений. – М., Стандартинформ, 2011. – 15 с.
3. ГОСТ 8.010-2013 Государственная система обеспечения единства измерений (ГСИ). Методики выполнения измерений. Основные положения. – М., Стандартинформ, 2014. – 12 с.

УДК 629.7 + 534.8

К ВОПРОСУ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА УЛЬТРАЗВУКОВОЙ ОЧИСТКИ

С.А. Замасковцев

Научный руководитель – А.Ю. Шандер

Омский государственный технический университет

В настоящее время одной из задач освоения космоса является обеспечение 100% вывода космических аппаратов и спутников на орбиту земли и в космическое пространство. Чтобы этого добиться, необходимо учесть все внутренние и внешние факторы, воздействующие на качество полета.

Одним из наиболее важных факторов является степень очистки внутренних поверхностей топливных баков и магистралей летательных аппаратов. Наличие «мусора» в них может повлиять на полёт: загрязняющие элементы могут забивать фильтры пневмо-гидросистемы, менять химический состав топлива, а это, в свою очередь, может привести к непрогнозируемому сгоранию топлива, что приведёт к отклонению от траектории полёта и т.д.

По связи с очищаемой поверхностью загрязнения можно разделить на три основные группы: адгезионно-связанные, поверхностно адсорбционно-связанные, прочно (глубинно) связанные, они отличаются между собой трудностью удаления и физико-химическими и механическими свойствами.

Качество очистки прецизионных изделий определяется не только тщательностью удаления загрязнений, но и сохранностью слоёв обработанных поверхностей (отсутствие микротрещин) в процессе очистки.

Для удаления загрязнений в баках применяют множество методов очистки. Наиболее часто используемые:

1. Механическая очистка (при помощи различных щеток, скребков и т.д.).
2. Промывка с использованием рабочей жидкости (возможно, с добавлением поверхностно-активных веществ).
3. Ультразвуковая очистка.

Среди этих методов наиболее перспективна ультразвуковая очистка (УЗ-очистка), так как она позволяет добиться лучшего качества очистки. Более подробно преимущества УЗ-очистки были описаны в статьях [1, 2].

С задачей обеспечения качества очистки ультразвуковым методом прекрасно справляется, и здесь нет ему равных, однако вопрос сохранности очищаемой поверхности вызывает определенные затруднения.

Опасность кавитационного повреждения поверхностей, а в ряде случаев и всего изделия, может возникнуть, если вовремя не предпринять необходимых мер защиты. Предварительное математическое моделирование поможет предсказать результаты УЗ-воздействия на очищаемую поверхность

Нелинейные процессы в ультразвуковых пучках представляют собой сложные пространственно-временные явления. [3]

В большинстве практически важных случаев решение модельных уравнений не может быть получено аналитическими методами. Единственной возможностью изучения и применения нелинейных волновых процессов является математическое моделирование.

В данной статье будет рассмотрена физико-математическая модель коагуляции микронных и субмикронных аэрозолей [4]. Данная математическая модель показывает основные процессы, происходящие при УЗ-очистке: испарения части жидкости, вероятность столкновения частиц жидкости между собой, и т.д.. А также будут описаны основные расчёты, проводимые при ультразвуковой очистке, которые позволят в будущем создать новую математическую модель.

За основу принято интегральное уравнение Смолуховского (Балансовое уравнение):

$$\frac{\partial f(D,t)}{\partial t} = I_1 + I_2 + I_3,$$

где I_1 показывает потерю частиц с диаметром D за единицу времени в единице объема за счет столкновения капли диаметра D с любой каплей диаметра D_1 :

$$I_1 = -1 \int_0^{D_{кр}(t)} K(D, D_1) f(D_1, t) dD_1$$

где $K(D, D_1)$ – вероятность столкновения частиц, $D_{кр} = \sqrt{9\eta H / 2g\rho_p t}$, H – верхняя граница облака, g – ускорение свободного падения, ρ_p – плотность частицы.

Частицы, масса которых превышает критическое значение $D_{кр}(t)$, будут выпадать в осадок и не будут участвовать в коагуляции; спектр частиц на каждый момент времени t будет обрезан справа за счет седиментации (оседания частиц дисперсной фазы в жидкости или газе под действием гравитационного поля или центробежных сил) крупных частиц, причем постепенно эта граница будет смещаться в сторону все более мелких частиц. I_2 – возникновение частиц диаметром D в результате столкновения капель с диаметрами D_1 и $D > D_1$:

$$I_2 = \frac{1}{2} \int_0^D K(D - D_1, D_1) f(D_1, t) f(D - D_1, t) dD_1$$

I_3 – уменьшение массы частиц при их испарения:

$$I_3 = \frac{\partial}{\partial m} \left(\frac{dm}{dt} f(D) \right) = \frac{\partial}{\partial m} \left[\frac{2\pi D_f M (p_{drop} - p_p) f(D)}{RT} \right],$$

где m – масса капли, D_f – коэффициент диффузии, M – молекулярная масса жидкой капли, R – универсальная газовая постоянная, T – абсолютная температура, p_{drop} и p_p – парциальное давление над каплей и плоской поверхностью (число Вебера $We < 17$).

Экспериментально доказано, что УЗ-воздействие (акустическое) ускоряет процесс коагуляции и осаждение аэрозольных частиц [4].

В работе [5] вероятность столкновений частиц рассчитывается при помощи следующей зависимости:

$$K(D, D_1) = \frac{k_b n_0}{\nu} (D^3 + D_1^3),$$

где k_b – коэффициент пропорциональности, n_0 – концентрация частиц, ν – кинематический коэффициент вязкости среды.

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

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

Размер пузырька:

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

где R_p – резонансный размер пузырьков; $P_{ст}$ – гидростатическое давление; σ – коэффициент поверхностного натяжения; ρ – плотность жидкой среды. [6]

Зависимость скорости распространения УЗ-волны от:

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

где T – разность между экспериментальной и начальной температурой; U_0 – скорость жидкости при первоначальной температуре; T_{coeff} – абсолютный температурный коэффициент. [7, С. 233-235]

Рассмотрим формулы для расчёта очистки трубопроводов методом УЗ-очистки [8].

При УЗ-очистке наблюдается кавитационный механизм воздействия на загрязнения в виде ударных волн и мгновенно поднимающихся температур от схлопывания кавитационных пузырьков, что приводит к раскалыванию частиц загрязнения, проникновению жидкости в трещины и поры (эффект Ребиндера) и к отслоению фрагментов загрязнения.

В отдаленных от преобразователя зонах, несмотря на внешнюю интенсивность ультразвука, кавитация малоинтенсивна, энергия пузырьков и их количество резко падают по мере удаления от эпицентра воздействия.

При контакте непосредственно с поверхностью изделия поверхностные загрязнения испытывают высокочастотные УЗ-воздействия, что способствует возникновению внутренних напряжений и усталостных трещин в материале и слоях загрязнений.

В результате происходит уменьшение адгезивно-когезионной прочности загрязнения и разрушение фрагментов загрязнения сложной структуры. За единицу времени происходит удаление большой массы загрязнения. При малых значениях амплитуды колебания преобразователя величина динамических нагрузок деформаций резко понижаются, что уменьшает воздействие напряжения в слоях загрязнений и затрудняет последующее механическое разрушение и отделение от поверхности частиц грязи.

Условие разрушения загрязнений:

$$\sigma_F \geq \sigma_{\text{адг}},$$

где, $\sigma_{\text{адг}}$ – адгезионная прочность (прочность сцепления) слоя загрязнений с очищаемой поверхностью, σ_F – изгибные напряжения, вызванные УЗ-колебаниями.

Исходя из информации в статье [9] можно сделать вывод, что УЗ-ванны широко применяются для удаления загрязнений с поверхности изделий электроники, оптических и ювелирных изделий, медицинских инструментов, деталей машин. Эффективность УЗ-очистки повышается с активностью акустической кавитации a_k в жидких средах. На практике требуется создавать такие условия воздействия ультразвука, при которых будут достигнуто удаление загрязнений с поверхности очищаемых предметов не частично, а равномерно.

Эффективность УЗ-очистки зависит от:

1. Частоты ультразвука
2. Интенсивности ультразвука
3. Однородного распределения a_k по объему моющей жидкости в УЗ-ванне.

Однако данные полученные экспериментально [10] показывают, что a_k распределяется по всему объему жидкости в рабочей полости УЗ-ванны разнообразно, из-за этого поверхность очищается неравномерно. Характер влияния объемной неоднородности a_k на равномерность УЗ-очистки до сих пор исследован недостаточно.

Кинетика процесса очистки с учетом активности кавитации описывается уравнением из [11]:

$$\frac{\Delta m}{m} = 1 - e^{(-\alpha k^{0,5})},$$

где Δm и m – удаленная и исходная масса материала.

Отношение мощности, запасаемой кавитационным пузырьком в единичном объеме жидкости за единичное время при расширении полости к средней удельной мощности в фазе захлопывания представляет собой критерий эрозионной активности χ .

Эрозионная активность [12]:

$$\chi \approx \frac{R_{\text{max}}^3}{R_{\text{min}}^3 \Delta t f},$$

где Δt – время захлопывания полости, f – частота ультразвуковых колебаний; R_{min} , R_{max} – минимальное и максимальное значения радиуса полости.

Однако ввиду нестационарного характера кавитации, определение размеров захлопывающихся полостей затруднено, поэтому для оценки активности кавитации применяют косвенные методы. Значения a_k оцениваются по среднему кавитационному давлению в локальной зоне с помощью кавитометра ICA-4D-M (БГУИР). Прибор отличается высокой степенью локализации измеряемой зоны кавитации и измеряет в относительных единицах активность захлопывающихся и пульсирующих кавитационных пузырьков. Об уровне a_k судили по величине напряжения, создаваемого пьезоэлектрическим преобразователем, соединенным с погружаемым волноводом.

Интенсивность УЗ-колебаний снижается по экспоненциальному закону:

$$I = I_0^{-\alpha x},$$

где I_0 – интенсивность колебаний при $x = 0$, α – коэффициент поглощения.

Коэффициент поглощения складывается из двух составляющих, обусловленных вязкостью жидкости и ее теплопроводностью: $\alpha = \alpha_1 + \alpha_2$. Коэффициент поглощения, обусловленный вязкостью, прямо пропорционален вязкости η и квадрату частоты f и обратно пропорционален плотности жидкости ρ и квадрату скорости звука [13]:

$$\alpha = \frac{4\pi\eta f^2}{3\rho c^2}.$$

Активность кавитации изменяется пропорционально интенсивности УЗ-волн, которая уменьшается по экспоненциальному закону с увеличением расстояния H от излучателя в результате поглощения УЗ-волн водой [14]. Соответственно, с увеличением H по такому же закону уменьшается и активность кавитации.

Таким образом, зависимость активности акустической кавитации от расстояния:

$$\alpha_k = \alpha_{k0} e^{-kH}.$$

где α_{k0} – активность кавитации у поверхности излучателя ($H = 0$), k – коэффициент поглощения УЗ-волн водой: чем больше k , тем сильнее снижается α_k . При уменьшении α_k в e раз показатель степени $kH = 1$, откуда следует, что $k = 1/H$. Таким образом, коэффициент поглощения k обратно пропорционален расстоянию распространения УЗ-волны, на котором уровень кавитации убывает в e раз.

Большая часть энергии ультразвукового поля идет на образование и развитие кавитационных пузырьков первого вида. Максимальное эрозионное воздействие наблюдается на интервале удаления от 30 до 60 см [15].

Очистка деталей или поверхностей – это полное удаление нежелательных загрязняющих веществ до желаемого заданного уровня. Заданный уровень обычно представляет собой минимальный уровень, при котором при последующей операции не возникает никаких побочных эффектов. Для достижения этого уровня важно не допустить появления новых загрязняющих веществ в процессе очистки. Например, если очистка от органических и ионных загрязнений происходит в водном растворе, важно выбрать правильные параметры промывки и воду высокого качества, используемую на стадиях промывки. В противном случае, остатки моющего средства или/и ионов от промывочной воды будут являться новыми загрязнителями. Если сушка медленная, деионизированная промывочная вода может реагировать с некоторыми металлическими поверхностями при высоких температурах и создавать нежелательные пятна или метки. Еще одна серьезная проблема – вероятность повторного загрязнения очищенных деталей элементами упаковочного материала.

Рассмотренные математические модели являются полезными при разработке новой модели, относящейся к УЗ-очистке топливных баков и магистралей ракет. В них учтены факторы воздействия на очищаемую поверхность и показатели сохранности поверхности после проведенной очистки. Также данные математические зависимости можно использовать для прогнозирования поведения той или иной жидкости при УЗ-воздействии.

В следующей статье будут рассмотрены математические модели УЗ-очистки изделий как полностью погруженных в очищающую среду, так и для тех случаев, когда требуется очистка внутренней части детали, а ее габариты превышают размеры ванны, используемой для процесса очистки.

Библиографический список

1. Замасковцев С.А. Ультразвуковая чистка баков ракет // Аэрокосмическая декада: материалы X Всерос. студенческой науч.-техн. школы-семинара. М.: Изд-во «Доброе слово», 2017. С. 19-22.
2. Замасковцев С.А. Прусова О.Л. Очистка с помощью воздействия ультразвуком // Сборник трудов III Всероссийской студенческой научно-технической конференции «НАУКА И МОЛОДЕЖЬ В XXI ВЕКЕ». – 2017. С. 76-77.
3. О.А. Савицкий, Т.А. Чистякова Математическая модель распространения ультразвуковых пучков высокой интенсивности // Известия ЮФУ. Технические науки, Тематический выпуск С. 168–174.
4. Кудряшова О.Б., Антонникова А.А., Титов С.С. Физико-математическая модель коагуляции микронных и субмикронных аэрозолей с учетом испарения и осаждения при ультразвуковом воздействии // Теплофизика и аэромеханика, 2013, том 20, № 3.
5. Антонникова А.А., Кудряшова О.Б., Хмелев М.В., Шалунов А.В. Исследование эффективности применения ультразвуковых колебаний для осаждения мелкодисперсных аэрозолей // Научно-технический вестник Поволжья. 2011. № 6. С.96–99.

6. Федоров А. А., Кабанов Н. В. Разработка технологии и оборудования для промывки трубопроводов гидравлических и топливных систем самолета с использованием ультразвука // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2013, Т. 15, № 4(4), С. 880-886.
7. Радж Балдев, Раджендран В., Паланичами П. Применение ультразвука. – М.: Техносфера, 2006, С. 576.
8. А.М. Сарсенгалиев, Н.В. Бекренёв Теоретико-экспериментальное обоснование ультразвуковой очистки внутренних полостей и каналов в изделиях сложной формы // Южно-Сибирский Научный Вестник, 2018, № 1 (21), С. 9-16.
9. N.K. Tolochko, A.N. Cheledinov, V.L. Lanin Regularities of distribution activity of cavitation in ultrasound bath // Doklady BGUIR. 2018, Vol. 113, No. 3, pp. 88-93
10. Томаль В.С., Ланин В.Л. Ультразвуковая очистка микрорельефных поверхностей оптоэлектронных изделий // Фотоника, 2007, № 4, С. 35–40.
11. Новицкий В.Г. Применение акустических колебаний в химико-технологических процессах. М.: Химия, 1983, С. 191.
12. Агранат Б.А. Основы физики и техники ультразвука. М: Высшая школа, 1987, С. 352.
13. Голых Р.Н. Повышение эффективности ультразвукового кавитационного воздействия на химикотехнологические процессы в гетерогенных системах с несущей высоковязкой или неньютоновской жидкой фазой: дис. канд. тех. наук: 05.17.08. Барнаул, 2014.
14. Faktoryneravnomernojochistkidetalejmashinvul'trazvukovyhvannah / N.K. Tolochko [idr.] // Vest. mashinostroenija. 2017. № 4. S. 82–85. (inRuss.)
15. К.П. Андреев, А.В. Шемякин Применение гидроакустических устройств для очистки сельскохозяйственных машин // Научное обеспечение инновационного развития агропромышленного комплекса регионов рф, Курган – Нальчик, 2018, С. 303-307.

УДК 621.313.823.3

МОТОР-КОЛЕСО ДЛЯ ШАССИ ЛЕГКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А. Ю. Афанасьев, А. Р. Каримов

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

Современный летательный аппарат представляет собой сложную техническую систему, которая затруднительна в управлении. Особую сложность представляет взлет, посадка и перемещение по аэропорту летательного средства.

Посадка самолета от многих внешних факторов, таких как состояние взлетно-посадочной полосы, температура окружающей среды, влажность воздуха, погодные условия, а также состояние шин шасси на момент посадки.

Во время посадки летательного аппарата возникает сильная нагрузка на колеса шасси, что приводит к стиранию шин, поломке шасси и, соответственно, раннему ремонту всей системы.

Решить эту проблему можно при помощи раскручивания колес шасси, путем установки электродвигателя в конструкцию шасси, что позволит не только уменьшить износ покрышек, но и снизить удар при касании и уменьшить длину тормозного пути летательного средства.

Использование мотор-колеса в шасси самолета позволит более эффективно и безопасно передвигаться на территории аэродрома, так как двигатели будут выключены и не будут создаваться опасные условия для людей за двигателем самолета.

В качестве прототипа для предлагаемой модели было использовано мотор-колесо, которое было описано в [2]. Данное мотор-колесо имеет низкие энергетические показатели в связи с наличием четных пространственных гармоник магнитодвижущей силы и не имеет функции механического торможения.

Цель данной научной работы заключается в повышении энергетических характеристик и получении функции механического торможения при посадке самолета, а также в использовании его кинетической энергии для подзарядки аккумулятора.

Результат достигается тем, что в мотор-колесо, содержащее шину, обод и диски колеса, полую ось, запрессованную в стойку шасси, электродвигатель, состоящий из закрепленного на полой оси статора с катушками обмотки, размещенных с фиксированным угловым расстоянием, ротор, соединенный с ободом колеса и подвижно закрепленный на подшипниках на полой оси, и датчик положения ротора, чередующиеся диски ротора и статора, состоящие из ферромагнитных и немагнитных элементов в виде секторов, магнитопроводы выполнены в виде двух колец из ленты электротехнической стали путем

навивки, расположенных по торцам мотор-колеса, накладные зубцы с коронками и с катушками установлены на торцевых поверхностях магнитопроводов, на торцевых поверхностях коронок имеются клиновидные выступы, которые совместно с ферромагнитными элементами дисков статора, а также ферромагнитные элементы дисков ротора имеют свои одинаковые угловые размеры и положения, причем количества ферромагнитных элементов на диске статора z_c и на диске ротора z_p связаны равенством $z_c = z_p \pm 2p$, где p – число пар полюсов статора, ротор-индуктор в виде диска с $2p$ постоянными магнитами в виде секторов, намагничены аксиально с чередующейся полярностью, установлен с подшипником на полой оси посередине между магнитопроводами, причем толщина магнита $h_m = 2m\delta$, где δ – зазор между дисками, m – число дисков ротора, введены две пневматические емкости и два диска тормоза, наборы упругих колец статора и ротора, причем кольца магнитопроводов, диски статора и ротора установлены подвижными в осевом направлении, а их немагнитные сектора выполнены из карбона и имеют толщину, превышающую толщину ферромагнитных элементов, количество зубцов на кольце магнитопровода $z=6p$, а катушки намотаны вокруг двух зубцов, катушки, смещенные на угол $\pi/2$ эл.рад, соединены последовательно и согласно, а катушки, смещенные на угол π эл.рад, соединены последовательно встречно и образуют три фазы обмотки статора.

Сущность технического решения поясняется на рис. 1 – рис. 7. Далее детально представлены конструктивные особенности признаков, приведенных на указанных фигурах.

На фиг. 1 представлено продольное сечение мотор-колеса, где

1 – стойка шасси; 2 – полая ось; 3, 4 – опоры; 5, 6 – подшипники колеса; 7, 8 – диски колеса; 9 – обод колеса; 10 – шина; 11, 12 – магнитопроводы; 13 – 16 – кольца магнитопроводов; 17, 18 – зубцы; 19, 20 – катушки; 21, 22 – диски статора; 23, 24 – диски ротора; 25, 26 – упругие кольца статора; 27, 28 – упругие кольца ротора; 29 – постоянный магнит; 30 – подшипник; 31, 32 – кольца статора; 33 – 35 – кольца ротора; 36 – трубопровод; 37 – жгут; 38, 39 – пневматические емкости; 40, 41 – диски тормоза; 42 – ферромагнитный элемент датчика положения ротора.

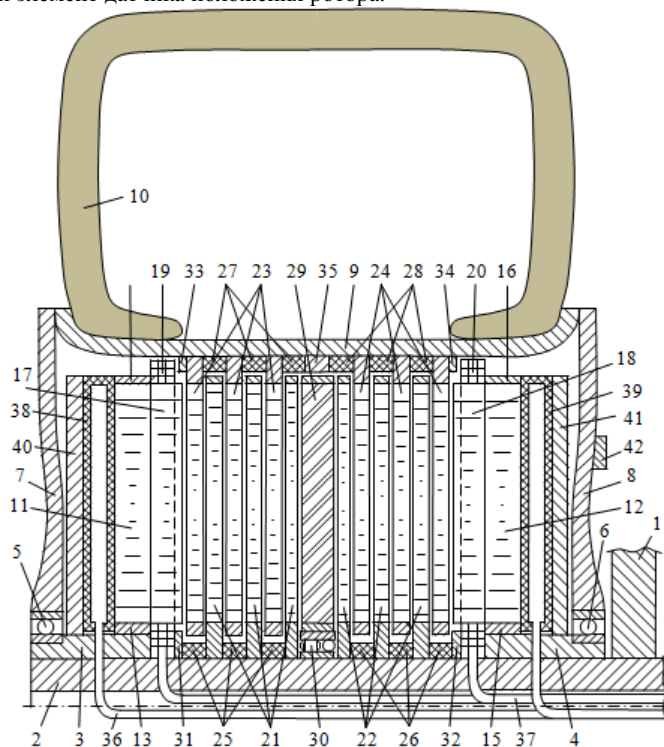


Рис. 1 Продольное сечение мотор-колеса

Представленная конструкция собрана следующим образом. В стойку шасси 1 запрессована полая ось 2. На ней установлены опоры 3, 4, на которые установлены подшипники 5, 6 колеса. На них опираются диски 7, 8 колеса, жестко связанные с ободом 9 колеса, на котором установлена шина 10.

На опоры 3, 4 установлены подвижно кольца 11, 12, магнитопровода, ограниченные кольцами 13 – 16. На кольце 11 установлено двенадцать зубцов 17 с коронками и с катушками 19. На кольце 12 установлено двенадцать зубцов 18 с коронками и с катушками 20.

На полой оси 2 установлены подвижно в осевом направлении (кроме внутренних) диски 21, 22 статора и подшипник 30, на который опирается ротор-индуктор с четырьмя постоянными магнитами 29. Также установлены подвижно в осевом направлении упругие кольца 25, 26 статора и кольца 31, 32 статора.

На ободе 9 колеса установлены подвижно в осевом направлении диски 23, 24 ротора, упругие кольца 27, 28 ротора и неподвижно кольца 33 – 35 ротора. Диски 21, 22 статора и диски 23, 24 ротора чередуются в пространстве. Ротор-индуктор размещен симметрично относительно колец 11, 12.

На опоры 3, 4 установлены диски 40, 41 тормоза. Между ними и кольцами 11, 12 установлены пневматические емкости 38, 39 соответственно. К ним подведен трубопровод 36. К катушкам 19, 20 подведен жгут 37. На диске 8 колеса установлен ферромагнитный элемент датчика положения ротора.

Подшипник 30 имеет большую ширину и является радиально-упорным для обеспечения требуемого положения ротора-индуктора. Ротор-индуктор имеет четыре постоянных магнита 29 из высококоэрцитивного магнитотвердого материала, имеющие вид секторов (на рис. 2 показаны закрашенными), и немагнитные сектора (на рис. 2 не закрашены). Сектора намагничены по оси вращения и образуют на торцевых поверхностях чередующиеся полюса.

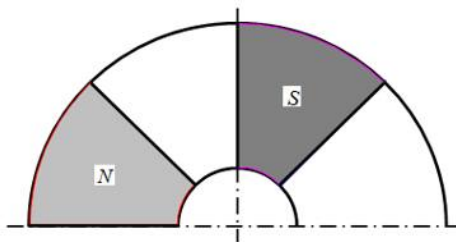


Рис. 2. Ротор-индуктор с постоянными магнитами

Диски 21, 22 статора имеют чередующиеся секторы из магнитомягкого материала (на рис. 3 показаны темными) и немагнитного материала (на рис. 3 светлые). Магнитные элементы выполнены шихтованными из электротехнической стали.

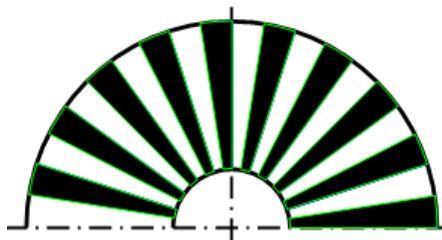


Рис. 3. Диск статора

Диски 23, 24 ротора имеют чередующиеся секторы из магнитомягкого материала (на рис. 4 показаны темными) и немагнитного материала (на рис. 4 светлые).

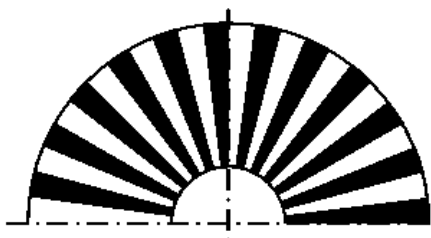


Рис. 4. Диск ротора

Немагнитный материал дисков 21 – 24 – карбон, имеющий хорошие фрикционные свойства. Толщина ферромагнитных секторов на 0,1 мм меньше толщины немагнитных секторов.

Количества ферромагнитных элементов дисков статора z_c и ферромагнитных элементов дисков ротора z_p , приходящихся на одно полюсное деление, отличаются на единицу. На рис. 3, 4 показан случай, когда число пар полюсов $p = 2$, $z_c = 20$, $z_p = 24$.

Ферромагнитные элементы дисков статора и ротора выполнены из электротехнической стали шихтованными для уменьшения потерь в стали на вихревые токи, поскольку в процессе работы магнитная индукция в секторах изменяется.

На рис. 5 показаны зубцы с катушками. Зубцы 17, 18 имеют вид секторов. Катушки 19, 20 намотаны вокруг двух зубцов. Катушки A и $-A$ смещены на угол $\pi/2$ и соединены последовательно и согласно. Аналогично размещены и соединены соответственно катушки B , $-B$ и C , $-C$. Катушки, расположенные диаметрально, соединены последовательно встречно и образуют три фазы обмотки статора: A , B и C . Серым цветом выделены катушки фазы B .

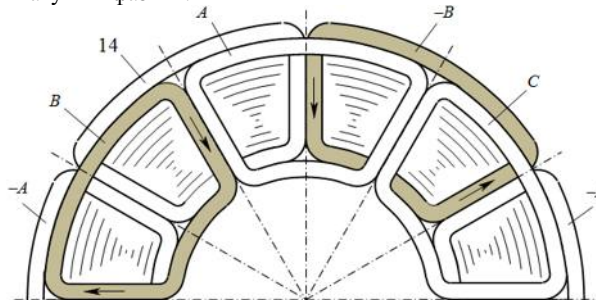


Рис. 5. Зубцы с коронками и катушками

Магнитопроводы 11, 12 и зубцы 17, 18 выполнены лентой из электротехнической стали путем навивки. На торцевых поверхностях коронок зубцов 17, 18 имеются клиновидные выступы. Их угловое положение и количество соответствуют ферромагнитным элементам дисков 21, 22 статора. Промежутки между выступами заполнены карбоном.

Мотор-колесо работает следующим образом. При отсутствии избыточного давления в пневматических емкостях 38, 39 упругие кольца 25 – 28 раздвигают диски статора и ротора, обеспечивая между ними зазоры в 0,1 – 0,2 мм. По сигналам датчика положения ротора бортовой преобразователь частоты вырабатывает трехфазную систему напряжений.

При подаче на катушки 19, 20 обмотки статора по жгуту 37 трехфазной системы напряжений возникает вращающееся магнитное поле с четырьмя полюсами. Оно увлекает за собой ротор-индуктор. Вместе с ним вращаются области большой магнитной индукции в дисках статора и ротора. В результате ротор поворачивается так, что места совпадения положений ферромагнитных элементов дисков статора и соответствующих ферромагнитных элементов дисков ротора находятся в зонах максимума модуля магнитной индукции.

За половину периода напряжения питания $T/2 = \pi/\omega$ ротор-индуктор повернется на угол $\pi/2$, а места максимума модуля магнитной индукции повторятся. При этом ротор должен повернуться на один сектор, т.е. на угол $2\pi/z_p$. Следовательно, магнитный редуктор имеет передаточное отношение $z_p/4$.

Поэтому скорость вращения ротора будет $\omega_m = 2\omega/z_p$. Здесь ω – угловая частота напряжения питания. Момент на валу ротора $M_m = z_p M_6/2$.

Наличие нескольких дисков статора и ротора вызывает многократную деформацию магнитного поля в зоне дисков, что увеличивает развиваемый момент и позволяет улучшить массогабаритные показатели.

Мотор-колесо может использоваться на этапе рулежки самолета по аэродрому, а также для раскрутки колеса перед приземлением для предотвращения износа или разрушения колеса во время касания взлетно-посадочной полосы.

При подаче сжатого воздуха по трубопроводу 36 в пневматические емкости 38, 39 на магнитопроводы 11, 12 действуют силы, перемещающие их к середине на 1 – 2 мм. При этом зубцы 17, 18 и диски 21 – 24 входят в соприкосновение, и происходит механическое торможение.

Одновременно электродвигатель переводится в режим генератора, преобразующего кинетическую энергию движущегося самолета в электрическую энергию. Трехфазная система напряжений генератора выпрямляется и обеспечивает подзарядку бортового аккумулятора.

Передача момента от ротора-индуктора к ротору является упругой – через магнитное поле. При увеличении момента нагрузки на валу ротора он отстает на некоторый угол от положения, соответствующего холостому ходу.

Электродвигатель не имеет механических контактов между подвижными активными частями, бесшумен в работе, имеет большой срок службы, определяемый подшипниками, допускает ударные нагрузки, так как связь между ротором-индуктором и ротором осуществляется через магнитное поле.

Удельная энергия магнитного поля определяется выражением

$$w = \frac{BH}{2}$$

При линейной кривой размагничивания максимальная энергия постоянного магнита достигается при условии равенства магнитных сопротивлений постоянного магнита и нагрузки, которой являются зазоры между дисками статора и ротора. Это равенство обеспечивает высокие энергетические показатели и выполняется, если толщина магнита равна сумме длин зазоров между дисками, т.е. при выполнении равенства

$$h_m = 2m\delta,$$

где δ – зазор между дисками, m – число дисков ротора.

Установка подшипника 30 ротора-индуктора на полуось 2 упрощает конструкцию. Ротор-индуктор усиливает поле, созданное обмоткой двигателя. Благодаря его размещению посередине и размещению зубцов с катушками на обоих кольцах получается симметричная магнитная система и полностью снимается осевое усилие, действующее на вал. Подшипники 5, 6 нагружены лишь радиальными усилиями, что снижает напряжение трогания электродвигателя и повышает его надежность.

Центральное размещение ротора-индуктора с постоянными магнитами снижает магнитный поток рассеяния в магнитном редукторе приблизительно в четыре раза по сравнению с несимметричным размещением. Это увеличивает полезный магнитный поток, проходящий через диски статора и ротора, что увеличивает максимальный вращающий момент электродвигателя.

На Рис. 6 показано распределение магнитодвижущей силы (МДС) $F(x)$ прототипа в момент времени, когда ток в фазе A максимален. Показаны первая $F_1(x)$ и вторая $F_2(x)$ гармоники. МДС одной катушки при максимальном значении тока принята равной 20 А.

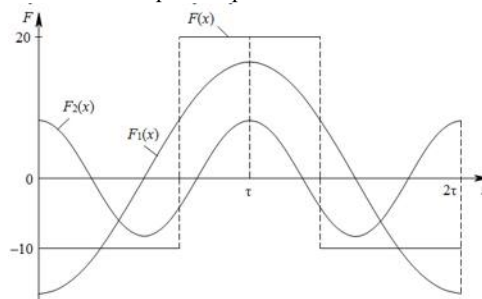


Рис. 6. Закон распределения обмотки прототипа

На рис. 7 показано распределение МДС $F(x)$ в момент времени, когда ток в фазе A максимален. Показаны первая $F_1(x)$ и пятая $F_5(x)$ гармоники. МДС одной катушки при максимальном значении тока принята равной 10 А – в два раза меньше, чем в обмотке прототипа.

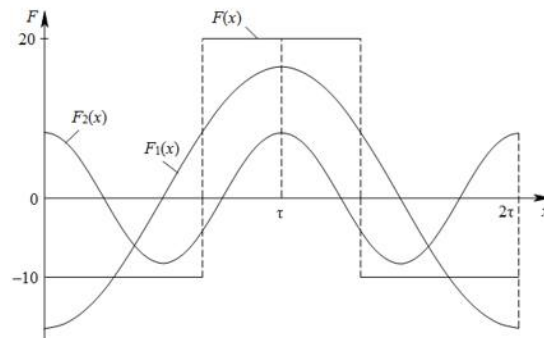


Рис. 7. Закон распределения МДС обмотки электродвигателя заявки

В таблице приведены амплитуды пространственных гармоник для обмотки прототипа с шестью катушками и заявляемой обмотки с двенадцатью катушками.

Таблица 1. Амплитуды пространственных гармоник

K	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
$A_{пк}$	16,54	8,270	0	4,135	3,308	0	2,363	2,068	0	1,654	1,504	0
$A_{зк}$	16,54	0	0	0	3,308	0	2,363	0	0	0	1,504	0

K	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24
$A_{пк}$	1,272	1,181	0	1,034	0,973	0	0,871	0,827	0	0,752	0,719	0
$A_{зк}$	1,272	0	0	0	0,973	0	0,871	0	0	0	0,719	0

Видно, что пространственные гармоники МДС, кратные трем, отсутствуют в обеих обмотках. В обмотке заявляемого мотор-колеса отсутствуют четные гармоники. Нечетные гармоники, не кратные трем, в обеих обмотках совпадают.

Среднеквадратическое значение высших пространственных гармоник МДС прототипа и обмотки заявляемого мотор-колеса имеют значения:

$$E_{nh} = 7,951A$$

$$E_{zh} = 3,635A.$$

Видно, что у обмотки заявляемого мотор-колеса действующее значение высших гармоник МДС меньше на 54,28 %.

Высшие пространственные гармоники МДС создают аналогичные гармоники магнитной индукции и вызывают дополнительные магнитные потери в стали статора и ротора. Поэтому предлагаемая обмотка имеет значительные преимущества по экономичности.

Таким образом, благодаря введению двух пневматических емкостей и двух дисков тормоза, набора упругих колец статора и ротора, и установки колец магнитопровода, дисков статора и ротора с немагнитными секторами из карбона подвижными в осевом направлении, а также выполнению катушек обмотки вокруг двух зубцов расширены функциональные возможности мотор-колеса и повышены его энергетические характеристики.

Библиографический список

- Афанасьев А.Ю., Макаров А.В., Березов Н.А. Синхронный электродвигатель с магнитной редукцией. Патент РФ № 2604058, МПК H02K 16/02, H02K 19/24, H02K 19/06 опубл. 2016.12.10, Бюл. № 34).
- Афанасьев А.Ю. и др. Мотор-колесо. Заявка № 2017144340, решение о выдаче патента от 18.09.2018

УДК 62-463

**СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ МЕХАНИЧЕСКОЙ ПРОЧНОСТИ ОБРАЗЦОВ С
РАЗЛИЧНОЙ ГЕОМЕТРИЕЙ СТРУКТУР ЗАПОЛНЕНИЯ, ВЫПОЛНЕННЫХ ПО
ТЕХНОЛОГИИ 3D-ПЕЧАТИ**

Д.В. Кузнецов, Н.Ю. Ефремов, М.Ф. Жаркой

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

Трехмерная печать, которая появилась не так давно, уверенно вошла в нашу жизнь. Популярность данной технологии связана с тем, что она является революцией в области макетирования и прототипирования. 3D-технология позволяет получать детали различной сложности и форм, затрачивая при этом минимальное количество материальных и трудовых ресурсов. Автоматизация ручного труда приводит к снижению затрат на человеческие ресурсы, уменьшает воздействие человеческого фактора, а также увеличивает скорость проведения работ.

Применительно к технологии авиа- и ракетостроения, то согласно прогнозу консалтинговой компании Gartner, к 2021 году самолеты будут на 75% собраны из элементов, которые напечатаны на 3D-принтере. Ее аналитики утверждают, что именно авиастроение – наиболее перспективная отрасль, где внедряются аддитивные технологии. Уже сейчас они применяются для печати прототипов и некоторых видов деталей. Активно использует аддитивные технологии компания Boeing – она печатает на 3D-устройстве отдельные детали. Принтер, который использует титан в качестве материала, позволяет сэкономить от \$2 млн до \$3 млн на каждой модели самолета 787 Dreamliner. Использование 3D-технологий в авиастроении способствует эффективному развитию отрасли, поскольку заменяет недешевые штамповку и литье. Аддитивные технологии также помогают сэкономить не только на материалах, но и на обслуживании готового самолета [1].

3D-технологии активно применяются и в космической отрасли. Новозеландская компания RocketLab освоила технологии трехмерной печати в изготовлении элементов ракетного двигателя Rutherford. Печатается один из ключевых элементов ракетного двигателя — камера сгорания и сопло с рубашкой охлаждения, где должно циркулировать ракетное топливо во время работы двигателя.

Отдельное направление трехмерной печати, которое пока не вырвалось из экспериментальной стадии — печать в космосе. Это направление рассматривается в качестве перспективной возможности воплотить мечты теоретиков космонавтики прошлого века, и начать производство в космосе [2]. Сначала такое производство могло бы покрывать потребности в космосе, а потом и на Земле, открывая возможность выноса в космос наиболее опасных для экологии производств. На борту МКС проводился эксперимент по трехмерной печати ABS-пластиком в условиях микрогравитации.

Представляет интерес, применительно к технологии машиностроения, оценить прочностные характеристики полых и частично полых деталей, выполненных методом трехмерной печати.

Конструкторы зачастую вынуждены использовать стандартный сортамент материалов (круги, плиты, листы и т.д.). Детали, полученные путем обработки стандартных заготовок, не всегда отвечают заданным характеристикам. В большинстве случаев они получаются тяжелее, чем это требуется, а вес изделия одна из самых важных характеристик в машиностроении. Зачастую излишний вес накладывает ряд ограничений на сферу применения готовой продукции: увеличивает трудоемкость транспортировки и усложняет эксплуатацию изделия. Решением данной проблемы без применения технологий 3D печати является облегчение таких деталей посредством удаления лишнего материала (например, сверления отверстий в корпусе). Дополнительная обработка ведет к дополнительным затратам, увеличению общего времени изготовления изделий, созданию излишних отходов, а также к последующим расходам на их утилизацию [3].

В технологии трехмерной печати данные проблемы отсутствуют. Можно сразу напечатать деталь без внутреннего заполнения (полую внутри). В случае, если изделие должно обладать нормальной механической прочностью его можно напечатать частично полым.

Для решения поставленной выше задачи, проанализируем результаты испытаний образцов, напечатанных на 3D-принтере Prusa i3 FullSUN, с одинаковыми габаритами и параметрами печати, но разной геометрией структуры заполнения. Показатель заполнения во всех исследуемых образцах одинаковый и равен 50%. На рисунке 1 продемонстрированы испытательные образцы с различными вариантами геометрии структур.

Как следует из рисунков, анализируются образцы с тремя вариантами геометрии заполнения (треугольник, зигзаг, сетка). Испытаниям подверглось 27 образцов: 9 гибочных образцов (по 3 образца с каждой из структур заполнения), 9 разрывных образцов и 9 образцов для испытания на сжатие.

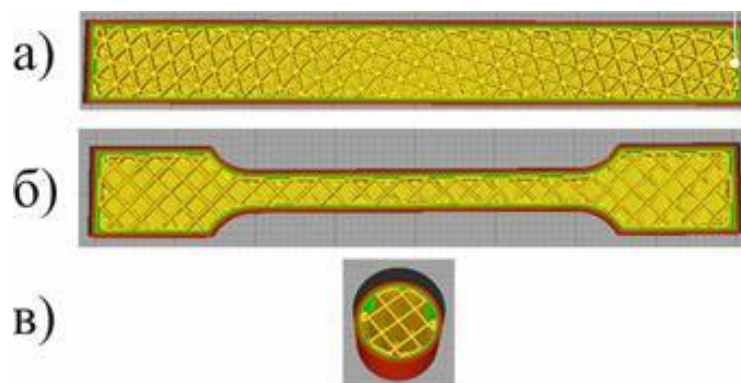


Рисунок 1 – Образцы для испытаний с различной геометрией структуры заполнения (а – образец для испытания на изгиб с геометрией заполнения “Треугольник”; б - образец для испытания на разрыв с геометрией заполнения “Зигзаг”; в - образец для испытания на сжатие с геометрией заполнения “Сетка”).

Самыми распространенными материалами в технологии 3D печати являются: ABS, PLA, SBS и PETGпластики. Все эти материалы – термопластики, т.е. они становятся мягкими и пластичными при нагревании, а при охлаждении затвердевают. Этот процесс может быть повторен многократно. Подверженность плавлению и обработке – именно то свойство, которое вывело термопластики в лидеры в повседневном использовании и привело к тому, что большинство видов пластика, с которыми мы сталкиваемся в быту, – термопластики. Из всех перечисленных пластиков, на данный момент, наиболее широкое распространение получили ABS и PLA пластики. Несмотря на то, что ABSпластик обладает более выдающимися прочностными характеристиками в сравнении с PLAпластиком в работе рассматривается именно **PLA пластик**. Связано это с тем, что PLA пластик является более податливым, более экологичным и простым при печати материалом.

В таблице 1 приведены усредненные данные (среднее арифметическое по показателям трех образцов) о предельных нагрузках по результатам испытаний на разрыв, изгиб и сжатие.

Таблица 1 – Среднеарифметические результаты испытаний.

Геометрия заполнения	Тип испытания		
	Разрыв	Изгиб	Сжатие
	Нагрузка [кгс] (Н)		
"Зигзаг"	40,671 (398,983)	6,269 (61,499)	127,843 (1254,140)
"Треугольник"	44,333 (434,907)	7,777 (76,292)	327,461 (3212,392)
"Сетка"	43,333 (434,907)	7,724 (75,772)	287,754 (2822,867)

Из вышеуказанных данных следует, что образцы с типом геометрии заполнения “треугольник” показали наилучшие результаты. В сравнении с сеткой “зигзаг” образцы с треугольной сеткой выдерживают в среднем на 8,3% большие усилия на разрыв, на 19,4% большие усилия на изгиб и на 60,96% на сжатие. В сравнении с треугольной сеткой образцы с типом заполнения “сетка” лишь на 2,26% слабее при разрыве, на 0,68% слабее при изгибе и на 12,13% слабее при сжатии.

Различия в предельных нагрузках сеток “треугольник” и “сетка” не так значительны между собой. Объяснить это можно тем, что слои в обеих сетках накладываются друг на друга без пересечения, т.е. один слой является точной копией другого и при наложении полностью копирует ориентацию в пространстве предыдущего слоя.

С вариантом геометрии сетки “зигзаг” все немного сложнее. Несмотря на то, что второй слой копирует первый, он ориентирован в пространстве в противоположном направлении (повернут на 180° относительно первого слоя). Таким образом, наложение слоев друг на друга происходит с пересечениями. В результате пересечения площадь соприкосновения двух слоев между собой небольшая по сравнению с площадью соприкосновения слоев, наложенных один на другой без пересечения. Чем меньше площадь соприкосновения между слоями, тем меньше, соответственно, сила трения – сила, препятствующая разрушению образца.

Помимо прочностных характеристик рассмотрим и экономические факторы, приведенные в таблице 2.

Таблица 2 – Экономические данные испытательных образцов.

	Разрывной образец			Гибочный образец			Обр. для исп. на сжатие		
	Геометрия заполнения			Геометрия заполнения			Геометрия заполнения		
	Зигзаг	Треуг.	Сетка	Зигзаг	Треуг.	Сетка	Зигзаг	Треуг.	Сетка
Масса [кг]	0,002	0,0024	0,0023	0,0024	0,0029	0,0027	0,0010	0,0013	0,0012
t печати [с]	600	660	600	720	840	780	240	300	300
Затр. мат. [м]	0,67	0,82	0,75	0,84	1,05	0,94	0,19	0,26	0,23
Стоимость образца [руб]*	1,98	2,35	2,19	2,39	2,87	2,65	0,99	1,26	1,16

*Цена актуальна на 03.2019г (из расчета 1 кг пластика PLA с толщиной нити 1,75 мм = 990 руб.)

Несмотря на то, что образцы с геометрией заполнения “треугольник” являются самыми прочными, на их изготовление было затрачено больше всего материала и, соответственно, времени и денег. Самым экономически выгодным оказались образцы с заполнением “зигзаг”, их себестоимость (в сравнении с “треугольником”) ниже на 16-18%. Себестоимость “сетки” в сравнении с “треугольником” ниже на 6-8%.

1. Из трех проанализированных вариантов геометрии заполнения образца, образцы с заполнением “треугольник” оказались самыми прочными при изгибе, разрыве и сжатии (таблица 1). Образцы, с геометрией заполнения “зигзаг”, имеют наилучшие показатели по всем видам испытаний. Образцы с геометрией заполнения “сетка” почти не уступают “треугольнику” в предельных нагрузках на разрыв и изгиб (в среднем на 1-4%), но сильно проигрывают в предельной нагрузке при сжатии (на 10-13%).

2. Анализируя экономические данные (таблица 2) можно сделать следующее заключение: образцы с заполнением “треугольник” оказались самыми затратными. Количество материала и времени на их печать ушло больше всего, что негативно сказалось на себестоимости образцов. Самым экономически выгодным оказались образцы с заполнением “зигзаг” (их себестоимость, в сравнении с “треугольником” ниже на 16-18%). Себестоимость образцов с геометрией заполнения “сетка” ниже, в сравнении с “треугольником”, на 6-8%.

3. Из вышесказанного можно определить следующее: если деталь подвергается значительным нагрузкам на разрыв, изгиб или сжатие то ее внутренним заполнением целесообразнее всего выбрать геометрию заполнения “треугольник”. Если на деталь действуют существенные нагрузки на разрыв и изгиб, но не существенная на сжатие, то целесообразным выбором будет геометрия заполнения “сетка”. При незначительных нагрузках на деталь ее хорошим выбором будет геометрия заполнения “зигзаг”. Если же на деталь вообще не действуют нагрузки (помимо сил тяготения), то ее можно распечатать полой (без заполнения).

Библиографический список

1. Как применяется 3D-печать в авиастроительной отрасли Прокофьева Ю.А. URL: <https://3d-expo.ru/ru/article/kak-primenyaetsya-3d-pechat-v-aviastroitelnoy-otrasli-93171> (дата обращения 18.03.2019).
2. В космос со своим принтером. Станет ли 3D-печать главной технологией для внеземных строителей. Егоров В.В., URL: <https://nplus1.ru/material/2018/05/07/3dPRINT> (дата обращения 18.03.2019).
3. А. А. Бобров, А.Ю. Усачёва, А.В. Побелянский, Анализ микроструктуры образца, выполненного методом селективной печати, Молодежь. Техника. Космос: труды X Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. Т.1/ Балт. гос. техн. ун-т. – СПб.; 2018. – 467 с. (Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 49)

УДК 621.454.2

СОПРЯЖЁННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ РАБОЧЕГО ТЕЛА В ОХЛАЖДАЮЩЕМ ТРАКТЕ И КАМЕРЕ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

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

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

Камера жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) является самым теплонпряженным элементом двигательной установки, температура которой, в следствие протекающих внутри неё термодинамических процессов, может достигать величины 3500 К и выше. При высокой температуре возникают недопустимые деформации стенки, а в местах с высокой скоростью движения газов наблюдается эрозия её поверхности, поэтому очень важной задачей при конструировании является создание эффективной теплозащиты.

Тепловая защита внутренних элементов камеры осуществляется их охлаждением, теплоизоляцией, либо совместным действием этих принципов. Все известные способы теплозащиты стенок камеры ведут к снижению удельных параметров двигателя либо к утяжелению конструкции, поэтому очень важно организовать процесс теплообмена, при котором потери выходных параметров и масса будут минимальными. Наиболее эффективным способом теплозащиты при давлении в камере больше 1 МПа является проточное охлаждение, в этом случае стенка, соприкасающаяся с продуктами сгорания, с противоположной стороны омывается охладителем. Такой способ предполагает использование двустенной конструкции корпуса камеры, полость между которыми образует охлаждающий тракт, по которому течёт охлаждающий компонент. Тепловой поток от продуктов сгорания, падающий на стенку, проходит через неё за счет теплопроводности материала и путём конвективного теплообмена передается охладителю.

Однако использование данного метода ведёт к значительному усложнению конструкции и технологии изготовления. Необходимость оребрения, организации рабочего процесса, проведения дополнительных расчётов, экспериментов и исследований приводит к существенному увеличению времени и затрат на создание двигателя. Ускорить процесс подтверждения надёжности и работоспособности двигателя, а также существенно сократить время и количество испытаний стало возможным с помощью вычислительной гидрогазодинамики (CFD).

Цель работы – на основании данных о ракетном двигателе РД – 107 [1], работающем на компонентах кислород-керосин, провести связанный тепловой расчёт камеры ЖРД и охлаждающего тракта, определить подогрев охлаждающего компонента в тракте охлаждения и температуру стенки.

Расчёт проводился в 3 этапа.

1) Газодинамический расчёт камеры и гидродинамический расчёт охлаждающего тракта по отдельности. В программе NX 8.5 были построены 3D модели внутренней полости камеры и проточной части тракта охлаждения (рисунок 1).

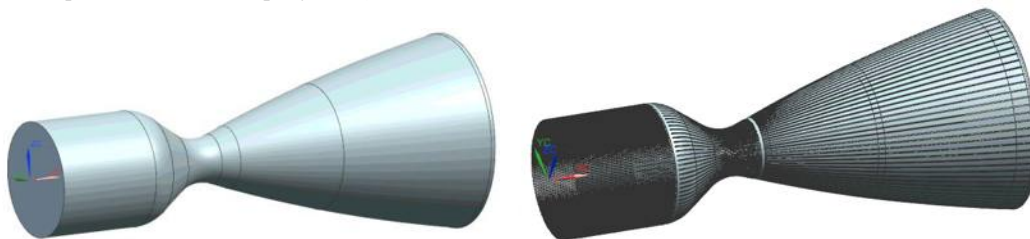


Рис. 1. 3D модели камеры и проточной части тракта охлаждения

Чтобы увеличить качество расчёта и уменьшить его время, проводились следующие мероприятия:

- использовались 45° секторные модели;
- разбиение объектов на сетку конечных элементов проводилось в ANSYS Meshing;
- Smoothing* (высокое сглаживание узлов);
- Inflation* (сгущение сетки вблизи стенки) по продольному сечению сектора камеры, с толщиной первого слоя 0,02 мм;
- Face sizing* (измельчение поверхности) по всем боковым поверхностям тракта охлаждения с толщиной в 1 мм;

• *Sweep method* по наружной поверхности камеры. Для настроек узлов конечных элементов, находящихся в серединах сторон использовались глобальные настройки. *Src/Trig Selection – Manual Source and Trageet. Free Face Mesh Tupe – All Quad.*

В результате создания сеточной модели количество элементов камеры составило 1,1 миллион элементов, количество элементов проточной части тракта охлаждения - 2,2 миллиона (рисунок 2).



Рис. 2. Сеточные модели камеры и проточной части тракта охлаждения

Для определения параметров рабочего тела камеры был проведён термодинамический расчёт равновесного состава продуктов сгорания в СПК ТЕРРА [2] (рисунок 3).

```

Исходный состав: ( O2 [ -398.3 , 1.686 ] - 2.4702) +
( C71.518H139.895 [ -1958 , 1.92 ] - 1.0000)
Состав, моль/кг: O 44.491 C 20.609 H 40.313
1-й параметр: p(кам) =5.85
2-й параметр: I(кам) = -847.755
расширение: S(a) / S(кр) =18.86
-----|
Равновесные параметры при p(кам)=5.85 МПа, p=5.85 МПа (камера, СИ):
p=5.85 T=3613.78 v=0.223352 S=11.4355 I=-847.755
U=-2046.57 M=43.4866 Cp=2.07224 k=1.21136 Cp'=5.94455
k'=1.17556 Ap=0.0004452 Bv=0.0004302 Gt=0.180218e-6 MMg=22.9956
Rg=361.563 Cpg=2.07224 kg=1.21136 Cp'g=5.94455 k'g=1.17556
Mu=0.0000935 Lt=0.328312 Lt'=1.35506 Pr=0.590406 Pr'=0.410354
A=1218.21 z=0 n= w=0 Mach=0
Frel= - F' = - Isp= - B= -
Равновесные концентрации (мас.доли):
O = 0.00657 O2 = 0.01713 H = 0.00134 H2 = 0.00835
OH = 0.03771 HO2 = 0.9947e-4 H2O = 0.2565 H2O2 = 0.1565e-4
C = 0.1270e-8 C2 = 0.6740e-13 CO = 0.41089 CO2 = 0.26133
C2O = 0.1525e-8 C3O2 = 0.3737e-11 CH = 0.6312e-9 CH2 = 0.8688e-9
CH3 = 0.1567e-8 CH4 = 0.4101e-9 C2H = 0.2700e-11 C2H2 = 0.1506e-10
C2H3 = 0.3527e-13 CHO = 0.3436e-4 CHO2 = 0.3327e-4 CH2O = 0.1045e-5
CH2O2 = 0.4487e-5 CH3O = 0.4874e-10 CH4O = 0.5740e-13 O3 = 0.1381e-8
e- = 0.8191e-12 O+ = 0.8004e-13 O- = 0.1853e-8 O2+ = 0.6022e-10
O2- = 0.5961e-9 H+ = 0.1901e-13 H- = 0.2098e-10 H2+ = 0.4297e-14
H3+ = 0.8617e-12 OH+ = 0.9938e-11 OH- = 0.1248e-7 HO2- = 0.5881e-10
H2O+ = 0.4183e-9 H3O+ = 0.4164e-7 CO+ = 0.5937e-11 CO2+ = 0.3800e-10
CHO+ = 0.5002e-8
Равновесные параметры при p(кам)=5.85 МПа, p=3.381 МПа (кр.сечение, СИ):
p=3.38103 T=3425.36 v=0.361545 S=11.4355 I=-1540.72
U=-2656.72 M=42.9216 Cp=2.06102 k=1.20941 Cp'=5.59357
k'=1.16654 Ap=0.0004472 Bv=0.0004346 Gt=0.310094e-6 MMg=23.2983
Rg=356.866 Cpg=2.06102 kg=1.20941 Cp'g=5.59357 k'g=1.16654
Mu=0.0000902 Lt=0.313328 Lt'=1.25856 Pr=0.593475 Pr'=0.40099
A=1177.26 z=0 n=1.13833 w=1177.26 Mach=1
Frel=1 F' =0.0003071 Isp=2215.6 B=1796.58
Равновесные концентрации (мас.доли):
O = 0.00467 O2 = 0.013 H = 0.00113 H2 = 0.00814
OH = 0.03042 HO2 = 0.5636e-4 H2O = 0.26413 H2O2 = 0.8729e-5
C = 0.3972e-9 CO = 0.40014 CO2 = 0.27825 CO2O = 0.4700e-9
C3O2 = 0.1086e-11 CH = 0.1867e-9 CH2 = 0.2094e-9 CH3 = 0.6122e-9
CH4 = 0.1739e-9 C2H = 0.6046e-12 C2H2 = 0.4467e-11 CHO = 0.1911e-4
CHO2 = 0.1932e-4 CH2O = 0.5747e-6 CH2O2 = 0.2608e-5 CH3O = 0.1605e-10
O3 = 0.3819e-9 e- = 0.4310e-12 O- = 0.6012e-9 O2+ = 0.1547e-10
O2- = 0.1717e-9 H+ = 0.4131e-14 H- = 0.9858e-11 H3+ = 0.2432e-12
OH+ = 0.2322e-11 OH- = 0.4907e-8 HO2- = 0.1617e-10 H2O+ = 0.1311e-9
H3O+ = 0.2002e-7 CO+ = 0.1381e-11 CO2+ = 0.9950e-11 CHO+ = 0.1880e-8
Равновесные параметры при p(кам)=5.85 МПа, p=0.03555 МПа (вых.сечение, СИ):
p=0.0355545 T=1901.53 v=18.1326 S=11.4355 I=-5748.06
U=-6291.67 M=40.7777 Cp=1.89255 k=1.21824 Cp'=1.99075
k'=1.20726 Ap=0.0005282 Bv=0.0005281 Gt=0.0000281 MMg=24.5232
Rg=339.04 Cpg=1.89255 kg=1.21824 Cp'g=1.99075 k'g=1.20726
Mu=0.0000604 Lt=0.191998 Lt'=0.191998 Pr=0.595679 Pr'=0.626587
A=882.156 z=0 n=1.16067 w=3130.59 Mach=3.54879
Frel=18.86 F' =0.0057921 Isp=3336.53 B= -
Равновесные концентрации (мас.доли):
O = 0.2234e-6 O2 = 0.5958e-6 H = 0.1928e-4 H2 = 0.00996
OH = 0.8190e-4 HO2 = 0.2556e-9 H2O = 0.27393 H2O2 = 0.2779e-9
CO = 0.33438 CO2 = 0.38163 CH3 = 0.8735e-12 CH4 = 0.1182e-10
CHO = 0.2616e-7 CHO2 = 0.2051e-7 CH2O = 0.6482e-8 CH2O2 = 0.2866e-7
e- = 0.6573e-17 H3O+ = 0.2283e-12

```

Рис. 3. Параметры рабочего тела, полученные в СПК ТЕРРА

Выполнен пересчёт с учётом компонентов, которые присутствуют в программном комплексе ANSYS CFX, при этом не учитывались ионы, электроны и вещества, массовой доли в смеси которых меньше 10^{-10} . Для охлаждения камеры использовался жидкий керосин из стандартной библиотеки ANSYS. В качестве граничных условий использовались параметры на рисунке 4.

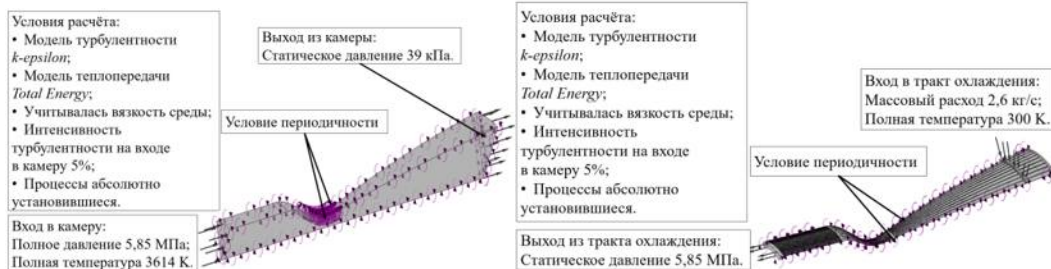


Рис. 4. CFD-модели камеры и тракта охлаждения

Расчёт течения рабочего тела проводился в программе ANSYS CFX в замороженном течении, в стационарной постановке, сходимость решения оценивалась по математическим и интегральным параметрам, которые были постоянны для установившегося решения [3] (рисунок 5).

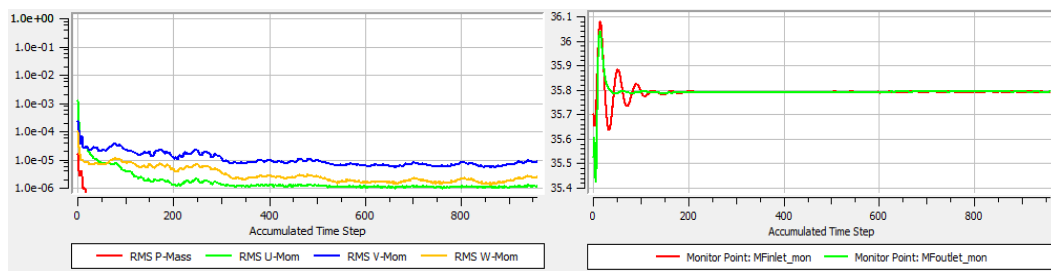


Рис. 5. Мониторы математических и интегральных параметров

В результате моделирования были получены параметры камеры и тракта охлаждения (рисунок 6,7).



Рис. 6. Распределение числа маха по проточной камере

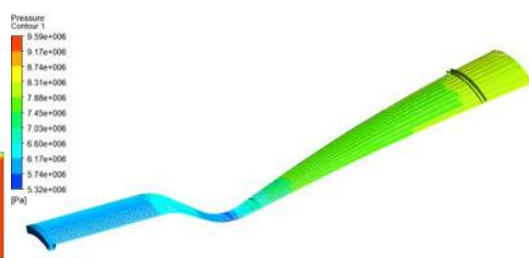


Рис. 7. Распределение давления по проточной части тракта охлаждения

2) Совместный газодинамический расчёт камеры и гидродинамический расчёт охлаждающего тракта. Используя данные и результаты предыдущих исследований был проведён сопряжённый расчёт элементов камеры. Для корректного разбиения на сетку конечных элементов каждое тело (камера, горячая стенка, холодная стенка, тракт охлаждения) было разбито в отдельном файле (рисунок 8,9).

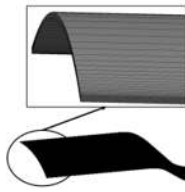


Рис. 8. Сеточная модель горячей стенки



Рис. 9. Сеточная модель холодной стенки

После разбиения все тела были соединены в *Setup*, где на них были наложены связи и граничные условия (рисунок 10). Были созданы связи между: 1) наружной поверхностью камеры и горячей стенкой; 2) горячей стенкой и проточной частью тракта охлаждения; 3) охлаждающем трактом и холодной стенкой. Материалом для стенок камеры был выбран *Cooper* из стандартной библиотеки ANSYS, так как он наиболее близок к материалу стенок реальной камеры и для него имела зависимость теплопроводности от температуры нагрева.

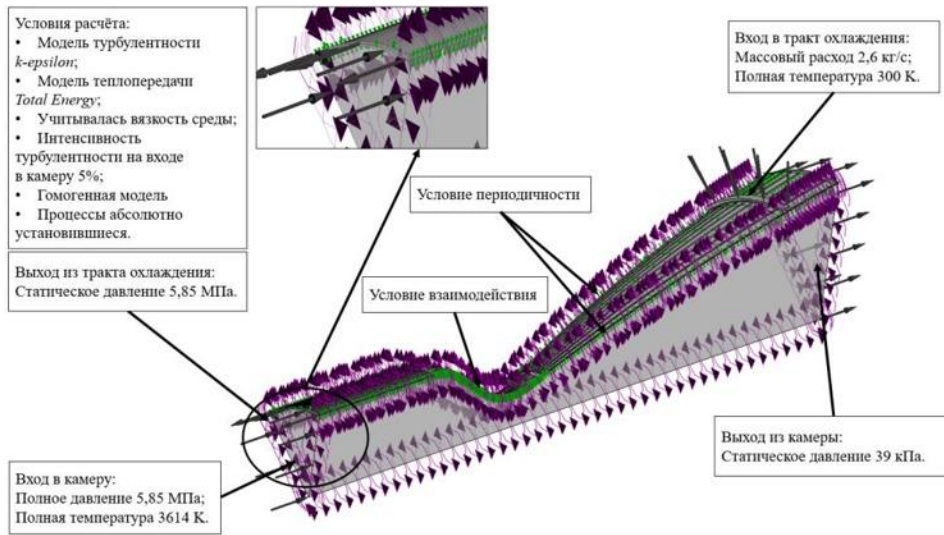


Рис. 10. CFD-модель сопряжённого моделирования

В результате моделирования были получены параметры камеры и тракта охлаждения (таблица 1), а также температуры стенок (таблица 2).

3) Для уточнения результата было решено провести измельчение сетки по наружной поверхности камеры, а также добавить рёбра, которые позволят увеличить теплообмен. В результате проведённых мероприятий удалось добиться значения параметра Y_{plus} менее 4 (рисунок 11).

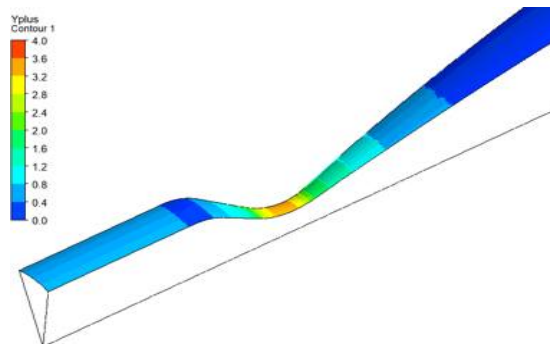


Рис. 11. Распределение параметра Y_{plus}

В программе NX 8.5 была построена геометрическая модель рёбер совместно с холодной стенкой, которая затем была разбита на сетку конечных элементов в ANSYS Meshing (рисунок 12).

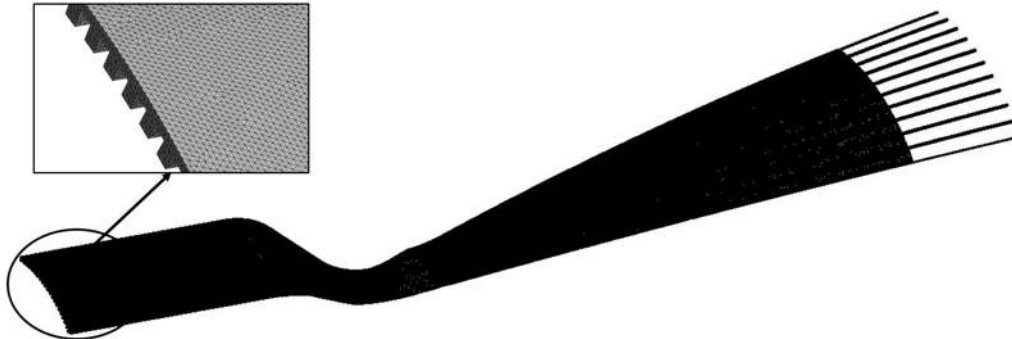


Рис. 12. Сеточная модель холодной стенки с рёбрами

Для корректного процесса теплообмена были наложены связи между соприкасающимися поверхностями тракта охлаждения с соответствующими им поверхностями рёбер (рисунок 13).

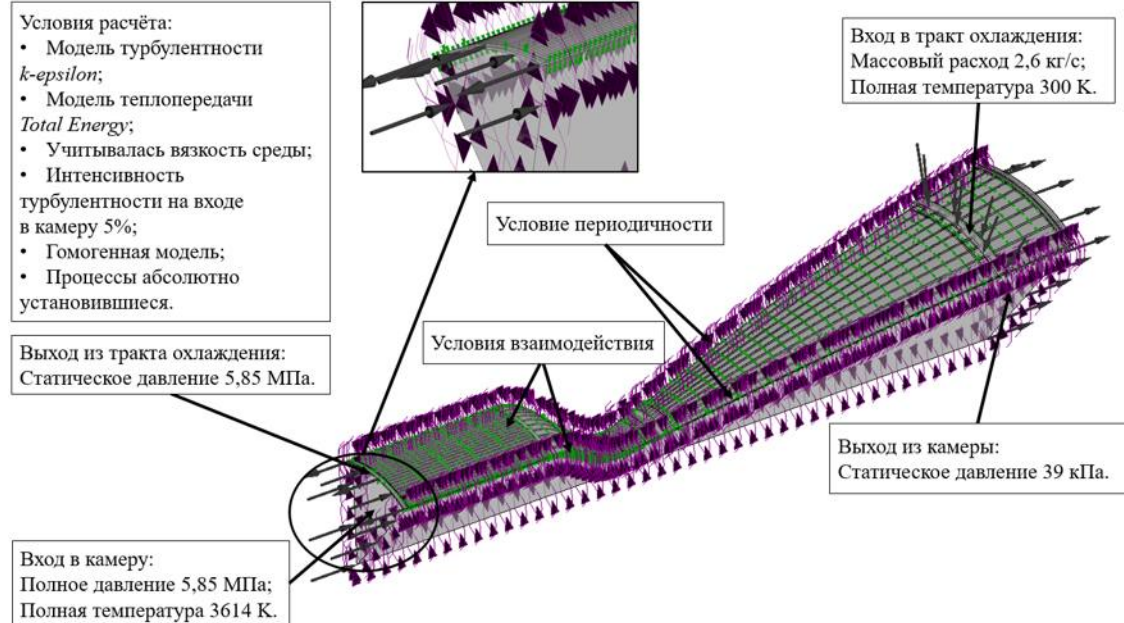


Рис. 13. CFD-модель сопряжённого моделирования с оребрением

Для ускорения расчёта была проведена инициализация с предыдущего решения, полученные результаты были сопоставлены в сводной таблице 2 и на рисунке 14.

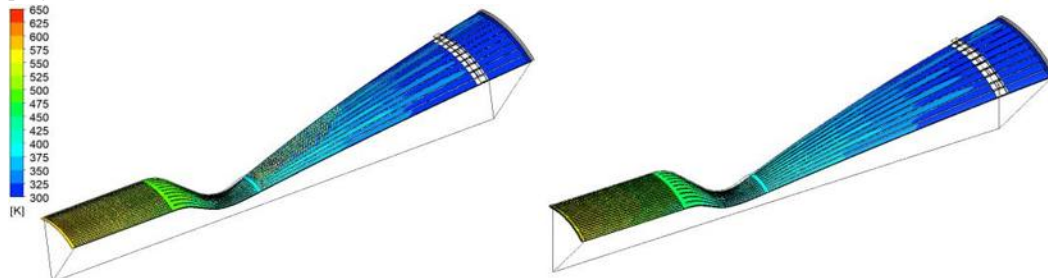


Рис. 14. Температура компонента в охлаждающем тракте до и после оребрения

Таблица 1 – Результаты моделирования

	Справочные данные	TERRA	Моделирование по отдельности	Сопряжённое моделирование (с учётом тракта охлаждения)	Погрешность относительно справочных данных, %
Удельный импульс тяги, м/с	3067	3337	3072	3020	1,5
Тяга, кН	223	-	220	216	3,1
Давление в тракте охлаждения, МПа	9,26	-	7,95	7,89	14,8
Массовый расход через камеру, кг/с	73	-	71,64	71,5	2

Таблица 2 – Сравнение результатов расчётов с оребрением и без

Температура, К	Расчёт без оребрения			Расчёт с оребрением			
	Холодной стенки	Горячей стенки	Компонента	Холодной стенки	Горячей стенки	Компонента	Рёбер
На срезе сопла	313	682	343	310	650	332	315
В критическом сечении	437	1407	505	414	1347	454	430
На выходе из тракта охлаждения	586	1250	620	550	1100	553	547

Из полученных данных видно, что погрешность определения удельного импульса тяги (1,5%) и массового расхода (2%) сопоставимы с математической, погрешность давления в тракте охлаждения обусловлена тем, что данные по давлению имеются на выходе из насоса, с учётом гидравлических потерь (около 1,5 МПа) погрешность составила бы примерно 1,6%, погрешность по тяге 3,1% обусловлена накоплением охладителя и стенок

Библиографический список

1. <http://pre.de/energomash/RD-107/index.html>
2. Егорычев, В.С. Термодинамический расчет и проектирование камер ЖРД с СПК TERRA: учеб. пособие. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2013.-108 с.: ил.
3. Zubanov V. M., Egorychev V. S., Shabliy L. S. Design of Rocket Engine for Spacecraft Using CFD-Modeling // 2015. — Vol. 104. — P. 29-35

УДК 621.922.02

ПОВЫШЕНИЕ СТОЙКОСТИ ШЛИФОВАЛЬНОГО КРУГА НА ОСНОВЕ ОПТИМИЗАЦИИ ГЕОМЕТРИИ АБРАЗИВНОГО ЗЕРНА

И.П. Никифоров, Д.А. Максимов

Псковский Государственный Университет

Технический прогресс в современном оборонно-промышленном комплексе обусловлен быстро возрастающими требованиями к точности размеров и геометрической формы сложных по конструкции деталей машин, а также к высокому качеству их поверхности, особенно, если речь идет о труднообрабатываемых и дорогостоящих материалах. В основном, такие сложные задачи решает только шлифовальная обработка.

Анализ эффективности применения шлифовальных кругов показывает, что, несмотря на их широкое распространение в механической обработке, они лишь частично используют свои потенциальные возможности. Одной из основных причин такой ситуации является неупорядоченность формы и ориентации абразивных зерен в теле данных инструментов. Как следствие, формируются следующие явления в процессе обработки:

1. Неблагоприятную геометрию режущих микроклиньев;
2. Истирание или скалывание режущих микроклиньев;
3. Вырывание целых зерен из связки круга;
4. Налипание частичек обрабатываемого материала на вершинах микроклиньев;
5. Заполнение пор круга продуктами отходов.

В результате часть зерен не участвует вообще, либо принимает слабое участие в совокупном процессе микрорезания. Неупорядоченная форма и ориентация зерен формируют также дефекты структуры шлифовальных кругов и, как следствие, снижают их прочность и допустимую скорость работы. Кроме того, из-за большого числа переменных параметров шлифовального инструмента, появляются большие трудности в изучении теоретических и экспериментальных закономерностей данного процесса обработки [1].

В этой ситуации появляется актуальность дальнейшего изучения возможностей повышения эксплуатационных параметров, экономических и качественных показателей процесса шлифовальной обработки. Оптимизация геометрии абразивных зерен в шлифовальных кругах открывает перспективу повышения физико-механических и режущих свойств этих инструментов.

Одним из прямых решений задачи по оптимизации геометрии шлифовального инструмента является увеличение количества кромок, воспринимающих нагрузку. В свою очередь, количество кромок, участвующих в резании, зависит, прежде всего, от:

1. Пространственного расположения в теле инструмента;
2. Формы, т.е. соотношением длины, высоты и ширины между собой, а также характера микронеровностей на поверхности зерна.

Форма абразивного зерна зависит от качества абразивного материала, а именно правильности формы кристаллов, их изометричности и размеров, что обусловлено условиями кристаллизации. Пространственное расположение абразивных зерен характеризуется их направлением наибольшей осью по отношению к плоскости резания.

Существующие в настоящее время технологии производства шлифовальных кругов таковы, что формы отдельных зерен и их пространственное положение остаются не контролируемыми в процессе изготовления этих инструментов. Такая неоднородность форм зерен внутри стандартных фракций абразивов в целом оказывает сильное влияние на период стойкости шлифовального инструмента [1].

Однако уже на сегодняшний день существуют два основных вида оптимизации геометрии абразивного зерна (рисунок 1):

Радиальной ориентацией зерен игольчатой формы, т.е. их пространственным расположением вдоль радиусов, в направлении от центра к периферии круга ($\Theta \approx 90^\circ$);

Тангенциальной ориентацией зерен изометрической формы ($\Theta \approx 0^\circ$), при которой наибольшие оси симметрии зерен располагаются параллельно плоскости резания [2].

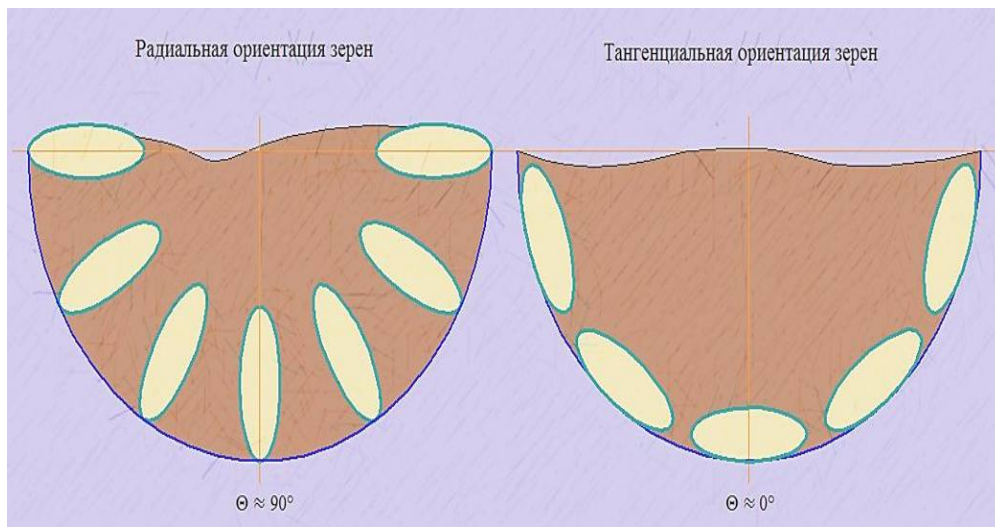


Рис. 1. Современные виды оптимизации геометрии абразивных зерен

В качестве рассматриваемых эксплуатационных показателей рассмотрим следующие параметры:

1. Режущая способность (Q , г/мин), называемая также производительностью шлифования и определяемая как отношение массы снятого материала заготовки за определенный период времени;
2. Коэффициент шлифования ($K_{ш}$), вычисляемый как отношение массы снятого материала заготовки к израсходованной массе круга;
3. Эффективная мощность резания ($W_{эф}$, Вт), характеризующая уровень энергозатрат при работе шлифовального круга;
4. Температура в зоне резания (T , °C);
5. Шероховатость обработанной поверхности (Ra , мкм).

Для общего представления зависимости значения эксплуатационных показателей шлифовальных инструментов от формы и ориентации абразивных зерен приводится схематический рисунок 2.

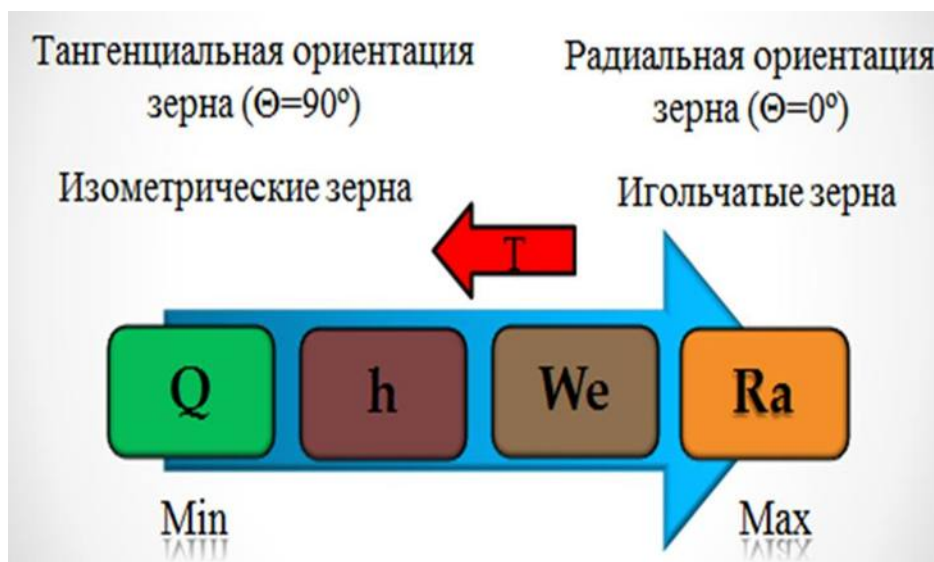


Рис. 2. Зависимость значения эксплуатационных показателей шлифовальных инструментов от формы и ориентации абразивных зерен

Сегодняшняя практика эксплуатации шлифовальных кругов показывает, что для обеспечения максимальной стойкости шлифовальных инструментов целесообразно использовать зерна, близкие к изометрической формы тангенциальной ориентацией с значениями. Для достижения максимальной режущей способности шлифовальных инструментов, снижения деформаций обрабатываемого материала и температуры резания необходимо применять зерна, близкие к игольчатой формы радиальной ориентации [3,4,5]. Каждый вид оптимизации геометрии абразивного зерна увеличивает только отдельные значения эксплуатационных параметров, уменьшая при этом другие.

Рассматривая данную проблематику можно предложить третье направление по оптимизации формы абразивных зерен. Не изучен широко вопрос о свойствах абразивных зерен дисковой и пластинчатой форм. Зерна этих форм могут иметь большой спектр оптимизации их геометрии, так как они обладают комбинированными свойствами изометрических и игольчатых форм. Такие формы зерен могут обеспечивать все эксплуатационные параметры в процессе обработки с более максимальными оптимизированными показателями, если их ориентировать в теле инструмента в осевом направлении по отношению к плоскости резания. Для сравнения положения режущих кромок абразивных зерен при трёх методах их оптимизации геометрии приводится рисунок 3.

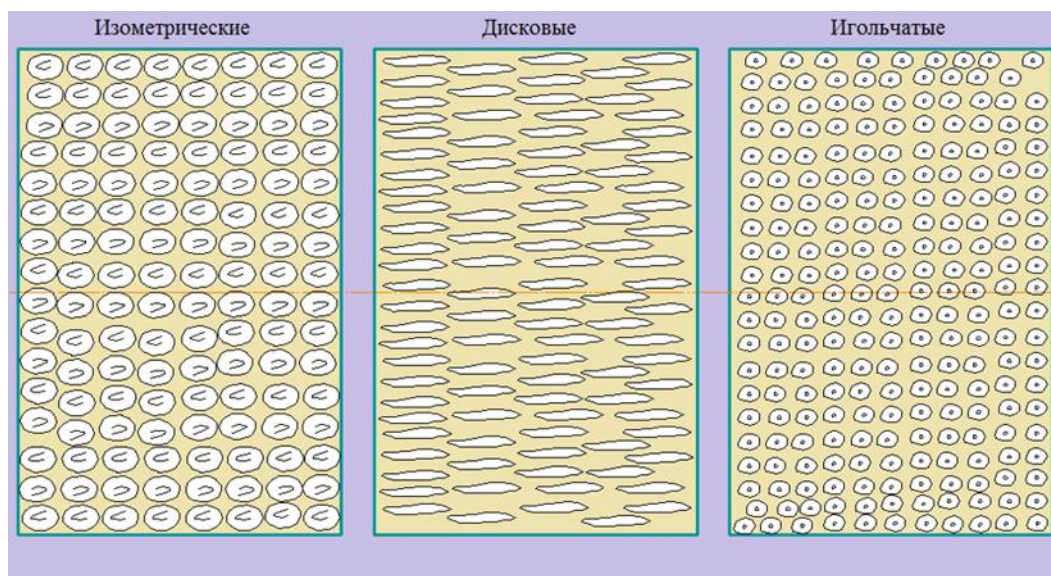


Рис. 3. Сравнение положения режущих кромок абразивных зерен в периферии инструмента при трёх методах их оптимизации геометрии

У зерен дисковой формы осевой ориентации будут по отношению к другим видам оптимизации следующие преимущества в виде:

1. Повышенной режущей способностью «Q», так «зерна дисковой и пластинчатой форм расположены большей осью параллельно к периферии круга. Поэтому и их режущие микроклинья будут иметь большую длину, соотношение выступающих микронеровностей будет сводиться к минимуму, а значения передних углов, благоприятных для достижения максимального показателя режущей способности, остаются аналогичными, как и при радиальной ориентации игольчатый зерен.
2. Коэффициент шлифования « $K_{ш}$ » в данном случае будет иметь среднее значение, по отношению к другим видам оптимизации. В процессе обработки игольчатые абразивные зерна, воспринимающие нагрузку заостренными участками, имеют максимальные напряжения вблизи своих вершин, и происходит откалывание микрочастиц, то есть самозатачивание. В изометрических зернах снижение максимальных напряжений происходит в результате равномерного их распределения в объеме вдоль линий режущей кромки.
3. Эффективная мощность резания « $W_{эф}$ », затрачиваемая на резания в предложенном варианте будет большей, так зерна дисковой и пластинчатой форм будут снимать большие объемы припуска ввиду их развитой режущей кромки, по отношению к другим способам оптимизации.

4. Температура в зоне резания «Т» в предложенном варианте будет иметь промежуточное значение между радиальной и тангенциальной ориентации. Температура максимальна там, где большие значения коэффициентов трения. Зерна изометрической формы при тангенциальной ориентации располагаются меньшими передними углами и более плоской поверхностью по отношению к обрабатываемой поверхности. Следовательно, здесь наблюдается высокая температура резания. При радиальной ориентации игольчатой формы зерен присущи благоприятные передние углы резания и малые площадки поверхностей зерен, расстояние между режущими клиньями соседних зерен превышает их собственные размеры. Следовательно, температура здесь будет иметь минимальные значения.

5. Шероховатость обработанной поверхности «Ra» при осевой ориентации дисковых и пластинчатых зерен будет наименьшей по отношению к игольчатым зернам с радиальной ориентации, но большей, чем при тангенциальной ориентации изометрических зерен.

Библиографический список

1. Курдюков В.И. Основы абразивной обработки: учебное пособие. М.: Курган: Изд-во Курганского гос. ун-та, 2014. – 195 с.
2. Коротков В.А. Геометрия и напряженное состояние ориентированных шлифовальных зерен контролируемой формы. М.: Обработка металлов N 2(63), 2014. –.62–77с.
3. Люкшин В.С. Повышение работоспособности шлифовальных лент путем использования зерен с контролируемой формой и ориентацией. М.: Автореферат Томск 2007. 8 – 16 с.
4. Коротков В.А. Геометрия и напряженное состояние ориентированных шлифовальных зерен контролируемой формы. М.: Обработка металлов N 2(63), 2014. –.62–77с.
5. Байдакова Н.В., Назаренко В.А., Крюков С.А., Байдакова Т.А. Повышение производительности и качества обрабатываемых деталей при использовании шлифовальных инструментов с зерном контролируемой формы. «Материаловедение и технология конструкционных материалов – важнейшие составляющие компетенции современного инженера. Проблемы качества технологической подготовки». Опул. в ВИСТех (филиал) ВолгГАСУ, 2007 г. 15 – 19 с.

УДК 536.24

ПРОБЛЕМЫ ОСУШКИ ЕМКостей ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ РАКЕТНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ

Е. А. Пешкова, О. Л. Прусова

Омский государственный технический университет, г. Омск

При производстве ракетных транспортных систем одной из важнейших проверок, влияющих на дальнейшую работоспособность этих систем, является проверка на герметичность. Чтобы результаты данной проверки были достоверными, поверхности проверяемых емкостей нужно предварительно подготовить: очистить и осушить. В настоящее время в ракетной технике применяются следующие методы осушки изделий [1]: конвективный, температурный (кондуктивный), температурно-вакуумный и комбинированный (сушка последовательно несколькими методами).

Каждый из перечисленных методов имеет свои достоинства и недостатки. Например, конвективный метод не позволяет удалить влагу из тупиковых зон и из систем сложной конфигурации, в то время как вакуумный метод позволяет это сделать. Однако при использовании вакуумного метода предъявляются высокие требования к герметичности осушаемых объектов. Температурный метод не подходит для длинномерных и крупных объектов, так как требует высоких затрат энергии и времени. Следовательно, для более качественной осушки изделий лучше данные методы комбинировать, причем использовать не последовательную их комбинацию, а параллельную.

Проведем патентно-информационный поиск и определим, какие методы сушки твердых материалов или предметов предлагается применять в различных областях промышленности, а также установим, какие теоретико-экспериментальные исследования процесса испарения жидкости при различных воздействиях (температурном, вакуумном, конвективном) проводились.

В результате патентно-информационного поиска было установлено, что для сушки твердых материалов или предметов в ракетно-космической, нефтегазовой, энергетической отраслях промышленности предлагается применять следующие способы:

- 1) вакуумный: вакуумирование осушаемой полости с помощью вакуум-насоса [2 – 5];
- 2) конвективный: продувка осушаемого объекта теплоносителем (горячим воздухом) [6];

3) конвективно-кондуктивный: обдув осушаемых объектов теплоносителем при одновременной работе нагревательных элементов, нагревающих теплоноситель и осушаемые объекты [7];

4) конвективно-вакуумный:

4.1) многократные последовательные операции вакуумирования трубопровода и наддува его осушенным газом [8];

4.2) осушаемая полость первоначально вакуумируется, а затем продувается смесью атмосферного воздуха и азота, полученного из атмосферного воздуха [9] либо продувается инертным газом на основе азота, полученным из атмосферного воздуха [10]. Сушка ведется в режиме рециркуляции указанной газовой смеси;

4.3) осушаемая полость первоначально вакуумируется, а затем продувается инертной газовой смесью на основе азота, выделенной из атмосферного воздуха, осушка которой осуществляется путем ее расширения внутри осушаемой полости за счет поддерживаемого там вакуума. В полость подается такое количество этой смеси, которое обеспечивало бы стационарную вакуумную продувку трубопровода в течение времени, необходимого для достижения требуемой влажности [11];

4.4) осушаемая полость первоначально вакуумируется, а затем продувается наружным атмосферным воздухом, осушка которого осуществляется путем его дросселирования на входе в осушаемую полость. Воздух подается в количестве, обеспечивающем стационарный режим вакуумной продувки и в течение времени, необходимом для достижения на выходе из осушаемой полости остаточной влажности заданной величины [12];

5) комбинированный: продувка предварительно осушенным атмосферным воздухом, вакуумирование, доосушка одновременно с вакуумированием путем продувки азотом, полученным из атмосферного воздуха [13].

В результате поиска работ по теоретико-экспериментальным исследованиям процесса испарения жидкости было установлено, что моделирование нагрева и испарения капель жидкости широко изучалось с начала прошлого века, и результаты этих исследований были обобщены в многочисленных обзорах и монографиях. Основным стимулом для этих исследований был связан с инженерным, экологическим и фармацевтическим применением результатов этого моделирования. Например, капельный нагрев и испарение являются неотъемлемой частью процессов, приводящих к самовоспламенению смеси паров автомобильного топлива и воздуха в дизелях [14]. Значимость исследований многокомпонентных капель обусловлена тем, что современное топливо представляет собой сложные многокомпонентные жидкости [15]. Моделирование сферических капель, испаряющихся в газовой среде, имеет широкое инженерное применение, например, при сжигании спрея, распылительном охлаждении, распылительной сушке, пожаротушении и т. д. [16].

Испарение пленок жидкости широко изучается, поскольку тонкие пленки жидкости используются в различных технологических процессах. Пленочные потоки реализуются в устройствах энергетической, химической и пищевой промышленности (испарителях, конденсаторах, теплообменниках, дистилляционных колоннах, абсорберах) для интенсификации процессов тепло- и массообмена [17]. Кроме того теплообмен при испарении пленок жидкости в воздухе имеет различное промышленное применение, такое как предварительное смешивание перед сгоранием, сушка, деминерализация, опреснение, кондиционирование воздуха [18].

Известны следующие теоретико-экспериментальные исследования процесса испарения жидкости при различных граничных условиях при следующих воздействиях:

1. Конвективное воздействие (принудительная конвекция):

1.1. В [19] приведены результаты теоретических исследований по испарению капли топлива (n-декана и дизельного топлива), впрыснутой в горячий газ; разработанная авторами модель отличается тем, что в ней учитывается поглощение теплового излучения каплей жидкости в процессе испарения, а также изменение свойств жидкости при ее нагревании излучением. Установлено, что с увеличением температуры поверхности капли испаряемого вещества тепло, поступающее на эту поверхность конвекцией, уменьшается, а тепло, затрачиваемое на испарение капли, увеличивается. Проведено сравнение данных, полученных с помощью представленной модели, с более точной «объемной моделью» испаряемой капли, что показало хорошую сходимость результатов.

1.2. В [16] приведены результаты теоретических исследований по испарению капли. Была разработана принципиально новая модель испарения однокомпонентной капли в высокотемпературных потоках воздуха. Предложенная модель разработана по методу, основанному на теории пленок. По сравнению с классической моделью, данная модель позволяет с удовлетворительной точностью рассчитать размер капли и изменение температуры. Теоретические данные сопоставляются с

экспериментальными (для воды и бензина), выбранными из научной литературы, что показывает хорошую сходимость результатов и качество прогноза эксперимента. Данная модель капельного испарения в горячей среде при конвективном воздействии, в отличие от других моделей, учитывает зависимость плотности газа от температуры и концентрации пара.

1.3. Численные исследования испарения одной многокомпонентной капли представлены в [15]. Была исследована капля, состоящая из бинарной смеси этанола и изооктана. Капля испаряется с поверхности при воздействии горячего потока воздуха. Модель испарения, подходящая для подобных смесей, была реализована и проверена по экспериментальным данным для однокомпонентной капли из открытой литературы. Кроме того, было проведено параметрическое исследование для изучения влияния температуры воздуха, жидкости, состава воздуха и жидкости на испарение капель.

1.4. В [14] приведен обзор современных разработок в области теоретического и экспериментального моделирования нагрева и испарения капель различного топлива (н-додекана, биодизельного, дизельного и бензинового топлива) за 2014-2017 года. Рассматривается моделирование нагрева как испаряющихся, так и неиспаряющихся капель, причем модели конвективного и радиационного нагрева описываются отдельно. Приводятся модели капельного нагрева и испарения монокомпонентных капель. Выявлены наиболее важные нерешенные проблемы: влияние формы капли на ее испарение (сферическая/несферическая), эффект взаимодействия капель, влияние движения границы раздела фаз жидкости при ее испарении, моделирование сложных многокомпонентных капель.

1.5. Большинство современных теоретических моделей испарения капель разработаны для сферической капли. Однако нестатическая капля имеет тенденцию деформироваться, особенно при высоких значениях числа Рейнольдса. Эксперименты и численные исследования показывают, что сплюснутый сфероид является правильной формой-приближением для капли. Поэтому в [20] проведено теоретическое исследование испарения сфероидальных капель жидкости при принудительной конвекции. Форма капли описывается как сплюснутый сфероид. Физические свойства (плотность, коэффициент теплопроводности и удельная теплоемкость) считались постоянными при испарении. Установлено, что массовая скорость испарения меньше и время выгорания короче для сплюснутой сфероидальной капли, чем для сферической капли, имеющей ту же площадь поверхности. Достоверность математической модели подтверждается данными из литературы.

1.6. В [21] представлены результаты экспериментальных и численных исследований нестационарного процесса испарения подвешенных капель чистых жидкостей в сухой воздух при вариациях начальной температуры капли, температуры газовой среды (до 300 °C) и относительной скорости обтекания. Проанализированы зависимости изменения размера испаряющейся капли во времени от термогазодинамических условий и теплофизических свойств жидкой и газовой фаз.

1.7. В [22] разработана полуаналитическая модель конвективного испарения неподвижных капель химического агента HD (Mustard, иприт) с твердой поверхности в турбулентном потоке. Модель демонстрирует, что наличие турбулентности может значительно увеличить скорость испарения. В модели было использовано число Рейнольдса, основанное на скорости трения (скорости сдвига, friction velocity), потому что оно более уместно для неподвижных капель, чем число Рейнольдса, основанное на скорости свободного потока. Сформулированная модель успешно подтверждена проведенными экспериментами в аэродинамической трубе. Используя модель, для всех размеров капель, скоростей свободного потока, интенсивностей турбулентности и окружающих температур была разработана уникальная кривая испарения и определены модельные коэффициенты. Описанная методология обеспечивает важное средство для масштабирования скорости испарения опасных веществ от лабораторных испытаний до реальных условий, что особенно важно при испытаниях опасных химических веществ на открытом воздухе из-за существующих ограничений.

2. Конвективное воздействие (естественная конвекция):

2.1. Анализ модели тепломассопереноса в процессе испарения капли (воды) представлен в [23]. Здесь установлена упрощенная модель испарения одной капли в застойное (неподвижное) газовое пространство. Данная математическая модель основана на диффузии молекул на поверхности капли, подвергнутой граничным условиям постоянной температуры и теплопроводности, передающейся по внешней поверхности сферической капли. Исследовано влияние таких переменных, как температура и влажность окружающей среды, а также начальный радиус капли. Результаты сравнения данной модели с численными и аналитическими решениями из литературы показывают, что данная модель может дать лучшие результаты, чем другие.

2.2. В работе [24] теоретически и экспериментально изучался характер испарения взвешенных капель (метанола, обычного керосина и авиационного керосина) в спокойной высокотемпературной

среде. Предложена новая модель капельного испарения, впервые учитывающая эффект естественной конвекции. Результаты расчета новой модели капельного испарения согласовываются с экспериментальными данными, полученными в настоящей работе, для керосина, метанола и других топлив с относительными отклонениями менее 20%. Относительные отклонения между прогнозами новой модели испарения для керосина и экспериментальными данными из литературы находятся в пределах 10%.

3. Температурное (кондуктивное) воздействие:

3.1. В [25] представлены численные исследования процесса испарения жидкой пленки в круглых и квадратных микрополостях. Расчеты проводились для пары вода-воздух при давлении 1 атм. Авторы изменяли угол смачивания, при постоянстве остальных параметров: начальная температура 25 °С, температура стенки 70 °С, начальная толщина пленки 8 мкм, высота и радиус микрополости соответственно 10 и 24 мкм. Данное исследование было выполнено с использованием метода фиксации уровня, расширенного для двух- и трехмерного испарения пленки. Установлено, что скорость испарения жидкости при малых углах смачивания не зависит от формы микрополости, будь то круглая или квадратная. Физические эксперименты для подтверждения расчетов не проводились.

3.2. В [26] разработан метод численного моделирования движения трехмерных частиц в пленке испаряющейся жидкости. В исследовании используются параметры воды и воздуха. Испарение жидкости происходит из-за нагревания стенки до 80 °С. Здесь применяется метод фиксации уровня для определения границ раздела фаз между жидкостью и газом и жидкостью и твердыми частицами, находящимися в испаряемой жидкости. Метод прямого численного моделирования подтвержден с помощью трехмерного расчета двух частиц в однофазной жидкости, результаты которых представлены в литературе. Также данный метод был расширен для трехмерного движения частиц при испарении жидкой пленки.

3.3. В [27] рассматривается передача тепла испаряющимся пленкам жидкости в вертикальной трубе. Здесь представлены результаты экспериментальных исследований по испарению пленок метанола, изопропанола и воды, а также описывается процесс испарения пленок, стекающих по вертикальному нагреваемому каналу.

3.4. Работа [28] посвящена исследованию свободной конвекции внутри капли при испарении жидкости (воды и водно-солевого раствора) и ее влияния на теплообмен. Капля жидкости располагалась на горизонтальной цилиндрической поверхности меди, температура поверхности которой составляла 53 °С. Новизна работы в том, что экспериментально исследовано влияние свободной конвекции в газе и жидкости.

3.5. В работах [29 – 30] изучалось испарение капли воды на нагреваемой поверхности с регулируемой смачиваемостью (использовались подложки с различными покрытиями) при подвижной, частично подвижной и полностью неподвижной линии контакта трех фаз (жидкость–газ–твердое тело). В [30] экспериментальные и теоретические исследования выполнялись при одной температуре поверхности ($T = 64$ °С), а в [29] проведено только экспериментальное исследование испарения капли, но для диапазона температур нагреваемой поверхности от 55 до 85 °С. Полученные в работах [29 – 30] результаты хорошо согласуются между собой. Установлено, что с уменьшением объема капли воды удельная скорость испарения возрастает, особенно на последней стадии испарения капли.

3.6. В [31] для анализа испарения микрокапель воды на нагретой поверхности использовался метод фиксации уровня. Проведены численные исследования влияния температуры стенки, динамического угла контакта и начального диаметра капли на процесс испарения микрокапель. Метод фиксации уровня дополнен в данной работе учетом эффекта испарения на границе раздела в сочетании с тепломассопереносом. Установлено, что данные, полученные описанным численным методом, сопоставимы с точным решением и экспериментальными данными, взятыми из литературы.

4. Конвективно-кондуктивное воздействие:

4.1. В [18] численно исследовано испарение стекающей по вертикальному каналу пленки двухкомпонентной жидкости (вода + этиленгликоль) при смешанной конвекции. Пленка жидкости стекает по нагретой пластине вертикального канала, другая пластина сухая и имеет постоянную температуру. В данной работе также представлен анализ влияния параметров поступающей в канал жидкости на толщину пленки и скорость испарения: установлено, что повышение температуры жидкости на входе и температуры газа на входе и во внешнем тепловом потоке усиливает испарение смеси. Физические эксперименты для подтверждения расчетов не проводились.

4.2. В [17] описывается полуаналитический метод решения задачи нагрева пленки жидкости, движущейся под действием силы тяжести и потока газа. Рассматривается двумерное стационарное

ламинарное течение жидкой пленки с постоянной толщиной по стенке, наклоненной по отношению к горизонту. Поверхность жидкости контактирует с движущимся газом, температура стенки нагревателя установлена и постоянна, температура жидкости и газа совпадает. Данный способ учитывает напряжения сдвига на поверхности пленки при воздействии потока газа, а также теплообмен между ними. Для проверки эффективности предложенного метода расчеты, полученные с помощью него, сравниваются с численным решением, полученным методом конечных разностей, что показало хорошее согласование метода с численным решением. Данный метод, в отличие от численных, проясняет некоторые физические процессы, характеризующие процесс испарения.

4.3. В работе [32] проводились численные исследования по определению особенностей динамики и испарения тонкой локально нагреваемой пленки вязкой несжимаемой жидкости, увлекаемой потоком газа в микроканале, при сохранении площади нагрева постоянной, но при изменении продольного и поперечного размеров нагревателя. Установлено, что при достаточно малых площадях нагрева испарение интенсивнее происходит у широких нагревателей, чем у узких. Для узких и длинных нагревателей процесс испарения развивается медленнее по сравнению с более широкими нагревателями, но затем интенсифицируется за короткое время. Физические эксперименты для подтверждения расчетов не проводились.

5. Комбинированное воздействие (пониженное давление, кондуктивное и ультразвуковое воздействие) изучалось в работе [33]: теоретически и экспериментально исследовано ультразвуковое (УЗВ) и кондуктивное (тепловое) воздействие (ТВ) по отдельности и в совокупности на процесс испарения пленки жидкости (воды) в условиях пониженного давления (до 0,8 кПа). Разработана математическая модель влияния УЗВ, ТВ и давления парогазовой смеси в вакуумной камере на температуру и скорость испарения жидкости. Расхождение результатов математического моделирования и экспериментальных исследований составило не более 10%. Установлено, что совместное использование УЗВ и ТВ в условиях пониженного давления приводит к увеличению скорости испарения жидкости в 1,5 раза, чем при использовании УЗВ и ТВ по отдельности. Отмечается, что планируемый максимальный эффект от совместного использования УЗВ и ТВ в условиях пониженного давления не был достигнут, так как, электронагреватель располагался на дне ванны и гасил колебания УЗВ.

Как видно из проведенного обзора литературы, имеется большое количество теоретических и экспериментальных исследований испарения жидкости, причем они проводились как для однокомпонентной, так и для многокомпонентной капли жидкости, и как для неподвижной, так и подвижной пленки жидкости. Изучалось испарение жидкости при следующих воздействиях: принудительная либо естественная конвекция, температурное (кондуктивное), конвективно-кондуктивное воздействие. Влияние на испарение жидкости комбинации воздействий практически не изучено.

На основании проведенного исследования нами предлагается совместно использовать конвективный, температурный (кондуктивный) и вакуумный метод для осушки изделий. Это позволит сократить время сушки, высушить объекты сложной конфигурации и больших размеров. Однако при этом встает вопрос об увеличении энергозатрат. Поэтому предлагается применять эти методы не одновременно, а последовательно, причем для оптимального управления процессом осушки изделий использовать принцип максимума Понтрягина. Подобная задача теоретически решалась для конвективно-кондуктивного воздействия – в работе [34], а для термовакuumного воздействия – в [35]. Теоретическое и экспериментальное исследование термовакuumного воздействия проводилось в [36], однако в данной работе эти воздействия применялись одновременно, то есть без оптимизации управления процессом осушки.

В дальнейших работах планируется провести теоретико-экспериментальное исследование оптимизации затрат энергии на испарение жидкости при совместном конвективном, кондуктивном и вакуумном воздействии, используя принцип максимума Понтрягина.

Библиографический список

1. ОСТ 92-0019-78 Методы и режимы сушки изделий перед испытаниями на герметичность.
2. Пат. 1830857 СССР, МПК В64G 1/50. Способ удаления теплоносителя из систем терморегулирования космических аппаратов / Цихоцкий В.М. Опубликовано: 09.06.1995.
3. Пат. 2307774 Российская Федерация, МПК В64G 1/50. Способ удаления из гидромагистралей несливаемых остатков теплоносителя / Безруких А.Д. Опубликовано: 10.10.2007. Бюл. № 28.
4. Пат. 2350860 Российская Федерация, МПК F 26 B 5/04. Установка для осушки газопровода / Гофман М.С., Ловцов А.В, Дейнеженко В.И. Опубликовано: 27.03.2009. Бюл. № 9.

5. Пат. 2403517 Российская Федерация, МПК F26B 20/00, F26B 5/04. Установка для осушки газопровода / Гофман М.С. Опубликовано: 10.11.2010. Бюл. № 31.
6. Пат. 2460953 Российская Федерация, МПК F26B 3/02, F26B 7/00, F26B 9/10. Установка для сушки труб и способ сушки / Артемкин А.А., Колмаков А.В. Опубликовано: 10.09.2012. Бюл. № 25.
7. Пат. 2403513 Российская Федерация, МПК F26B 3/04, F26B 3/20, F26B 9/06. Способ осушки длинномерных изделий, преимущественно статоров электродвигателей погружных насосов, и установка для осуществления способа / Расторгуев Д.А., Солдатов А.А., Дорошенко А.Н., Козлов А.В. Опубликовано: 10.11.2010. Бюл. №31.
8. Пат. 2170608 Российская Федерация, МПК B01D 53/26. Способ осушки внутренних магистралей системы терморегулирования / Коптелов К.А., Курбаков В.В., Цихоцкий В.М. Опубликовано: 20.07.2001. Бюл. № 20.
9. Пат. 2272974 Российская Федерация, МПК F 26 B 5/04. Способ осушки полости трубопроводов и устройство для его осуществления / Губанок И.И., Дубинский В.Г., Егоров И.Ф., Усошин В.А., Усенко М.И., Эндека Ю.С. Опубликовано: 27.03.2006. Бюл. № 9.
10. Пат. 2373466 Российская Федерация, МПК F26B 7/00, МПК F26B 5/04 . Способ осушки полости газопровода после гидравлических испытаний / Дубинский В.Г., Антипов Б.Н., Егоров И.Ф., Усенко М.И., Вятин А.С., Братков И.С., Кудрявцев Д.А. Опубликовано: 20.11.2009. Бюл. № 32
11. Пат. 2300062 Российская Федерация, МПК F 26 B 5/04. Способ и устройство осушки газопроводов / Наумейко В.А., Наумейко С.А., Наумейко А.А. Опубликовано: 27.05.2007 Бюл. № 15.
12. Пат. 2198361 Российская Федерация, МПК F26B 7/00, F26B 5/04, F26B 19/00. Способ осушки полости оборудования и устройство для его осуществления / Егоров И.Ф., Гудков М.М., Сидоренко В. Г., Федюков А.С., Хандога В.И., Хороших А.В. Опубликовано: 10.02.2003. Бюл. № 4.
13. Пат. 2343379 Российская Федерация, МПК F26B 7/00, F26B 5/04. Способ осушки полости подводного участка магистрального газопровода после гидравлических испытаний / Дубинский В.Г., Антипов Б.Н., Егоров И.Ф., Пономарев В.М., Усенко М.И., Кудрявцев Д.А. Опубликовано: 10.01.2009. Бюл. №1.
14. Sazhin S.S. Modelling of fuel droplet heating and evaporation: Recent results and unsolved problems // Fuel 196 (2017) 69-101.
15. Banerjee R. Numerical investigation of evaporation of a single ethanol/iso-octane droplet // Fuel 107 (2013) 724-739.
16. Tonini S., Cossali G.E. A novel vaporisation model for a single-component drop in high temperature air streams // International Journal of Thermal Sciences 75 (2014) 194-203.
17. Aktershev S.P., Bartashevich M.V. Semi-analytical method for solving the problem of heating of the liquid film moving under gravity and gas flow // International Journal of Thermal Sciences 111 (2017) 491-498.
18. Nasr A., Al-Ghamdi A.S., Feddaoui M., Alsoufi M.S., Nasrallah S. B. Numerical study of falling binary liquid film evaporation: liquid film thickness // Desalination and Water Treatment 74 (2017) 35-43.
19. Abramzon B., Sazhin S. Convective vaporization of a fuel droplet with thermal radiation absorption // Fuel 85 (2006) 32-46.
20. Li J., Zhang J. A theoretical study of the spheroidal droplet evaporation in forced convection // Physics Letters A 378 (2014) 3537–3543.
21. Терехов В.И., Терехов В.В., Шишкин Н.Е., Би К.Ч. Экспериментальное и численное исследования нестационарного испарения капель жидкости // Инж.-физ. журнал. 2010. Т. 83, № 5. С. 829–836.
22. Navaz H.K., Chan E., Markicevic B. Convective evaporation model of sessile droplets in a turbulent flow – comparison with wind tunnel data // International Journal of Thermal Sciences 47 (2008) 963-971.
23. Wu Y., Zhang X., Zhang X. Simplified analysis of heat and mass transfer model in droplet evaporation process // Applied Thermal Engineering 99 (2016) 938-943.
24. WANG F et al. A new stationary droplet evaporation model and its validation, Chin J Aeronaut (2017), <http://dx.doi.org/10.1016/j.cja.2017.06.012>
25. Ahn H., Son G. Numerical simulation of liquid film evaporation in circular and square microcavities // Numerical Heat Transfer, Part A, 67: 934-951, 2015.
26. Hwang H., Son G. Direct numerical simulation of 3D particle motion in an evaporating liquid film // Journal of Mechanical Science and Technology 30 (9) (2016) 3929-3934.
27. Krupiczka R., Rotkegel A., Ziobrowski Z. Heat transfer to evaporating liquid films within a vertical tube // Chemical Engineering and Processing 41 (2002) 23-28.

28. Misyura S.Y., Morozov V.S. Free convection in a drop at liquid evaporation // IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series 1105 (2018) 012044.
29. Семенов А.А., Феоктистов Д.В., Зайцев Д.В., Кузнецов Г.В., Кабов О.А. Экспериментальное исследование испарения капли жидкости на нагреваемой твердой поверхности // Теплофизика и аэромеханика. – 2015. – Т.22, № 6. – С. 801-804.
30. Gatapova E.Ya., Semenov A.A., Zaitsev D.V., Kabov O.A. Evaporation of a sessile water drop on a heated surface with controlled wettability // Colloids and Surfaces A: Physicochemical and Engng Aspects. 2014. Vol. 441. P. 776–785.
31. Son G. A level-set method for analysis of microdroplet evaporation on a heated surface // Journal of Mechanical Science and Technology 24 (4) (2010) 991-997.
32. Кабов О.А., Кабова Ю.О. Влияние размеров нагревателя на испарение пленки жидкости, увлекаемой потоком газа в микроканале при локальном нагреве // Теплофизика и аэромеханика. – 2015. – Т.22, № 4. – С. 539-542.
33. Трушляков В. И., Новиков А. А., Лесняк И. Ю., Паничкин А. В. Исследование процесса тепло- и массообмена в замкнутой ёмкости при различных видах воздействия на жидкость // Проблемы машиноведения: Материалы II Международной научно-технической конференции. – 2018. – С. 130-136.
34. Трушляков В.И., Паничкин А.В. Оптимизация затрат энергии при конвективно-кондуктивном нагреве жидкости в цилиндрической емкости // Динамика систем, механизмов и машин. – 2018. – Т.6, № 4. – С. 153-163.
35. Трушляков В.И., Паничкин А.В. Оптимизация затрат энергии при термовакuumном испарении жидкости в замкнутом объёме // Проблемы машиноведения: Материалы II Международной научно-технической конференции. – 2018. – С. 311-323
36. Trushlyakov V., Panichkin A., Prusova O., Zharikov K. and Dron M. Theoretical and experimental researches of the liquid evaporation during thermal vacuum influences//Journal of Physics: Conference Series Volume 944 (2017) 012119 pp.1-14 //XI International scientific and technical conference "Applied Mechanics and Dynamics Systems" 14–16 November 2017, Omsk, Russian Federation.

УДК 621.01

**СРАВНЕНИЕ ТРАДИЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ
ОХЛАЖДАЮЩИХ СТЕРЖНЕЙ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННОГО
ДВИГАТЕЛЯ И МЕТОДА 3-D ПЕЧАТИ КЕРАМИКОЙ**

Питерсков П.

ФГБОУ ВПО «СПбНИУ ИТМО»

Керамические материалы используются в машинах, электронике, полупроводниках и в аэрокосмической промышленности благодаря их высокой твердости, высокой прочности, химической стабильности и высокотемпературным характеристикам. Однако высокая твердость и прочность керамических материалов также затрудняют формование и обработку керамических деталей. Наиболее часто используемые способы формования керамики включают литье из шликера, сухое прессование, пленочное литье и гель-формование. Однако в этих процессах есть определенные недостатки:

(1) Формирование сложных компонентов требует использования пресс-форм. Таким образом, эти процессы формования сильно зависят от формы и требуют высокой степени точности от формы. Поскольку изготовление высокоточных пресс-форм сопряжено с высокими затратами и длительными производственными циклами, трудно постоянно улучшать и обновлять изделие, изготовленное таким образом.

(2) Спеченные тела часто требуют механической обработки с использованием твердосплавных или алмазных режущих инструментов или лазера, чтобы обеспечить достаточный уровень точности в отношении размера и формы готового изделия.

(3) Некоторые специальные формы и элементы трудно изготовить с использованием обычных процессов формования, например внутренних полостей, отверстий, внутренних канавок и изгибов с небольшими углами. Эти недостатки наложили значительные ограничения на широко распространенную адаптацию высокотехнологичной керамики во многих применениях. Тем не менее, благодаря использованию технологий аддитивного производства для формирования сложных керамических деталей, можно обойти вышеупомянутые проблемы и обеспечить быстрое изготовление высокоточных керамических деталей.

Всё множество современных 3-D принтеров для печати керамикой имеет схожие проблемы, в частности – ограничение по габаритам рабочей зоны (максимальные размеры рабочей зоны имеет принтер компании 3DCERAM – 300x300x100 мм). Данное ограничение значительно сокращает области применения технологии, в частности – типоразмеры стержней лопаток газотурбинного двигателя (ГТД), которые можно печатать. Однако многие производители керамических 3-D принтеров заявляют, что занимаются разработкой принтеров с большей рабочей зоной (500x500x200 мм) и возможностью печати более широким спектром материалов (на данный момент основными материалами у большинства производителей являются оксид алюминия (Al_2O_3), оксид циркония (ZrO_2) и диоксид кремния (SiO_2)).

Сравнение технологий предполагалось делать в разрезе использования аддитивных процессов для печати элементов авиационной промышленности, в частности – охлаждающих стержней лопаток ГТД. Для проведения тестовых работ рассматривался производитель 3-D принтеров из Нидерландов – компания ADMATEC. Компания разрабатывает и производит 3-D принтеры по методу DLP для печати металлом и керамикой, в перспективе планируется разработка 3-D принтера для печати биметаллами.

В настоящее время литье по выплавляемым моделям (в оболочковые формы) является единственным методом, который позволяет в промышленном масштабе наиболее экономично получать заготовки рабочих и сопловых лопаток турбины, не нуждающихся в последующей обработке. Несмотря на значительный прогресс в технологии и средствах производства литых лопаток ГТД, брак в литейных цехах все еще значителен. При литье охлаждаемых рабочих лопаток турбины он достигает 50%. Брак проявляется по причине коробления стержня, смещения и полома в процессе прокаливании формы и заливки ее сплавом (таблица 1).

Таблица 1 – Отклонение толщины стенки лопатки ТВД

Тип лопаток	Вид брака, %				
	Отклонение от геометрических размеров	Засор, шлак	Рыхлота	Плены	Трещины
Рабочая I ступени	24...50	20...30	2,5...8,0	1,5...8,5	2,0... 14,0
Сопловая I ступени	24...50	22...33	2,0...3,5	1,2...6,0	0,5...7,5

В технологическом процессе изготовления отливки охлаждаемой лопатки турбины можно выделить следующие основные этапы: изготовление керамического стержня; изготовление выплавляемой модели лопатки; сборка моделей лопаток в блоки (секции); приготовление огнеупорной суспензии, окраска и сушка секций лопаток; удаление модельной массы из оболочек; прокатка оболочек; плавка металла, заливка оболочек и кристаллизация отливок; разрезка секций; удаление керамических стержней; контроль отливок лопаток.

Для изготовления стержней охлаждаемых деталей турбин применяются керамические смеси на основе ZrO_2 , которые обладают более высокой прочностью и термостойкостью, чем смеси на основе Al_2O_3 . При создании стержневой керамики решена задача формирования композиции, разрушающейся в щелочах. Технологический процесс получения стержня можно разделить на несколько основных этапов: подготовка исходных материалов (сушка, измельчение и т.д.); приготовление стержневой смеси; прессование стержней; рихтовка сырых стержней; укладка стержней в короба; обжиг стержней (твердофазное спекание); извлечение стержней из коробов и обдувка стержней; контроль и зачистка стержней; пропитка стержней в растворе лака (КО-815) с выдержкой до прекращения выделения пузырьков воздуха; сушка стержней при температурах 80-100°.

После остывания металла в формах и разрезки секций проводится удаление керамических стержней. Удаляют керамический стержень преимущественно химическим способом (выщелачиванием), например, в расплаве соли бифторида калия. К более современным способам удаления керамических стержней можно отнести способ обработки керамического стержня в отливках по меньшей мере одним нагретым раствором по меньшей мере одной кислоты, в котором перед обработкой нагретым раствором кислоты керамический стержень в отливках обрабатывают по меньшей мере одним раствором по меньшей мере одного поверхностно-активного вещества (ПАВ) с концентрацией не менее 0,01%, а затем по крайней мере одной струей жидкости высокого давления с эффектом кавитации, при этом в упомянутой струе создают пульсацию давления жидкости при давлении упомянутой струи не менее 10 МПа и время обработки керамического стержня упомянутой струей составляет не менее 2 мин. Подобная обработка является более экологичной, быстрой и экономически эффективной.

Сравнение технологий проводилось на базе результатов, полученных при 3-D печати образцов на принтере для печати керамикой ADMAFLEX (Компания Admatec, Нидерланды) по методу DLP.

Ниже представлены некоторые технические особенности оборудования и производства:

- Цикл производства: смешивание порошка с фоточувствительной смолой – выбор направления построения и формирования поддерживающих структур (при необходимости) – подготовка 3D-модели и УП построения – 3D печать – выжигание связующего компонента в печи – спекание керамического изделия в отдельной печи (усадка);

- В принтере применяется световой проектор с матрицей DLP типа, которые позволяют сделать изображение слоя с требуемой формой геометрии на поверхности ленты. Ресурс источника света = 5000 ч.;

- Материал наносится равномерно на подвижную ленту, тем самым постоянно обновляется зона построения, деталь от платформы построения выращивается сверху вниз;

- Лента является расходным материалом, хватает примерно на 1 неделю. Ширина ленты 170 мм, толщина ленты от 50 мкм. Интерфейс открыт для использования лент сторонних производителей, но фирменные ленты недорогие и отработанные;

- Практически 100% использование пасты (керамический порошок + фоточувствительная смола) при помощи системы сбора пасты, фильтрации и возврата в систему подачи, в отличие от систем печати с погружением в ванну с полимером или распределения по зоне;

- Усадка при спекании равномерная по X-Y-Z, порядка 30%. Процесс усадки повторяем и стабилен, как и для аналогичного материала в порошковой металлургии или литье под давлением. Точность геометрии после печати порядка 10 мкм, после спекания составляет порядка 0,3% от L размера;

- Максимальная толщина стенки до 8-10 мм (при большей толщине при выпаривании полимера могут образоваться трещины);

- Выпаривание фоточувствительной смолы (полимера) проводится в специальной печи (12-24 ч). Далее проводится спекание деталей в отдельной печи без инертной среды для получения характеристик финального изделия: для $Al_2O_3 = 1550-1600$ °C, для $ZrO_2 = 1500$ °C.

- Разрабатывается дополнительный способ удаления связующего компонента с помощью дистиллированной воды или спирта;

- Очистка детали после 3D-печати проводится в дистиллированной воде, минимальное налипание полимера в отличие от выращивания с погружением в резервуар с полимером, меньше потерь материала;

- Высокая плотность конечного изделия более 99%. Плотность зависит от материала и геометрии конечного изделия (например, для стержней турбинных лопаток в среднем 50-55%). Плотность изменяется при управлении 3-мя факторами: плотность керамического порошка, состав пасты (связующего), термическая обработка;

- Механические свойства изделия после спекания (предел прочности): для $Al_2O_3 = 300-400$ МПа, для $ZrO_2 = 800 - 1000$ МПа, для Кварца зависит от пористости конечного изделия;

- Типовая шероховатость до Ra 0.08-0.16 мкм;

Производителем отработана технология изготовления некоторых типов керамических стержней с учётом сложного профиля и отверстий небольшого диаметра (до 0.5 мм). Толщина слоя регулируется в диапазоне от 25 до 100 мкм, что позволяет свести к удовлетворительному минимуму так называемую «ступенчатость» (строчку) между слоями изделия. Шероховатость конечного изделия выше 14 класса. На рабочей платформе принтера размещается 8-12 стержней. В результате применения технологии можно исключить операции и оборудование для проектирования и изготовления оснастки (пресс-формы, КИПы, драйера и т.д.), для запрессовки, формовки, расформовки стержней, для ручной финишной отделки стержней. На рис.1 представлен образец керамического стержня, напечатанный на принтере ADMAFLEX.



Рисунок 1 – Напечатанный образец керамического стержня после спекания

Все вышеупомянутые результаты позволяют использовать технологию для печати опытных образцов. Однако, согласно технологическому процессу литья лопатки ГТД, требуется последующее выщелачивание стержня из охлаждающих каналов лопатки. В ходе переговоров с компанией-производителем принтеров выяснилось, что используемая компанией ADMATEC паста не позволяет удалять стержень из лопатки химическим способом. Данное ограничение вносит серьёзные изменения в дальнейшие исследования и требует более детального анализа химического состава керамических стержней, химического состава растворов, используемых для выщелачивания, а также последующий поиск наиболее оптимального химического состава пасты, используемой для печати образцов.

Сравнения традиционную технологию изготовления стержней лопаток ГТД и 3-D печать керамических стержней как современную альтернативную технологию стоит выделить следующие преимущества и недостатки применения аддитивных технологий:

Преимущества:

- 1) Сокращение этапов технологического процесса изготовления деталей;
- 2) Сокращение производственного цикла изготовления деталей;
- 3) Положительный экономический эффект в сравнении с традиционным методом изготовления;
- 4) Более гибкое производство – для изготовления различных типов стержней не требуется производство широкой номенклатуры пресс-форм;
- 5) Отсутствие пост-обработки – благодаря особенностям 3-D печати не требуется последующая пост-обработка стержней, готовое изделие после спекания достаточно промыть в дистиллированной воде.
- 6) Упрощение изготовления стержней с внутренними каналами, полостями и отверстиями малого диаметра.

К основным недостаткам можно отнести:

- 1) Отсутствие возможности удаления керамических стержней выщелачиванием – данный недостаток является самым серьёзным и требует проведения научного исследования химического состава материала, применяемого для производства стержней лопаток, а также последующее исследование создание материала, применяемого для 3-D печати с возможностью последующего выщелачивания стержня из лопатки ГТД.
- 2) Ограничение размеров рабочей зоны - данное ограничение уменьшает диапазон типоразмеров стержней лопаток, которые можно создавать с помощью аддитивных технологий;
- 3) Ограничение по толщине стенки – максимальная толщина стенки составляет 8-10 мм (при большей толщине при выпаривании полимера могут образоваться трещины);
- 4) Неравномерность усадки – хотя производители 3-D принтеров для печати керамикой утверждают, что усадка равномерная (до 30%), трудно понять, как это достигается технически. Для подтверждения данных, предоставленных производителем, требуется проведение тестовых работ с полным циклом изготовления изделий и проведение дальнейших измерений и испытаний.

Несмотря на имеющиеся недостатки, которые требуют проведения исследования химического состава материала, технология 3-D печати керамикой значительно упрощает процесс производства керамических элементов, позволяет совершенствовать ответственные детали и узлы и имеет большой потенциал в аэрокосмической отрасли.

Библиографический список

- 1.Новиков В.А. Технология производства и монтажа паровых и газовых турбин. Екб.: ГОУ ВПО УГТУ–УПИ 2009. 670 с.
- 2.Rongxuan Hea, Wei Liua et al. Fabrication of complex-shaped zirconia ceramic parts via a DLP stereolithography-based 3D printing method. *Ceramics International* 44 (2018) 3412–3416.
- 3.Завалишин И.В., Финогеев А.Г. Особенности технологической подготовки производства деталей турбины газотурбинного двигателя М.: Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 56, 2012.
- 4.Rachel Park. *Ceramics, breaking through the next 3D printing material frontier*. [Электронный ресурс]. <https://www.3dprintingmedia.network/ceramics-am-material-frontier-part-1/> (Дата обращения: 10.01.2019).

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИЛЬФОННЫХ
КОМПЕНСАТОРОВ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ.**

И.С. Раснюк, И.А. Новиков

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

В ракетно-космической отрасли РФ широко применяются такие устройства как сильфоны и сильфонные компенсаторы (СК). При этом требования к их техническим характеристикам и параметрам надежности неуклонно повышаются. Для успешного решения этих задач необходимо составить физическую модель функционирования и надежности СК. В [1] проводится анализ физических механизмов функционирования СК и построена математическая модель, описывающая работоспособность и циклический технический ресурс для многослойного СК, в качестве которого принимается циклическая наработка СК до момента потери его герметичности.

В этой модели [1] учитываются следующие физические механизмы, происходящие в процессе испытаний/эксплуатации СК. Наиболее распространенный режим работы СК – это силовое нагружение сильфона в осевом направлении; с одновременным внутренним или внешним нагружением потоком транспортируемой жидкой среды. Как результат - зарождаются и постепенно растут усталостные микротрещины на границе металла СК и жидкости, в основном, обусловленные эффектом Ребиндера. Чаще всего жидкость – это вода, размеры молекулы которой составляет порядка трех ангстрем. Этот процесс характеризуется в модели [1] циклической скоростью роста микротрещины V_R (мм/цикл). При зарождении и росте усталостных микротрещин существует этап обратимого появления/исчезновения микроразорывшей трещин. В математической модели такое влияние «защитного» этапа охарактеризуем числом рабочих циклов N_{00} , соответствующих длительности обратимого этапа УР.

Одновременно с этим, на внутренних границах СК возникает фреттинг трение и слои фреттинг износа, уменьшающие эффективную толщину СК. В модели [1] этот процесс характеризуется скоростью роста слоя фреттинг износа V_F (мм/цикл). Важным параметром, от которого во многом зависит эффективность работы СК, является отношение $\gamma = V_R / V_F$.

Таким образом, математическую модель для циклического ТР, N (цикл) M - слойного СК, учитывающую эти физические механизмы, можно описать формулами:

$$N = N_{00} + L_R / V_R ; \quad (1)$$

где $\beta = \gamma / (1 + \gamma)$ – безразмерный коэффициент; L_R (мм) – суммарная (по всем слоям) величина усталостных микротрещин в СК, обусловленных эффектом Ребиндера.

Величина L_R имеет разный математический вид для случаев разной технологии изготовления СК. Так, в случае первой (обычной) технологии изготовления СК (механической или гидравлической) обратимый этап развития микротрещины практически отсутствует, что соответствует $N_{00} = 0$ (отсутствие защитного этапа). При этом величина L_R принимает вид [1]:

$$L_R = D \left\{ \left[1 + \sum_{m=2}^{M-1} (1 - 2\beta)^{m-1} \right] / (1 + \gamma) + \left[1 - \sum_{n=0}^{M-2} \beta (1 - 2\beta)^{M-2-n} \right] \right\} \quad (2)$$

Здесь $\beta = \gamma / (1 + \gamma)$, а D – толщина одного слоя СК.

Введем величину $K(\gamma, M)$, нормированную на общую толщину СК:

$$K(\gamma, M) = L_R / (MD) = \left\{ \left[1 + \sum_{m=2}^{M-1} (1 - 2\beta)^{m-1} \right] / (1 + \gamma) + \left[1 - \sum_{n=0}^{M-2} \beta (1 - 2\beta)^{M-2-n} \right] \right\} / M \quad (3)$$

Обозначим через V_{IF} и γ_1 соответственно, скорость фреттинг износа и параметр γ для обычной (первой) технологии изготовления СК. По результатам проведенных испытаний параметр γ_1 лежит в диапазоне значений от 0.29 до 0.45. То есть, первая технология изготовления СК не очень перспективна для ТР СК.

Вторая технология изготовления СК, а именно, технология модификации фтор ПАВ поверхностей всех слоев СК не изменяет его прочностных свойств, но может в несколько раз повысить ТР и долговечность СК [2-5]. Это обусловлено тем, что вследствие своих свойств [3,4] ПАВ нанопокрываются приводят к уменьшению фреттинг трения (скорости фреттинг износа V_{2F}) между внутренними слоями

оболочки СК. В математической модели это можно учесть заменой параметра γ на $\gamma_2 = V_{2F} / V_R$. Очевидно, что $0 \leq \gamma_2 \leq \gamma$. Проведенные эксперименты и испытания подтверждают, что при нанесении ФОК «МОКОМ» на СК, скорость фреттинг износа уменьшается в несколько раз (в зависимости от конструкции СК и параметров нагружения СК) [5]. Кроме того, в случае модифицированной технологии изготовления СК существует обратимый этап развития микротрещины, что дополнительно увеличивает циклический ТР СК. Математически это соответствует случаю $N_{00} > 0$. Во время обратимого этапа усталостного роста микротрещины происходит процесс фреттинг износа между слоями сальфона СК. Это приводит к уменьшению толщины каждого внутреннего слоя СК на величину ($2 \delta_{00}$); а толщина первого и последнего слоя СК уменьшается на величину δ_{00} . Поэтому выражение для L_R принимает следующий вид:

$$L_R = M (D - 2 \delta_{00}) K (\gamma_2, M) + 2 \delta_{00}; \quad \delta_{00} = N_{00} V_{2F} = \gamma_2 N_{00} V_R. \quad (4)$$

С учетом формулы (4), циклический ТР СК, который для модифицированной технологии изготовления СК обозначим через N_2 , описывается выражением:

$$N_2 = N_{00} + [M (D - 2 \delta_{00}) K (\gamma_2, M) + 2 \delta_{00}] / V_R. \quad (5)$$

Данные формулы позволяют установить зависимости функционирования СК от технологических и конструктивных параметров СК.

Таким образом, для анализа физических механизмов для конкретных СК нам необходимо правильно спланировать и провести испытания СК, и определить по результатам проведенных испытаний СК четыре параметра математической модели: $V_R, \gamma_1, \gamma_2, N_{00}$.

Режимы и результаты испытаний.

Наиболее простой способ определения параметров модели – это использование средних величин ТР для четырех наборов однотипных СК, которые должны быть изготовлены по разным технологиям изготовления СК. Полученные по результатам испытаний СК средние ТР обозначим через N_1, N_2, N_3, N_4 – соответственно применяемым технологиям изготовления СК. При этом мы получим четыре соотношения, обработка которых дает возможность определить четыре неизвестных параметра ($\gamma_1, \gamma_2, V_R, N_{00}$) модели. В качестве таких технологий примем следующие.

1. Обычная технология изготовления СК. Конструкция (вид) такого СК показана на рис. 1А. Проводя типовые циклические испытания набора таких СК, до отказа (потери герметичности СК), получим средний ТР (N_1). Из формул (1) – (3), для него получаем следующее соотношение:

$$N_1 = M D K (\gamma_1, M) / V_R. \quad (6)$$

2. Модифицированная технология изготовления СК. Вид такого СК показан на рис. 1Б. По результатам испытаний для среднего циклического ресурса N_2 , учитывая формулы (4), (5), получим следующее соотношение:

$$N_2 = N_{00} + [M (D - 2 \gamma_2 N_{00} V_R) K (\gamma_2, M) / V_R + 2 \gamma_2 N_{00}]. \quad (7)$$

3. Упрощенная модифицированная технология СК. Она заключается в том, что СК, изготовленный по обычной технологии, обрабатывают фтор ПАВ только одну его поверхность, которая граничит с жидкостью. Вид такого СК показан на рис. 1В. Для среднего ТР по испытаниям, обозначенным нами как N_3 , можно получить простое соотношение:

$$N_3 = N_1 + N_{00} [1 + 2 \gamma_1 (1 - M K (\gamma_1, M))]. \quad (8)$$

В (8) прослеживается связь между средними ТР по разным технологиям.

4. Не полностью модифицированная технология изготовления СК. Она заключается в том, что СК, изготовленный по обычной технологии, обрабатывают фтор ПАВ все его поверхности, кроме той, которая граничит с жидкостью (см. рис. 1Г). Для среднего ТР по испытаниям, обозначенным нами как N_4 , можно получить соотношение, аналогичное (6):

$$N_4 = M D K (\gamma_2, M) / V_R. \quad (9)$$

Использование такого набора испытаний слишком трудозатратно для практического применения такого метода определения параметров модели.

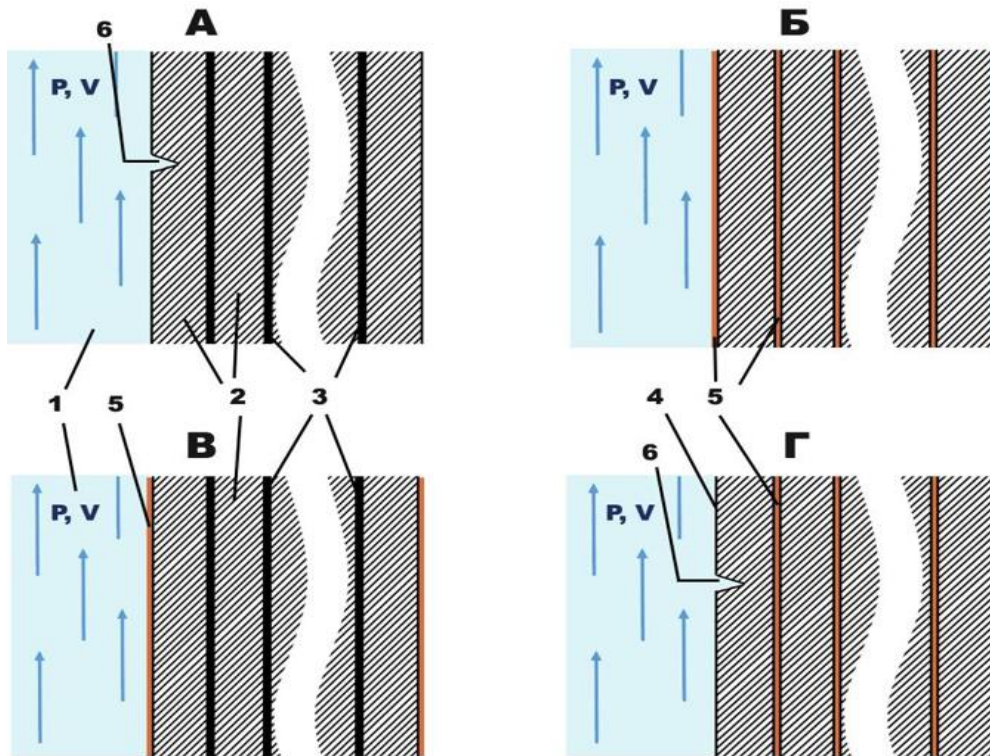


Рис. 1 – Вид СК для 4-х технологий изготовления: А – обычная технология изготовления СК, Б – модифицированная технология изготовления СК, В – упрощенная модифицированная технология изготовления СК, Г – не полностью модифицированная технология изготовления СК. При этом 1 – транспортируемая жидкая среда, 2 – слой силифона СК, 3 – слой фреттинг-износа, 4 – граница слоя силифона СК, 5 – защитный слой ФОК «МОКОМ», 6 – усталостная микротрещина.

На рис. 1 представлен разрез СК, изготовленных по разным технологиям. При этом на рис. 1А, 1В на границе внутренних слоев СК интенсивно развивается фреттинг-износ, который выделен толстыми черными линиями, 3. На рис. 1Б, 1Г на границе между внутренними слоями силифона СК нанесена ФОК «МОКОМ», 5, благодаря чему фреттинг износ значительно меньше. На рис. 1А, 1Г на границе контакта металла СК с жидкой средой, 1, возникает и развивается усталостная микротрещина, 6, в большей мере обусловленная эффектом Ребиндера. В то же время, на рис. 1Б, 1В внешняя контактирующая поверхность СК защищена от действия эффекта Ребиндера слоем ПАВ, 5. Это предотвращает рост усталостной микротрещины на границе СК – жидкость.

Из уже имеющихся испытаний существуют наборы данных (каждый по 6 экз.), проведенных по первым трем типам вышеописанных технологий изготовления СК. Это приводит к трем циклическим средним ТР (N_1, N_2, N_3), соответствующим трем технологиям. Эти данные приведены в верхней строке таблицы 1.

Таблица 1. Результаты испытаний шестислойного СК и определения параметров механизмов функционирования СК.

Тип технологии	1	3	2
Средние ТР (цикл)	564823.7	1261359	3342260
V_R (мм / цикл)	$3.01 \cdot 10^{-6}$	$3.01 \cdot 10^{-6}$	$3.01 \cdot 10^{-6}$
Параметр γ	0.29	0.29	0.0115
N_{00} (цикл)	0	780334.7	780334.7

Трех величин ТР мало для определения четырех параметров модели, поэтому применим следующую логику расчетов. Из формул (6) – (8) сформируем соотношения, удобные для расчета параметров γ_1, V_R, N_{00} :

$$F(\gamma, M) = 1 + 2\gamma(1 - MK(\gamma, M)); \quad (10)$$

$$F(\gamma_1, M) = F(\gamma_2, M) (N_3 - N_1) / [N_2 - N_1 K(\gamma_2, M) / K(\gamma_1, M)]; \quad (11)$$

$$V_R = MD K(\gamma_1, M) / N_1; \quad (12)$$

$$N_{00} = (N_3 - N_1) / F(\gamma_1, M). \quad (13)$$

Основная задача – это определение параметров γ_2 и γ_1 . Для ее решения введем функцию $\Phi(\gamma_2, \gamma_1, M)$ и используем уравнение (11), несколько изменив его:

$$\Phi(\gamma_2, \gamma_1, M) = F(\gamma_1, M) / F(\gamma_2, M) - (N_3 / N_1 - 1) / [N_2 / N_1 - K(\gamma_2, M) / K(\gamma_1, M)]; \quad \Phi = 0. \quad (14)$$

Решение уравнения (14) приводит к зависимости $\gamma_2(\gamma_1)$; но этого недостаточно для определения двух параметров; так как при этом мы имеем многозначное решение. Для получения однозначного решения мы должны ввести дополнительные ограничения. При этом параметр γ_2 мал, что несколько упрощает решение нашей задачи.

Динамика поведения функции $\Phi(\gamma_2, \gamma_1, M)$ (для $M=6$) для разных γ_2 представлена на рис. 2. При увеличении параметра γ_2 функция $\Phi(\gamma_2, \gamma_1, M)$ переходит от монотонной однозначной к многозначной. При этом этот качественный переход приводит к резкому росту параметра γ_1 (решению уравнения (14)). Аналогично подходам в теории регуляризации, вейвлет подходе, и сжатых измерений [6-8], считаем, что параметры γ_2 и γ_1 соответствуют минимальному решению, соответствующему качественному переходу решения (на границе однозначности функции $\Phi(\gamma_2, \gamma_1, M)$). Переход функции $\Phi(\gamma_2, \gamma_1, M)$ от однозначной к многозначной реализуется в точке ее перегиба, поэтому дополним уравнение (14) соотношением вида:

$$\gamma_2 \rightarrow \min |\partial\Phi/\partial\gamma|. \quad (15)$$

Совместное решение уравнений (14), (15) приводит к однозначному определению параметров γ_2 и γ_1 для применяемой модели.

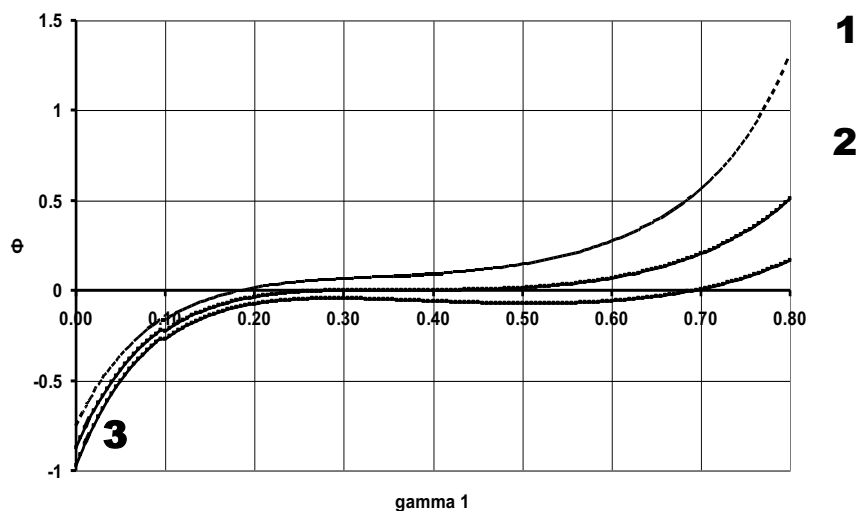


Рис. 2. Зависимость функции Φ от параметра γ_1 при фиксированных значениях параметров γ_2 и $M=6$. Кривые 1, 2, 3 соответствуют значениям параметра $\gamma_2 = 0; 0.0115; 0.02$. Кривая 2 соответствует решению уравнений (14), (15).

Для результатов испытаний из таблицы 1, решение уравнений (14) и (15), и расчеты по формулам (12), (13), приводят к следующим значениям параметров модели:

$$\gamma_2 = 0.0115; \gamma_1 = 0.29; V_R = 3.01 \cdot 10^{-6} \text{ мм/цикл}; N_{00} = 780335 \text{ цикл.} \quad (16)$$

Расчетные данные помещены в таблицу 1 в соответствующих графах. Расчеты подтверждают, что применение фтор ПАВ покрытий, и технологий, реализующих их, приводит к значительному улучшению работоспособности СК.

Нами использованы средние величины, вычисленные по наборам единичных испытаний. Эти средние ТР отличаются от точных значений ТР. Кроме того, реальные технологии изготовления СК и процессы в СК имеют индивидуальные различия, что приводит к погрешностям определения параметров применяемой модели. Поэтому полученные нами результаты являются приближенной оценкой параметров модели, и тем самым, приближенной оценкой влияния ПАВ покрытий слоев СК на циклический ТР.

В настоящее время проводятся более широкие испытания СК, которые позволят более точно оценивать эффективность ПАВ покрытий на работоспособность СК, а также сравнивать точность описания работоспособности СК разными моделями.

Библиографический список

1. Новиков И.А., Амирханов Е.И., Лискович Е.В., Логунов В.В., Раснюк И.С. Математическое описание функционирования и надежности сильфонных компенсаторов. «Военмех. Вестник БГТУ», №53, СПб, 2019, С. 111-115.
2. Гаркунов Д.Н. Триботехника (износ и безызносность): Учебник. - М.: Издательство МСХА, 2001. - 616с.
3. Абрамзон А. А., Зайченко Л. П., Файнгольд С. Я. Поверхностно-активные вещества. Синтез, анализ, свойства, применение: Учеб. пособие для вузов. - Л.: Химия, 1988. - 200 с.
4. Патент РФ № 2017145052/05(077166). Амирханов Е.И., Логунов В.В. «Способ контактной модификации листового металла для изготовления оболочек».
5. Логунов В.В., Амирханов Е.И., Новиков И.А. Технология повышения показателей надежности оболочек и инструментов в технике. // Металлообработка № 5 (107), 2018. С. 30-36.
6. И.А. Новиков Регуляризация и вейвлет подход в задачах динамических измерений.// Измерит. Техника. №5, 2002, с. 24-28.
7. Donoho D., Compressed Sensing. IEEE Transactions Info Theory, 52(4), 2006, 1209-1306.
8. Тихонов А.В. Теория решения некорректных задач. М.: 2003, 286 с.

УДК 533.697.24

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ В СУЖАЮЩЕМСЯ КАНАЛЕ МЕЖДУ ДВУМЯ КЛИНЬЯМИ

К. Э. Савёлова

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

В настоящее время разработано и успешно функционирует большое количество аппаратов, летающих на сверхзвуковых скоростях. К ним, например, относятся ракеты «Метеорит» и «Калибр» (рис. 1, 2) [1,2].



Рис. 1. Крылатая ракета «Метеорит»



Рис. 2. Крылатая ракета «Калибр»

Теория воздушно-реактивных двигателей (ВРД), используемых в таких системах, хорошо и детально разработана. Реактивные двигатели традиционных схем, работающие на химическом топливе, практически достигли предела своей эффективности. Для существенного увеличения тяги и повышения КПД необходима разработка принципиально новых схем.

Идея прямого детонационного воздушно-реактивного двигателя обсуждается уже не первый год [3-5]. Несмотря на теоретическую простоту устройства, его практическое функционирование затруднено образованием сложных ударно-волновых структур и проблемами с их устойчивостью.

Благодаря тому, что в детонационном двигателе (ДД) сжигание топлива происходит в детонационных волнах примерно в 100 раз быстрее, чем при обычном горении, этот тип двигателя теоретически отличается рекордной мощностью, снимаемой с единицы объема. Так же, температура сгорания при детонационном горении очень высока. Но скорость сгорания также очень велика, и окислы азота не успевают образоваться. Поэтому детонационные двигатели потенциально являются экологически чистыми. Проще решается задача охлаждения стенок камеры сгорания. Применение детонационного горения дает ощутимые преимущества и в жидкостном ракетном двигателе (ЖРД), типичное давление в камере сгорания которого – более 200 атм. Чтобы обеспечить аналогичные условия сжигания топлива в ударных волнах, компоненты топлива нужно подавать под давлением не более 20 атм, что позволяет отказаться от использования турбонасосных агрегатов и усиленных трубопроводов [6].

При входе сверхзвукового потока в двигатель (в воздухозаборнике) образуются так называемые тройные конфигурации. Часть потока за ними (а именно – поток за главным, маховским скачком) имеет большую температуру, что способствует инициированию детонации. Другая часть потока (за косым отраженным скачком) имеет высокое давление торможения и предпочтительна для обычного горения топлива в камере воздушно-реактивного двигателя (как, например, происходит в сверхзвуковой авиации) [7]. Предлагается разделить эти два потока с помощью тонкой стенки или другого устройства, расположенного за тройной конфигурацией.

В качестве модельной задачи, характеризующей принцип действия перспективного устройства, в представленном докладе рассматривается сверхзвуковое течение невязкого совершенного газа с показателем адиабаты $\gamma=1,4$ в плоском сужающемся канале между двумя клиньями, имитирующем воздухозаборник ВРД.

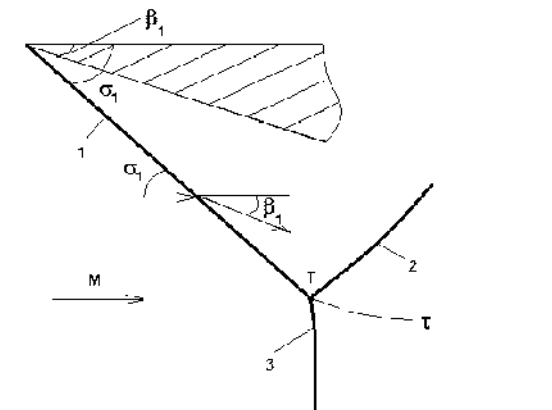


Рис. 3. Тройная конфигурация скачков уплотнения

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

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

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

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

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

При этом углы β_2 и β_3 поворота потока на скачках, исходящих из тройной точки, связаны с интенсивностями этих скачков и числами Маха перед ними соотношениями, аналогичными (1). Число Маха M_i за произвольным скачком i определяется интенсивностью J_i этого скачка и числом Маха M_j течения перед ним:

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

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

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

В стационарных течениях обычно реализуется простое маховское отражение. Параметры падающих скачков уплотнения при простом маховском отражении соответствуют зоне MR между кривыми 4 и 5.

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

$$\begin{aligned} I_T &= T_3/T_2 = \Theta_3/(\Theta_1\Theta_2) = E_3/(E_1E_2) \\ I_{p_0} &= p_{02}/p_{03} = I_1I_2/I_3 = [E_3/(E_1E_2)]^{(1+\varepsilon)/2\varepsilon} \end{aligned} \quad (4)$$

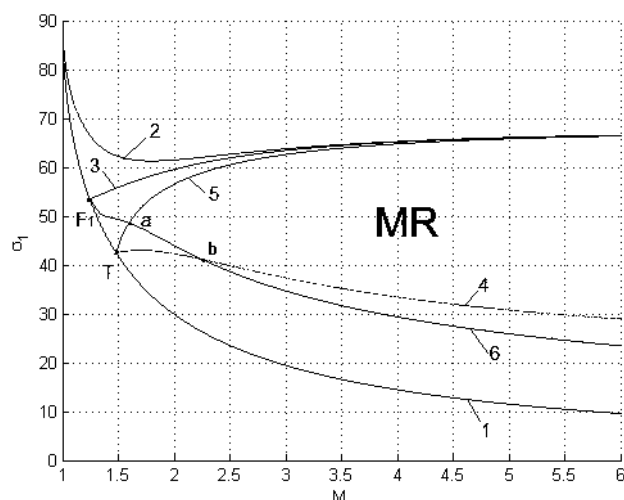


Рис. 4 Область существования простого маховского отражения на плоскости «число Маха невозмущенного потока – угол наклона падающего скачка»

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

Различие между параметрами потоков за ТК и невозмущенного течения описывается функциями

$$I_{T_3} = T_3/T = \Theta_3, \quad I_{T_2} = T_2/T = \Theta_1 \Theta_2, \quad I_{P_{03}} = P_{03}/P_0 = I_3, \\ I_{P_{02}} = P_{02}/P_0 = I_1 I_2 \quad (5)$$

Таким образом, повышение температуры за скачком 3 и сохранение полного давления за скачком 2 (относительно потока, невозмущенного или противоположащего по отношению к разрыву τ) оценивается путем исследования целевых функций (4-5) в области MR между кривыми 4 и 5 на рис. 4.

Для расчёта сверхзвукового турбулентного течения газа на входе в воздухозаборник решалась стационарная задача в двумерной постановке.

Чтобы получить нужное течение на входе, задавались, в приведенном частном случае расчета, следующие параметры невозмущенного потока и обтекаемого тела: угол при вершине клина $\beta_1 = 31^\circ$, $M = 5$.

На рис. 5 изображено распределение чисел Маха в поле течения. На рис. 6 показано распределение температуры.

За маховским скачком температура увеличивается до 1780 К, что создаёт хорошие условия для зажигания или детонации топливно-воздушной смеси, проходящей через этот скачок, по сравнению с потоком, преодолевающим систему из падающего и отраженного косых скачков уплотнения, где температура газа заметно меньше.

Contours of
Mach number

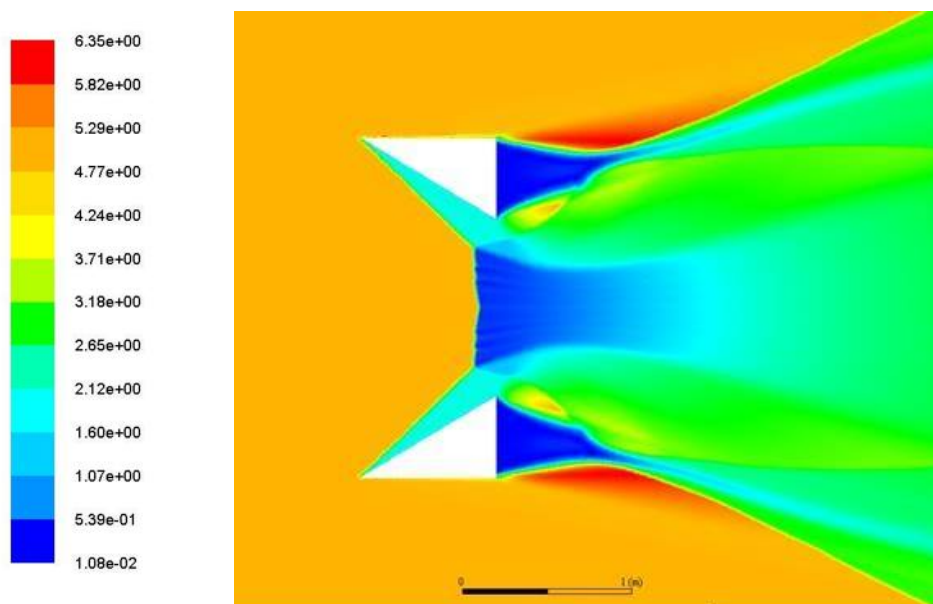


Рисунок 5. Распределение чисел Маха

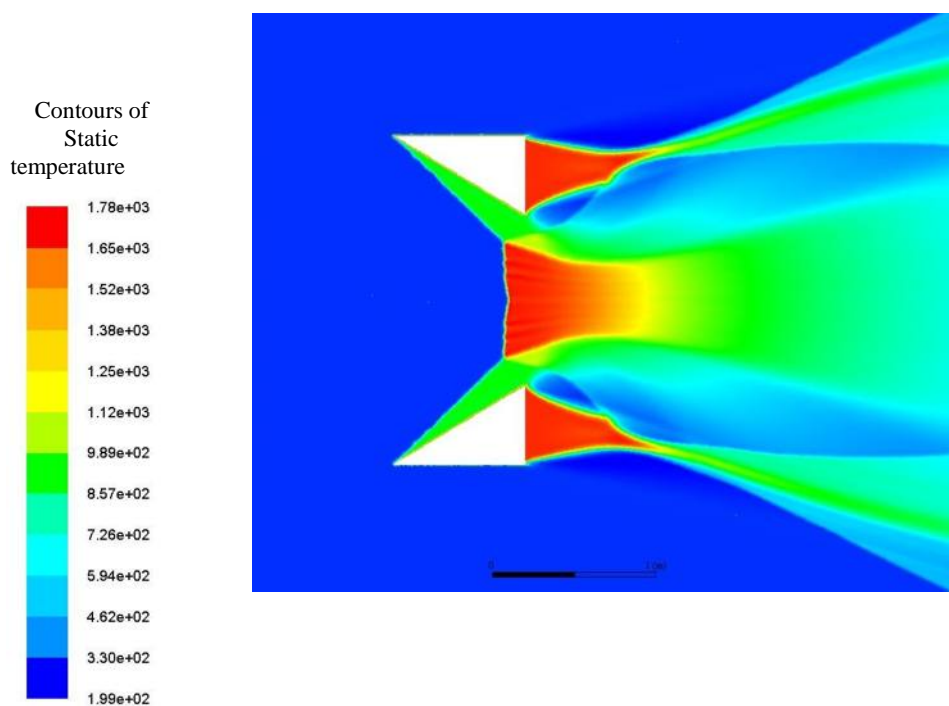


Рисунок 6. Распределение температуры

Из приведённого ниже рис. 7 (распределения давлений торможения) очевидно, что течение за отраженным косым скачком имеет давление торможения, в несколько раз большее, чем течение за «маховской ножкой».

Contours of

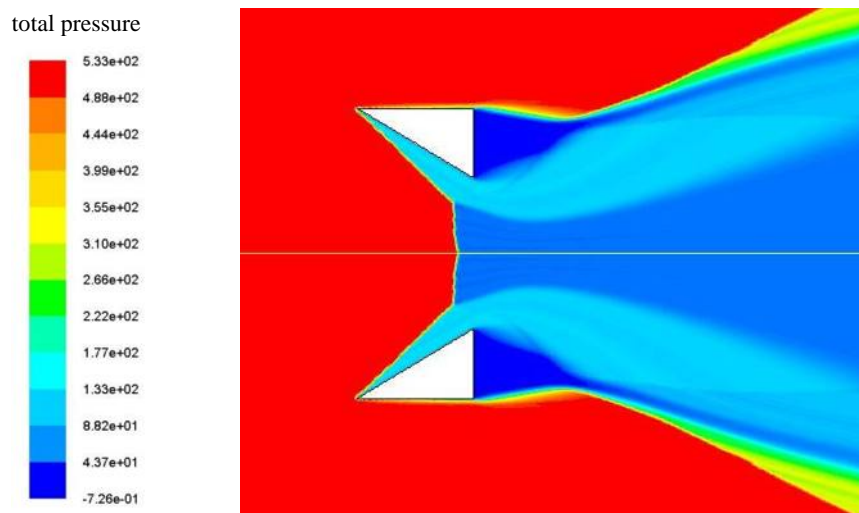


Рисунок 7. Распределение полного давления

Течение за отраженным косым скачком в этом случае со значительно большей эффективностью может быть использовано в камере сгорания «классического» прямоточного воздушно-реактивного двигателя.

Для практической реализации предлагаемого смешанного (гибридного) двигателя необходимо разделение потоков за образующимися тройными точками маховского отражения, а, следовательно, разработка эффективного алгоритма определения положения таких точек. Для этого могут быть адаптированы методы анализа ударно-волновой структуры сверхзвуковых потоков в перерасширенных струях и сужающихся каналах, разработанные В.Н. Усковым и его учениками и изложенные в [8].

Библиографический список

1. <https://ruspek.ru/information/item/krylataya-raketa-kalibr>
2. <https://www.popmech.ru/weapon/13958-sovetskaya-strategicheskaya-sverkhzvukovaya-raketa-meteorit/>
3. Dunlap R., Brehm R.L., Nichols J.A. A Preliminary Study of the Application of Steady-State Detonative Combustion to a Reaction Engine // *Journal of Jet Propulsion*. 1958. Vol. 28. No. 7. Pp. 451-456.
4. Cambier J.L., Adelman H., Menees G.P. Numerical simulations of an oblique detonation wave engine // *Journal of Propulsion and Power*. 1990. Vol. 6. No. 3. Pp. 315-323.
5. Choi J.Y., Jeung I.S., Yoon Y. Numerical Study of Scram Accelerator Starting Characteristics // *AIAA Journal*. 1998. Vol. 36. No. 6. Pp. 1029-1038.
6. Булат П.В., Денисенко П.В., Волков К.Н. Тенденции разработки детонационных двигателей для высокоскоростных воздушно-космических летательных аппаратов и проблема тройных конфигураций ударных волн. Часть I. Исследования детонационных двигателей // *Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики*. 2016. Т. 16. № 1. С. 1-21
7. Булат П.В., Денисенко П.В. Тенденции разработки детонационных двигателей для высокоскоростных воздушно-космических летательных аппаратов и проблема тройных конфигураций ударных волн. Часть II. Исследования встречных ударных волн и тройных ударно-волновых конфигураций // *Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики*. 2016. Т. 16. № 2. С. 199-223.
8. Омельченко А.В., Усков В.Н., Чернышов М.В. Об одной приближенной аналитической модели течения в первой бочке перерасширенной струи // *Письма в Журнал технической физики*. 2003. Т. 29. Вып. 6. С. 56-62.

УДК 629.7.054

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРИМЕНЕНИЯ КРУГОВЫХ ИНДУКТОСИНОВ С ПЕЧАТНЫМИ ОБМОТКАМИ В КАЧЕСТВЕ ДАТЧИКОВ ПЕРВИЧНОЙ ИНФОРМАЦИИ В СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

М.В. Федотикова

Научный руководитель – доцент, к.т.н. Гребенюк Е.И.

ФГБОУ ВО Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Развитие современных преобразователей информационно-измерительных систем летательных аппаратов идет как в направлении повышения требований к точности передачи измерительной информации, быстродействию и надёжности, так и в направлении микроминиатюризации конструкции и уменьшении веса как системы в целом, так и отдельных её элементов.

В связи с этим весьма перспективным является использование индукционных преобразователей с печатными обмотками (индуктосинов), соответствующих по точностным параметрам и массогабаритным размерам требованиям авиационной и космической техники.

Индуктосин, как датчик первичной информации, находит широкое применение в наземных системах автоматического управления [1, 2] и выпускается такими зарубежными фирмами, как Netzer (Израиль), Zettlex (Великобритания), Farrand Controls (США). Основными его достоинствами являются: высокая точность передачи угла, порядка 5-10 угловых секунд, малая потребляемая мощность, небольшие массогабаритные параметры, универсальность [3 - 5].

Датчик углового перемещения резервированный (ДПР) с чувствительными элементами в виде металлопластмассовых потенциометров в настоящее время находят применение в системах дистанционного, автоматического и штурвального управления в качестве датчика, выдающего электрический сигнал (напряжение), пропорциональный углу отклонения органов управления, имеющих угловое перемещение [6].

Как показал анализ, для ДПР допустимая погрешность не превышает 4-6 угловых минут.

Для обоснования целесообразности применения индуктосина в ДПР вместо потенциометра, была найдена вероятность безотказной работы для обоих датчиков.

Исходя из заявленной производителем наработки потенциометра, равной 3000 часов, и максимальной, средней и минимальной интенсивности отказов датчиков, взятых из справочника, были построены графики для обоих датчиков (рисунок 2 а,б).

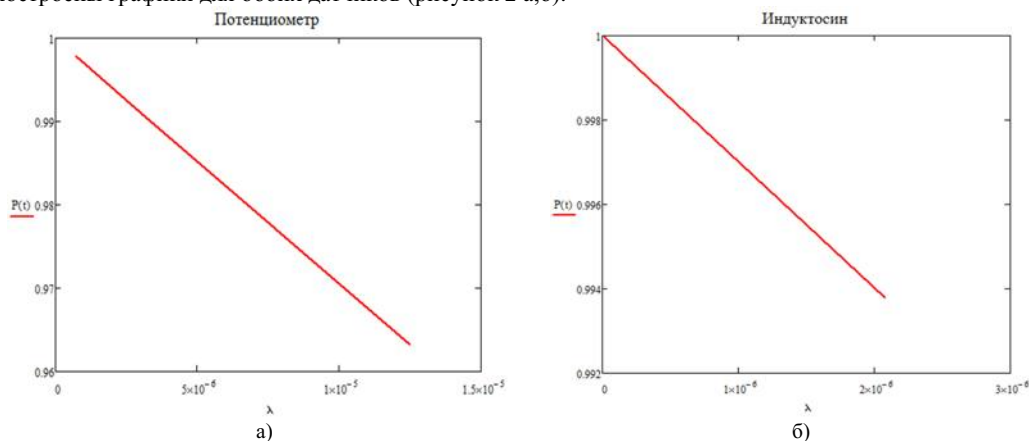


Рисунок 1 – вероятность безотказной работы: а) потенциометра, б) индуктосина

Сравнивая полученные зависимости можно увидеть, что даже один индуктосин имеет большую вероятность безотказной работы, чем один потенциометр.

При четырехкратном резервировании вероятность безотказной работы ДПР с индуктосином будет практически равна единице, в то время как с потенциометром она будет на 82 десятиллионные ниже.

В связи с этим, открывается возможность изготовления высокотехнологичного ДПР на базе индуктосинов.

Индуктосин представляет собой прибор, основу конструкции которого составляют два диска, расположенные соосно и параллельно (рисунок 2). На смежных поверхностях дисков в воздушном

зазоре печатным способом наносятся плоские многополюсные обмотки. Один из дисков (ротор) соединяется с валом подвижной системы, угловое положение которого необходимо измерять, другой (статор) закрепляется на корпусе объекта. Диски могут поворачиваться относительно друг друга на измеряемый угол и выполняются из изоляционного материала (керамика, стекло, пластмасса) или металла (сталь, алюминиевый сплав) [2, 3, 5].

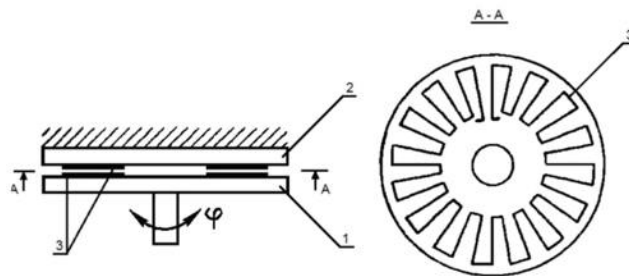


Рисунок 2 – Принцип действия индуктосина: 1-ротор, 2-статор, 3-печатные обмотки

На основании анализа источников [1-5] предлагается классификация конструктивных решений индуктосинов по таким признакам, как:

- 1) наличие или отсутствие ферромагнитной составляющей:
 - воздушные индуктосины;
 - ферромагнитные индуктосины;
- 2) схемы размещения обмоток:
 - однофазные и многофазные;
 - непрерывные и секционные;
 - однослойные и многослойные;
- 3) режимы работы:
 - амплитудный режим работы;
 - фазовый режим работы;
- 4) сопряжение с внешними конструкциями:
 - индуктосины встроенной конструкции;
 - индуктосины в собственных опорах.

Одним из главных технологических преимуществ индуктосина является применение при его производстве одного комплекта фотошаблонов обмоток. Такая технология способна обеспечивать высокую повторяемость характеристик серийных изделий, снижает вероятность брака, исключает в технологическом процессе применение моточных операций и операций, связанных с изготовлением магнитопроводов, что существенно снижает трудоемкость производства изделий, а, следовательно, их стоимость.

Однако, как и при любом производстве, при нанесении обмоток возможно возникновение ошибок, связанных с [3]:

- 1) несовпадением центра одной или обеих обмоток с осью вращения (наличием эксцентриситета обмоток), при котором появляется асимметрия секций статорной обмотки относительно ротора, что, в свою очередь, приводит к разбалансу контурных токов;
- 2) перекосом обмоток относительно оси вращения дисков индуктосина, который приводит к торцевому биению при повороте ротора прибора и к возникновению периодических ошибок, вызванных изменением воздушного зазора;
- 3) изменением толщины токопроводящего слоя по площади обмотки.

Ошибки от эксцентриситета, перекоса и неплоскостности обмоток присутствуют одновременно и влияют на точность преобразований угла перемещения. Исходя из формул, представленных в [3], было найдено, что для индуктосина со средним радиусом обмотки 25мм, числом секций проводников, равным 8, и числом пар полюсов, равным 64, при эксцентриситете и перекосе, равным 0.01мм и неплоскостности, равной 0.001мм суммарная ошибка будет равна 1.04 угловых секунд.

Изученные данные и полученные зависимости позволяют рекомендовать индуктосин в качестве датчика первичной информации для применения в ДПР и сделать следующие выводы:

- 1) для улучшения точностных показателей индуктосина следует использовать диски статора и ротора, выполненные из немагнитного диэлектрического материала;
- 2) в структуре магнитной цепи индуктосина желательно отсутствие ферромагнитной составляющей, так как при этом появляются существенные искажения функциональной зависимости его выходной ЭДС от углового перемещения ротора относительно статора, хотя чувствительность датчика и увеличивается;
- 3) при выборе конструктивного исполнения индуктосина следует отдать предпочтение встроенной конструкции, поскольку подшипниковые узлы конструкции в собственных опорах являются источниками дополнительной погрешности;
- 4) для достижения цели получения большей точности измерения угловых перемещений, следует использовать амплитудный режим работы;
- 5) лазерный метод нанесения печатных обмоток является наиболее выгодным с точки зрения повышения точности и надежности работы индуктосина;
- 6) погрешности, вызванные эксцентриситетом, перекосом и неплоскостью обмоток, влияющие на точность преобразования угла перемещение, можно определить еще на этапе проектирования.

Создание конструктивного решения возможности применения индуктосина в ДПР для достижения большей точности измерения углового перемещения является актуальной задачей и следующим этапом исследования.

Библиографический список

1. Федотов А.В. Теория и расчет индуктивных датчиков перемещений для систем автоматического контроля: монография / А.В. Федотов. – Омск: Изд-во ОмГТУ, 2011. – 176 с.
2. Сафонов Л.Н. Прецизионные датчики угла с печатными обмотками. Библиотека приборостроителя / Л.Н. Сафонов, В.Н. Волнянский, А.И. Окулов, В.Н. Прохоров – М.: «Машиностроение», 1977. – 152 с.
3. Бычатын Д.А. Поворотный индуктосин / Д.А. Бычатын, И.Я. Гольдман – Л.: «Энергия», 1969. – 100с.
4. Пуриш В.З. Основы андроавтоматики. Проектирование роботов-андроидов. Книга 2 / Перевод с укр. В.З. Пуриш. – Николаев: Изд-во ЧГУ им. Петра Могилы, 2010. – 312 с.
5. Проворова И.П. Исследование поворотного индукционного преобразователя с плоскими многополюсными обмотками : диссертация ... кандидата технических наук : 05.13.05.- Москва, 2005.- 205 с.: ил. РГБ ОД, 61 06-5/1519.
6. Датчик углового перемещения резервированный ДПР [Электронный ресурс]. – Режим доступа: URL: http://www.mmpk.ru/production/aviation-automatic/aviation-automatic_4.html (16.03.2019)

УДК 678

КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ ДЛЯ БПЛА ИЗ КМ

Худова А.А., Малышев А.В.

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ

В работе представлен обзор конструктивных особенностей нескольких БПЛА и выбор одного из них за прототип для создания БПЛА- мишени. В процессе создания работы была спроектирована общая компоновка будущего ЛА.

Композиционные материалы широко применяются в авиации [1]. Снижение веса, увеличение прочности благодаря новым материалам повышает лётно-технические характеристики ЛА и позволяет минимизировать затраты на производство [2].

Изделие представляет собой высокоплан традиционной аэродинамической схемы с оперением сзади и расположением двигателя за фюзеляжем (рис.1). Полезная нагрузка (линза люнинберга – это устройство, имитирующее плоскости рассеивания реальных самолетов. Так оператор радара видит не стаю птиц, а сигнатуру конкретного самолета. Представляет из себя закрытую сферу из стеклопластика.

Топливный бак емкостью 20-25 л, должен обеспечивать продолжительность полета 30 минут на скорости 350 км\ч, находиться под фокусом крыла.

Автопилот (управляет самолетом по полетному заданию, отправляет и получает данные с земли).
Аккумуляторная батарея (самолет не имеет собственного генератора на борту и вся система питается от АКБ).

Система посадки (включает в себя парашют, вытяжной парашют и пружину в контейнере с лючком, замок лючка и замок парашюта, стропу и кронштейн).

Посадка – прекращается подача топлива в двигатель, самолет делает горку, снижая скорость. Далее срабатывает замок лючка, пружина внутри контейнера отбрасывает его вверх вместе с вытяжным парашютом, вытяжной парашют раскрывает основной парашют и БПЛА начинает вертикальное снижение, после касания подается команда «отцеп», срабатывает замок парашюта и он отсоединяется от самолета, падая рядом.

Двигатель – турбореактивный, тягой 20 кг. Пока планируется использование TJ20 чешского производства, возможно будет и мотор Тайваньского производства тягой 22 кг.

Непосредственно фюзеляж – из стеклопластика с усилениями из углеткани и органоволокон. Включает в себе несколько закладных из алюминия, в том числе закладные для стартовых упоров.

Хвостовая балка – труба из стеклопластика.

Хвостовое оперение, планируется V-образное с углом развала 90 градусов.

В хвостовом оперении планируется разместить антенну модема и сам модем передачи данных.

Крыло самолета размахом 1,96 м двухлонжеронной силовой схемы имеет трапецевидную форму в плане с нулевой стреловидностью по задней кромке и стреловидностью 7,5 градусов по передней кромке.

Крыло состоит из (рис 3):

1. Верхняя панель
2. Нижняя панель с интегральными лонжеронами
3. Кронштейн замка парашюта и передних точек крепления крыла к фюзеляжу
4. Кронштейн задних точек крепления крыла к фюзеляжу
5. Коробка закрылка (2 шт)
6. Коробка элерона (2 шт)
7. Замок парашюта

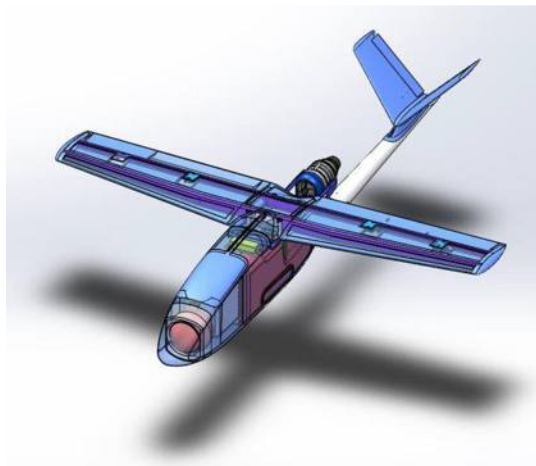


Рис.1 изображение самолета с полупрозрачными элементами

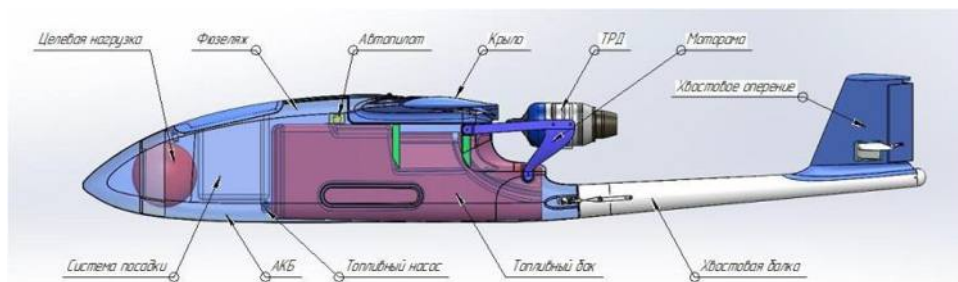


Рис.2 компоновка БПЛА

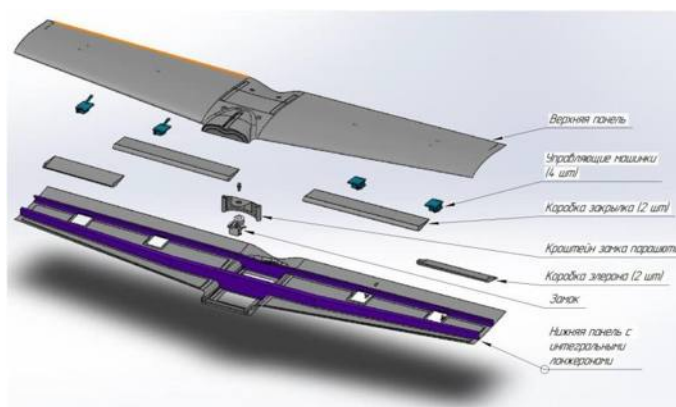


Рис.3 разнесенный вид крыла

Библиографический список

1. Халиулин В.И., Шабалин Л.И. Введение в технологию производства композитных конструкций: Учебное пособие. Казань: Композитный класс, 2017. -104 с.
2. Халиулин В.И., Шапаев И.И. Технология производства композитных изделий: Учебное пособие. Казань: Изд-во Казан.Гос. техн.ун-та,2004.

УДК 621.454.2

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ МОДЕЛЕЙ ГОРЕНИЯ И ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕР ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ТОПЛИВНЫХ ПАРАХ “КИСЛОРОД-ВОДОРОД” И “КИСЛОРОД-КЕРОСИН”

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

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

При создании жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) необходимо иметь исчерпывающую информацию не только о газодинамических параметрах в проточной части, предопределяющих совершенство рабочих процессов и состояние конструкции, но и о внешних параметрах двигательной установки.

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

Внутренними параметрами ЖРД являются давление в камере сгорания (КС), массовые расходы, соотношение компонентов топлива и другие параметры внутрикамерных процессов, отклонение

размеров и формы гидравлических трактов агрегатов и трубопроводов от проектных, точность изготовления элементов двигателя, чистота обработки поверхностей деталей и т.д. [1]

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

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

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

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

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

Для изучения характеристик камер ЖРД были выбраны двигатели второй ступени со следующими параметрами:

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

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

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

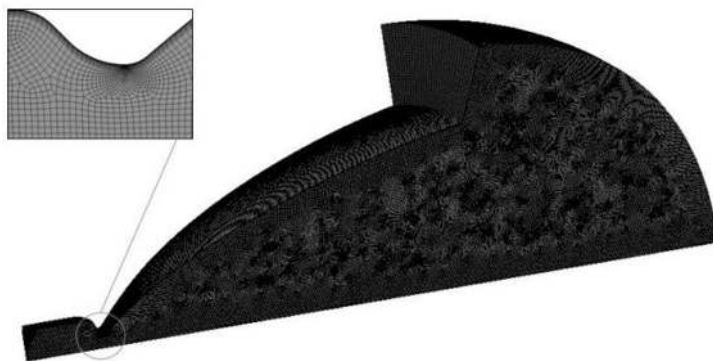


Рис. 1. Сеточная модель

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

- полное давление на входе 14,6 Мпа и полная температура на входе 3700 К;
- давление окружающей среды на выходе и температура окружающей среды на выходе 300 К;
- модель теплопередачи *Total Energy* и модель турбулентности *k-ε*;
- учитывалось влияние вязкости среды;
- модель диссипации вихря *Eddy Dissipation*;

- интенсивность турбулентности на входе 5%.

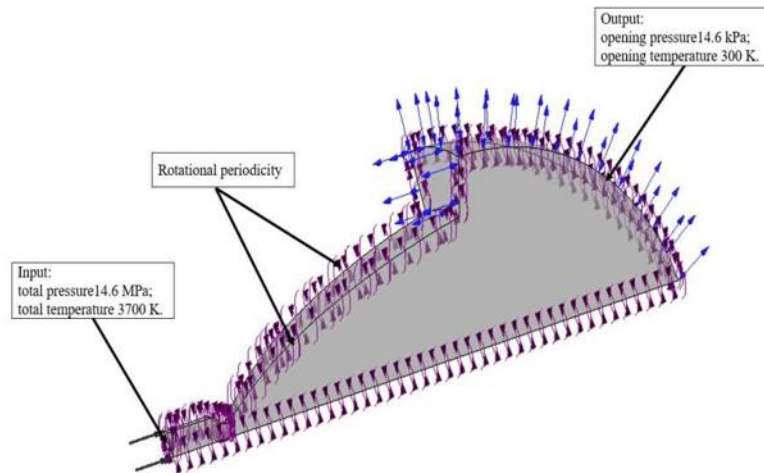


Рис. 2. CFD-модель

Для приближения результатов к реальной картине работы ЖРД был создан пристеночный слой, с более низкой температурой, чем в ядре потока. Было проведено исследование следующих моделей горения топлива в камере ракетного двигателя:

1) Замороженное течение продуктов сгорания с равновесным составом, определенным из термодинамического расчёта в программе TERRA [2] (рис.3). Моделирование замороженного течения является наиболее простым и не ресурсозатратным. Впоследствии результат моделирования использовался в качестве инициализационного решения для последующих расчётов. Массовые доли были получены путём перевода из мольной концентрации, при этом пренебрегли ионами, электронами и веществами, массовая доля которых составила менее 10^{-10} .

```

Исходный состав: { O2 [ -398.3 , 1.686 ] - 3.0668 } +
                 { C71.518H139.895 [ -1958 , 1.92 ] - 1.0000 }
Состав, моль/кг: O 47.133 C 17.586 H 34.359
1-й параметр: p(кам) =14.6
2-й параметр: T(кам) = -781.820
расширение: p(кам) / p(a) =800
-----
Равновесные параметры при p(кам)=14.6 МПа, p=14.6 МПа (камера, CH):
p=14.6      T=3815      v=0.0861668      S=10.6015      I=-781.82
U=-1941.55  M=-39.650      Cp=1.98147      k=1.19963      Cp=-6.51979
k'=1.1852   Ar=0.0004762      Bv=0.000454      Gt=0.731769e-7  MMg=25.2156
Rg=329.731  Cpg=1.98147         Kg=1.19963      Cp'g=6.51979    k'g=1.1852
Mg=0.0000988  Lt=0.313243      Lt'=1.34678      Pr=0.624966     Pr'=0.478285
A=1192.23    z=0              pa= -           va=0            Mach=0
Fre1= -      F'= -           Ispr= -         B= -
-----
Равновесные концентрации (мол. доли):
O = 0.0196      O2 = 0.05356      H = 0.02031      H2 = 0.04636
OH = 0.07884    HO2 = 0.3361e-3   F2O = 0.33751    H2O2 = 0.4386e-4
C = 0.2332e-8   C2 = 0.5049e-13   CO = 0.24219     CO2 = 0.20118
C2O = 0.8932e-9  C3O2 = 0.1423e-11  CH = 0.9505e-9   CH2 = 0.9189e-9
CH3 = 0.1160e-8  CH4 = 0.2179e-9   C2H = 0.1796e-11  C2H2 = 0.4673e-11
CH0 = 0.2820e-4  CH2O = 0.3774e-4  C12O = 0.7057e-6  CH2O2 = 0.4195e-5
CH3O = 0.4399e-10  CH4O = 0.5478e-13  O3 = 0.1722e-7   a = 0.4016e-7
O+ = 0.9394e-12  O- = 0.1101e-7    O2+ = 0.5673e-9   O2- = 0.4429e-8
H+ = 0.1130e-11  H- = 0.9857e-9    F2+ = 0.4310e-12  H3+ = 0.9413e-11
OH+ = 0.7288e-10  OH- = 0.4887e-7   HO2- = 0.3730e-9  H2O+ = 0.1840e-8
H3O+ = 0.9681e-7  CO+ = 0.1476e-10  CO2+ = 0.1200e-9  CH0+ = 0.6385e-8
    
```

Рис. 3. Результат расчёта в СПК TERRA

2) Модель горения тонкого фронта пламени Flamelet «JetA Oxygen WD1» [3,4] из стандартной библиотеки ANSYS CFX. Из библиотеки материалов были взяты окислитель и горючее со стандартными свойствами. На входе задавались пересчитанные массовые доли в ядре потока и пристеночном слое. Данная модель рассматривает диффузионное турбулентное горение, когда реагирующие вещества подаются в камеру сгорания раздельно, и скорости реакций зависят от степени смешения окислителя с горючим. Предполагается, что горение происходит в тонких слоях с внутренней

структурой, называемой тонким фронтом пламени. Само турбулентное пламя рассматривается как совокупность локальных одномерных вытянутых ламинарных диффузионных пламен - Flamelet, вытянутых и искривленных турбулентным течением. Химические реакции в пределах тонкого пламени можно рассматривать как локальное одномерное явление, которое зависит только от параметра смешения, что может быть неверно для моделирования реальной задачи, где имеет место предварительное смешение компонентов.

3) В системе упрощенных реакций с моделью диссипации вихря EDM (The Eddy Dissipation Model) рассматривается кинетическое горение заранее перемешанной смеси, процесс горения рассматривается в виде распространения фронта пламени от горячих продуктов сгорания к холодной смеси горючего и окислителя. Модель основана на представлении, что для очень быстрых реакций скорость образования продуктов сгорания определяется временем смешения. Скорости реакции определяются масштабом времени смешения крупных вихрей, то есть характеристиками k и ϵ турбулентного потока.

Таблица 1 – Результаты моделирования для O_2+H_2

Параметр		Модель горения				
		Замороженное течение [2]	Flamelet [3]	Система реакций [4]	TERRA [1]	
Т, К	ос	3628	3361	4555	3702	
	*	3306	3323	4185	3518	
	а	1092	1067	1584	1780	
р, МПа	ос	13,8	12,36	14,88	14,6	
	*	8,13	7,213	8,811	8,46	
	а	0,0147	0,0133	0,0168	0,0146	
Массовые доли	H ₂ O	ос	0,8253	0,493	0,9925	0,8253
		*	0,8263	0,494	0,9925	0,8456
		а	0,8264	0,4939	0,9925	0,9982
Г уд, м/с		3885	3405	4301	4460	
Р, кПа		1673	1477	1845	1763	

Таблица 2 – Результаты моделирования для O_2+T-1

Модель		Замороженное течение	Flamelet	Система реакций	TERRA	
Т, К	ос	3729	3763	4421	3815	
	*	3487	3513	4122	3632	
	а	1121	1382	1511	2081	
р, МПа	ос	13,97	15,07	14,85	14,6	
	*	9,377	8,602	9,397	8,47	
	а	0,0157	0,0164	0,0178	0,01825	
Массовые доли	H ₂ O	ос	0,241	0,272	0,223	0,241
		*	0,239	0,272	0,223	0,248
		а	0,240	0,272	0,223	0,291
	CO	ос	0,293	-	0,158	0,269
		*	0,292	-	0,157	0,254
		а	0,291	-	0,156	0,119
	CO ₂	ос	0,337	0,697	0,530	0,351
		*	0,338	0,694	0,531	0,374
		а	0,338	0,691	0,532	0,588
Г уд, м/с		3042	3173	3508	3631	
Р, кПа		1527	1609	1770	1774	

Исследование высотной, дроссельной и характеристики по составу топлива двигателя на компонентах O_2+H_2 осуществлялось с помощью систем реакций [5] с моделью горения Eddy Dissipation в интервале давлений от 1 до 30 кПа, 0,9-1,1 от номинального давления в камере и в интервале коэффициент избытка окислителя 0,7 – 1,2. Аналогично были получены характеристики двигателя на компонентах O_2+T-1 с помощью систем реакций с моделью горения EDM [6].

Сходимость решения оценивалась по математическим и интегральным параметрам, которые были постоянны для установившегося решения (рис. 4). В случае интегральных характеристик параметры могут колебаться вокруг среднего значения (рис. 5).

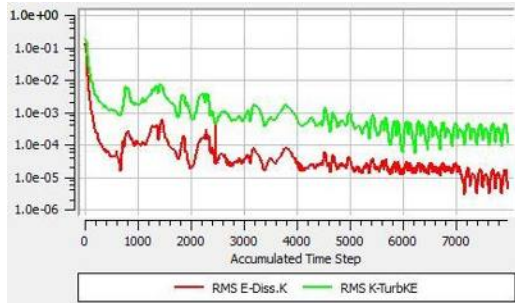


Рис. 4. Монитор математических параметров

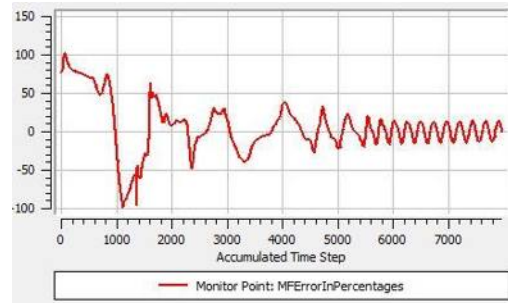
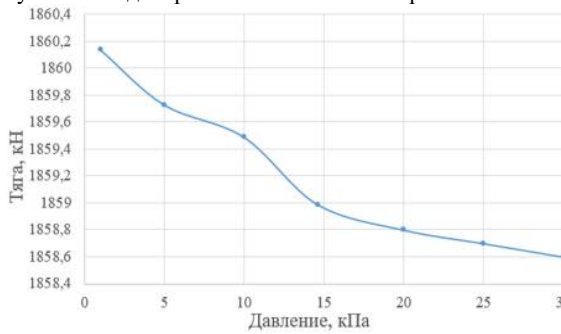
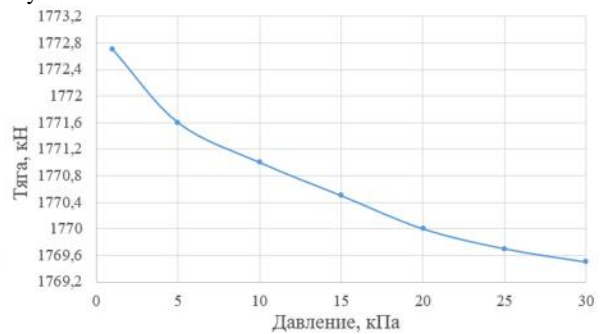


Рис. 5. Монитор погрешности массового расхода в процентах

В результате исследования были получены зависимости тяги от давления окружающей среды (рис. 6), от соотношения компонентов (рис. 7) и от давления в КС (рис. 10). На рисунках 8 и 9 приведены графики зависимости удельного импульса тяги от соотношения компонентов в камере, полученные в результате моделирования и взятые из справочника В.П. Глушко.

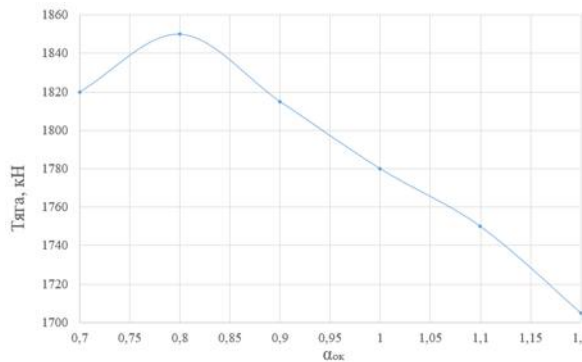


Компоненты кислород-водород

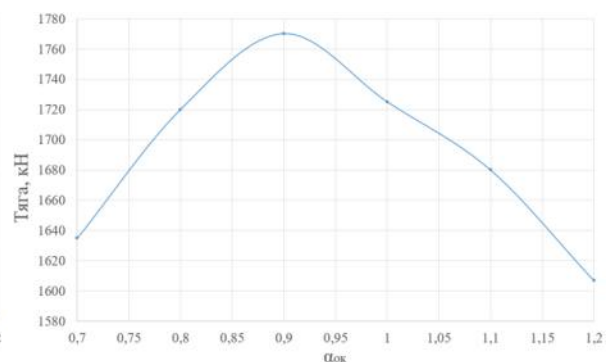


Компоненты кислород-керосин

Рис. 6. График зависимости тяги от давления окружающей среды



Компоненты кислород-водород



Компоненты кислород-керосин

Рис. 7. График зависимости тяги от соотношения компонентов

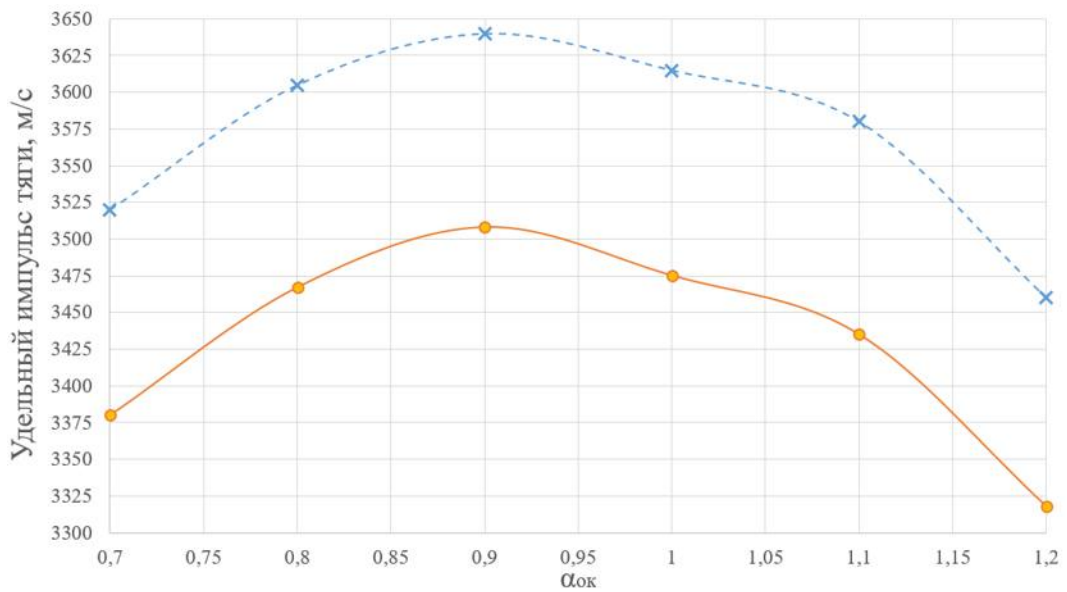


Рис. 8. График зависимости удельного импульса тяги от соотношения компонентов O_2 и T – 1

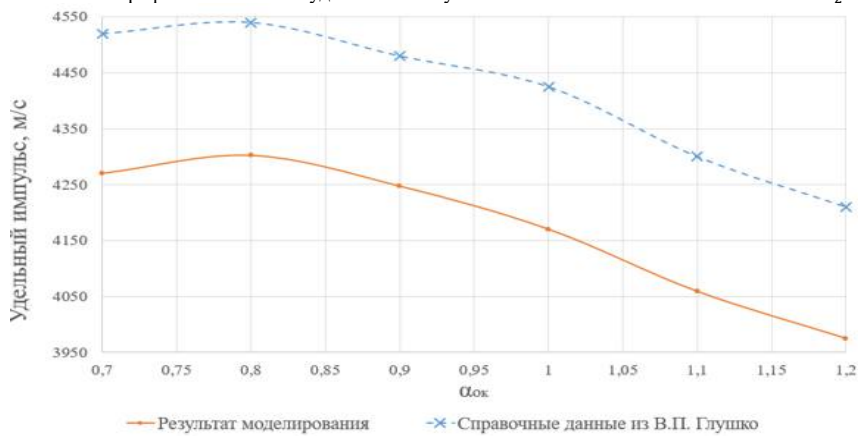
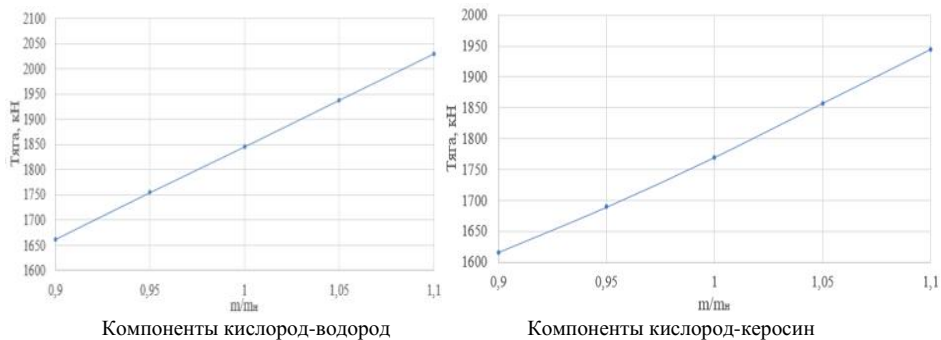


Рис. 9. График зависимости удельного импульса тяги от соотношения компонентов O_2 и H_2



Компоненты кислород-водород

Компоненты кислород-керосин

Рис. 10. График зависимости тяги от давления в камере сгорания

В данном исследовании были рассмотрены три модели горения топлива в камере ракетного двигателя с помощью современных программных комплексов. Были рассчитаны: температура, давление, массовые доли продуктов сгорания, для сечений камеры в цилиндрической части, минимальном и

выходном – а также определены зависимости тяги и удельного импульса тяги от внешних и внутренних параметров. Результаты предоставлены в таблицах 1 и 2. Как видно из представленных графиков данную модель можно использовать для прогнозирования изменения характеристик ЖРД, так как полученные зависимости отражают реальную работу двигателя на различных режимах работы, что подтверждается справочными данными. Поправочный коэффициент определения удельного импульса тяги для компонентов O_2 и H_2 составляет 0,945, для O_2 и T-1 – 0,961. В дальнейшем планируется провести сеточную сходимость и сходимость по моделям турбулентности.

Библиографический список

1. Алемасов, В.Е. Теория ракетных двигателей [Текст]: учеб. для студентов вузов / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегалин, А.П. Тишин; под ред. В.П. Глушко. – М.: Машиностроение, 1989. 464 с.
2. Трусов, Б.Г. Программная система ТЕРРА для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // III Международный симпозиум «Горение и плазмохимия». 24 – 26 августа 2005. Алматы, Казахстан. – Алматы: Казак университети, 2005. – С. 52 – 57.
3. ANSYS CFX-Solver Modeling Guide, 2011, ANSYS Inc.
4. Zubanov V. M., Egorichev V. S., Shabliy L. S. Design of Rocket Engine for Spacecraft Using CFD-Modeling // 2015. — Vol. 104. — P. 29-35.
5. Моделирование внутрикамерного рабочего процесса РДМТ на газообразных кислороде и водороде в ANSYS CFX: учеб. пособие В.С. Егорычев, Л.С. Шаблий, В.М. Зубанов – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2014.-135 с.: ил.
6. Лепихов А. В. Упрощенная кинетическая схема горения смеси RP-1/O₂ для CFD-расчетов ракетных двигателей//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2016. Т.17, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2016-17-1/articles/626/>

УДК 629.7.028.4

ОПТИМИЗАЦИЯ КРОНШТЕЙНА КРЕПЛЕНИЯ КОНСОЛИ КРЫЛА ПОД ТЕХНОЛОГИЮ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА Штрмило И.В., Побелянский А.В.

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

Аннотация: В статье рассматривается процесс оптимизации кронштейна крепления консоли крыла к фюзеляжу беспилотного летательного аппарата (БПЛА) под технологию аддитивного производства.

С развитием аддитивных технологий появляется все больше новых конструктивных подходов к проектированию изделий. Одним из перспективных методов проектирования представляется метод, использующий преимущества топологической оптимизации.

В настоящее время известны следующие основные методы топологической оптимизации: SIMP (твердый изотропный материал с пенализацией), ESO (эволюционная структурная оптимизация) и Level-Set (метод установления уровня), и их различные комбинации. Данные методы имеют особенности, но в то же время тесно связаны между собой [1].

Метод ESO основан на определении уровня напряжений в произвольной части конструкции методом конечных элементов. Индикатором неэффективного использования материала является низкий уровень напряжений (или деформаций) в той или иной части конструкции. В идеале уровень напряжений в конструкции должен быть одинаковым, близким к предельному, но безопасному значению [2].

SIMP метод – это метод топологической оптимизации, основополагающая идея которого заключается в создании поля виртуальной плотности, представляющей аналог некоторой реальной характеристики объекта. Назначение метода состоит в уменьшении податливости конструкции вследствие перераспределения материала в рассматриваемой области пространства при известных граничных условиях. Результатом его использования является получение равнопрочного объекта в рамках рассматриваемой задачи. Широкое применение SIMP получил в аддитивных технологиях (технологиях 3D-печати), способных создавать объекты необходимой формы [3].

Основная идея метода Level-Set состоит в том, чтобы выразить кривую или поверхность в неявном виде. При этом они принимаются в качестве установленного нулевого уровня многомерной функции. Затем прослеживается их деформация с помощью этой функции. [4].

Аддитивные технологии к настоящему времени активно осваиваются рядом зарубежных компаний при разработках современных БПЛА. Компания Boeing использует 30 напечатанных деталей в системе охлаждения бортового оборудования самолета «Dreamliner». Эти воздухопроводы отличаются сложной геометрической формой, ранее требовавшей сборки из нескольких деталей. Благодаря 3D-печати подобные детали можно производить целиком, сберегая время и деньги – от 25 до 50% [5].

Анализ применения различных типов аддитивных технологий и использования различных методов топологической оптимизации позволяет выявить элементы конструкции БПЛА, применение аддитивных технологий в которых позволяет получить выигрыш в тактико-технических характеристиках.

Одним из основных силовых элементов конструкции БПЛА является кронштейн крепления консоли крыла к фюзеляжу. При производстве таких кронштейнов с использованием аддитивных технологий появляется возможность значительно уменьшить массу, соблюдая условие прочности и необходимой жесткости. На рисунке 1 представлены кронштейны крепления, входящие в конструкцию БПЛА «Гриф-1», спроектированные для последующего изготовления с помощью традиционного производства [6]. На рисунке 2 представлена схема общего вида оптимизируемого кронштейна. Материал изделия - алюминиевый сплав. Предел текучести $\sigma_T = 190$ МПа, модуль упругости $E = 71$ ГПа, коэффициент Пуассона $\mu = 0.33$. Масса до оптимизации – 220 г.

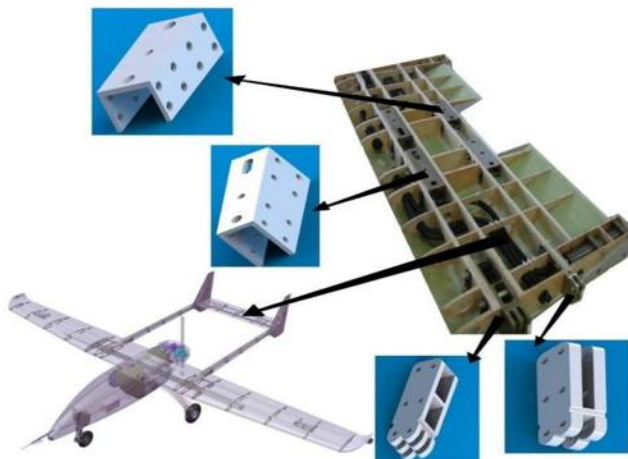


Рисунок 1. Схема кронштейнов крепления

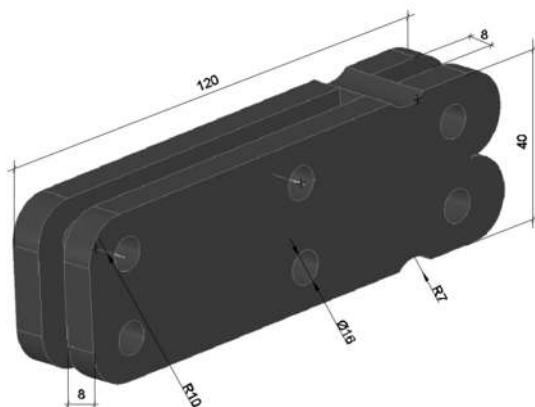


Рисунок 2. Схема общего вида оптимизируемого кронштейна

Оптимизация деталей под технологию аддитивного производства включает несколько этапов.

На первом этапе оптимизации кронштейна выполнен предварительный прочностной расчет с помощью прикладной программы. На восемь граней кронштейна действует вертикальная сила $P = 600$ Н, остальные четыре грани закреплены по всем степеням свободы относительно оси вращения. На рисунке 3 представлена конечно-элементная модель и расчетная схема оптимизируемого кронштейна. В результате первичного расчета были получены эпюры распределения напряжений (рисунок 4).

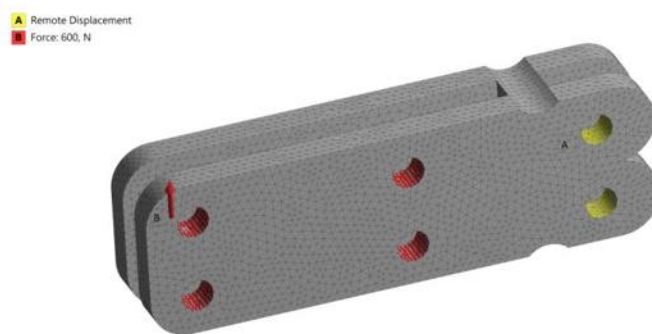


Рисунок 3. Расчетная схема кронштейна до оптимизации

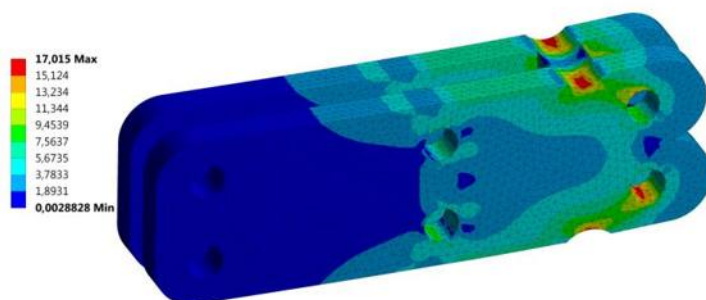


Рисунок 4. Распределение напряжений в кронштейне до оптимизации

Максимальное эквивалентное напряжение достигает значения 17 МПа. Величина максимального перемещения – 0.013мм.

На втором этапе выполнена топологическая оптимизация кронштейна. В качестве целевой функции выбрана масса детали, ограничения по сохраняемому объему – 35%. Геометрия, исключенная из процесса оптимизации – грани закреплений и приложения силы. При оптимизации кронштейна необходимо выполнять условие ограничения максимальных перемещений для обеспечения достаточной жесткости конструкции. В рассматриваемом случае максимальное значение перемещений принято равным 0.1 мм. При этом значение максимального эквивалентного напряжения σ_{max} не должно превышать 140 МПа. Результаты топологической оптимизации приведены на рисунке 5. Необходимо заметить, что топологическая оптимизация является только вспомогательным инструментом при проектировании. Полученная геометрия не является итоговой и нуждается в последующей обработке.

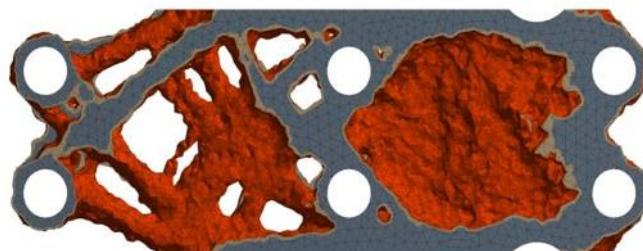


Рисунок 5. Результаты топологической оптимизации

На основе результатов топологической оптимизации была получена обработанная геометрия оптимизированного кронштейна под технологию традиционного производства. Постобработка выполнена с помощью инструментов моделирования геометрии (рисунок 6).

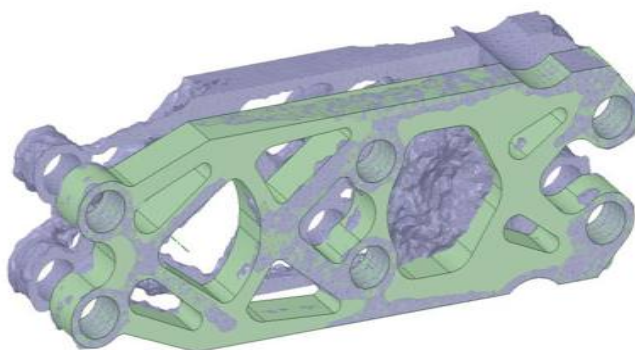


Рисунок 6. Процесс постобработки геометрии после топологической оптимизации

На следующем этапе проведен проверочный расчет топологически оптимизированной детали. Распределение напряжений приведено на рисунке 7.

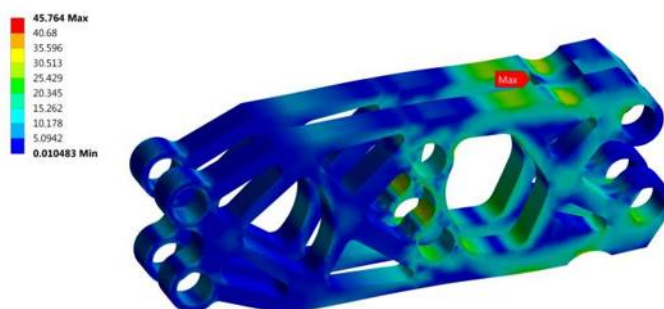


Рисунок 7. Распределение напряжений в кронштейне после топологической оптимизации

Максимальное напряжение достигает значения 46 МПа. Величина максимального перемещения – 0.09 мм.

Таким образом, после топологической оптимизации максимальные эквивалентные напряжения и перемещения увеличились, однако условия прочности и жесткости выполнены, а масса изделия снизилась на 55.4% (122 г в абсолютном значении).

Данный оптимизированный кронштейн можно изготовить с помощью традиционного производства. При производстве таких деталей с помощью аддитивного производства появляется возможность создать решетчатую структуру, которая будет являться несущим каркасом, при этом значительно уменьшится масса элемента, иными словами – выполнить его структурную оптимизацию.

На первом этапе структурной оптимизации задается область для создания решетчатой структуры и области, которые исключены из процесса оптимизации (рисунок 8 Рисунок). Затем выбирается характеристика структуры. При проведении структурной оптимизации выполнено исследование зависимости максимального перемещения кронштейна от варьируемых параметров (процентное заполнение структуры, процент сохраняемого объема и длина решетки).

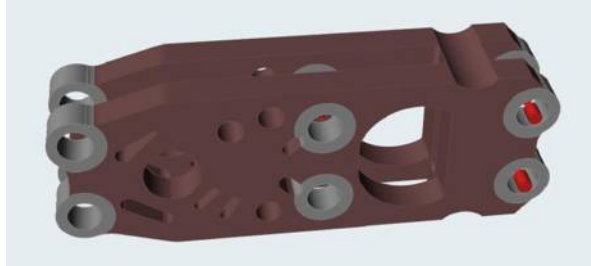


Рисунок 8. Определение областей детали для оптимизации

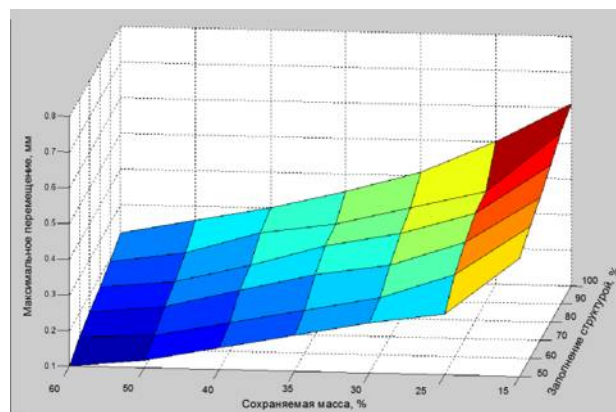


Рисунок 9. Зависимость перемещений от параметров структуры

Далее, на основе полученной зависимости выполнена структурная оптимизация методом частных экстремумов. В результате оптимизации получены оптимальные значения решетчатой структуры: процентное заполнение структуры – 50%, процент сохраняемого объема – 40%, длина решетки – 8мм. Общий вид кронштейна после структурной оптимизации приведен на рисунке 10.

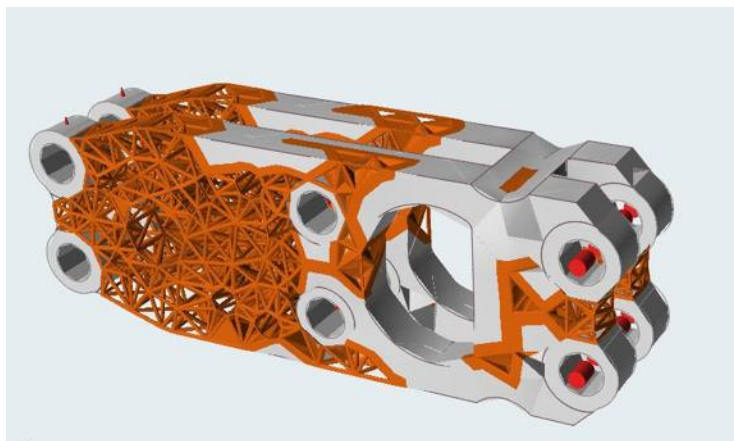


Рисунок 10. Внешний облик кронштейна после структурной оптимизации

В результате создания решетчатой структуры масса кронштейна уменьшилась на 64%, по сравнению с неоптимизированной деталью, то есть, до 79 г. Максимальные эквивалентные напряжения достигают значения 45 МПа, а величина перемещения не превышает ограничения при оптимизации. Сравнение характеристик кронштейна до и после проведенных оптимизаций представлено в таблице 1.

Таблица 1 - Сравнение характеристик до и после оптимизации.

Параметр	До оптимизации	После топологической оптимизации (для традиционного производства)	После структурной оптимизации (для аддитивного производства)
Масса, г	220	98	79
Перемещения, мм	0.013	0.09	0.1
Максимальное эквивалентное напряжение, МПа	17	46	45

Таким образом, проведение оптимизации структуры после топологической оптимизации является целесообразным.

Библиографический список

1. Башин К.А., Торсунов Р.А., Семенов С.В. Методы топологической оптимизации, применяющиеся в аэрокосмической отрасли // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2017. – № 51 – С. 52
2. Jikai Liu, Yongsheng Ma. A survey of manufacturing oriented topology optimization methods // Advances in Engineering Softwar. – 2016. – August. – P. 161–175.
3. Козик А.М., Гуж Т.С., Ильичев В.А. Современные тенденции в вопросе оптимизации металлических конструкций // Молодеж. науч. форум: техн. и матем. науки. – 2017. – Февраль. – № 2(42). – С. 51–57.
4. Liu Z., Korvink J., Huang R. Structure topology optimization: fully coupled level set method via FEMLAB // Structural and Multidisciplinary Optimization. – 2005. – June. – Vol. 29, iss. 6. – P. 407– 17.
5. 3Dtoday [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://3dtoday.ru/blogs/news3dtoday/boeing-proposes-to-use-3d-printed-ice-to-improve-safety/> (дата обращения: 22.02.2019)
6. ООО «Гидромания» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://hydromania.by/proizvodstvo/bespilotnye-letatelnye-apparaty-bla/planer-bla-grif-1-detail.html> (дата обращения: 22.02.2019).

КОМПОЗИТНЫЙ МАТЕРИАЛ ДЛЯ FDM ПЕЧАТИ С ЗАДАНЫМИ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫМИ ХАРАКТЕРИСТИКАМИ

Бердников А.В., Юнусов Н.А.

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

Электромагнитная совместимость – это способность электрических или электронных приборов сохранять свою работоспособность под влиянием электромагнитных полей. При этом рассматриваемые приборы не должны создавать такие электромагнитные поля, которые могли бы создавать помехи работе любого другого близко расположенного оборудования или системы.

В настоящее время вопрос электромагнитной совместимости электронных устройств и модулей стоит остро, так как постоянное увеличение плотности и количества точного электронного оборудования требует как экранирования его от электромагнитного влияния компонентов и отдельных узлов и соседнего оборудования, так и уменьшения продуцирования полей, способных создавать помехи. Крайне важно уделять этому вопросу внимание при проектировании приборов и систем, нарушение функции которых может создавать непосредственную опасность для здоровья и жизни. К таким видам оборудования можно отнести медицинские приборы, контрольное и навигационное оборудование летальных аппаратов.

Требования к электромагнитной совместимости устройств постоянно повышаются, так как область применения электронных устройств стремительно расширяется. Так, микроэлектронные системы, полупроводниковая электроника применяются во всех сферах промышленности, домашнего хозяйства и на транспорте. Авиационный транспорт при этом не является исключением. В настоящее время оценка продукции с точки зрения электромагнитной совместимости необходима в ещё большей степени, чем на ранних этапах развития электроники. Основные понятия электромагнитной совместимости рассматривают воздействие как излучаемых, так и кондуктивных помех (наводки), распространяющихся по проводникам (например, наводки по цепям питания), а также чувствительность электрооборудования к воздействию помех (помехоустойчивость). Влияние электромагнитных полей должно оцениваться в диапазоне частот от 0 до 400 ГГц и выше. Взаимосвязь основных понятий электромагнитной совместимости приведена на Рис. 1.



Рис. 1. Различные аспекты электромагнитной совместимости.

Источниками электромагнитных помех могут являться природные процессы, примерами которых являются атмосферные разряды, возникающие при ударах молний, а также статические разряды (ElectroStatic Discharge — ESD). Статические разряды опасны при работе с полупроводниковой электроникой. Другую группу помех образуют технические источники электромагнитных полей. Быстрые изменения напряжений и токов в электрическом оборудовании ведет к появлению сильных электромагнитных полей, которые создают периодические или случайные помехи. Воздействие этих помех может носить как кондуктивный (в виде наводки на токи или напряжения в проводниках), так и излучательный (под влиянием переменного электромагнитного поля) характер. Тип кондуктивной помехи, когда наведённый в проводниках ток имеет знак, т.е. с одинаковой амплитудой протекает как в прямом, так и в обратном направлении, называется симметричной, или дифференциальной, помехой.

Если ток помехи замыкается на землю или протекает по проводнику в одном направлении, то такая помеха называется асимметричной, или синфазной.

В настоящее время существуют различные нормы, регламентирующие вопросы электромагнитной совместимости устройств. Данные нормы составляют две группы: регламентирующие характеристики измерительного оборудования, параметры тестовых систем и определяющие методику измерений помех различной природы. Данные нормы определяют критерии и условия, посредством которых определяется, удовлетворяет ли устройство условиям электромагнитной совместимости.

Стандартизация по электромагнитной совместимости осуществляется на различных уровнях: международном, европейском, национальном. На мировом уровне главенствующую роль играют организации ISO (Международная организация по стандартизации) и IEC (Международная электротехническая комиссия, МЭК), подразделением которой является CISPR (International Special Committee on Radio Interference — Международный специальный комитет по борьбе с радиопомехами). На европейском уровне данную работу осуществляют CEN (Европейский комитет по стандартизации) и CENELEC (Европейский комитет по электротехническим стандартам), а также ETSI (Европейский институт по стандартизации в области телекоммуникаций). В настоящее время МЭК разработаны две группы нормативов, стандартизирующих методики измерения излучаемых помех (стандарт IEC 61967) и помехоустойчивости интегральных схем (стандарт IEC 62132).

Для защиты оборудования от помех и обеспечения выполнения требований норм электромагнитной совместимости применяются различные фильтры, сетевые дроссели, различные типы экранирования, экранирование кабелей, заземление и т.д. Так, для эффективного подавления излучаемых высокочастотных помех проводимость экрана должна составлять не менее $1/10$ проводимости фазного провода. Одним из параметров, позволяющих оценить проводимость экрана, является его индуктивность, которая должна быть мала и как можно меньше зависеть от частоты. Эти требования легко выполняются при использовании медного или алюминиевого экрана (брони).

В настоящее время создание дешевой технологии изготовления композита и изготовление из этого композита физического объекта с определенной геометрической конфигурацией и свойствами как у электромагнитных экранов представляется крайне энергозатратной и ресурсоемкой задачей.

Актуальность требования электромагнитной совместимости элементов и узлов электрических сетей достигается тем, что идет процесс увеличения насыщенности бортовой радиоаппаратуры. Рост плотности упаковки электроники, повышение требования к чувствительности электронных устройств, улучшение массово – габаритных характеристик. В высокоточном авиационном оборудовании необходимо уделять особое внимание экранированию различных приборов и их электромагнитной совместимости. Отсюда вытекает потребность в дешевой и простой технологии создания электромагнитных экранов сложной геометрической конфигурации.

Анализируя диапазон частот современной электроники, можно выделить несколько основных зон. Это сверхдлинные (менее 30 кГц), длинные (30 кГц-300 кГц), средние (300 кГц – 3 МГц), короткие (3 МГц-30 МГц), ультракороткие (30 МГц-300 ГГц) волны. Задача проекта – разработка материала, способного экранировать электромагнитное излучение в требуемом диапазоне частот.

Известны материалы с заданными электромагнитными свойствами, из которых возможно изготовление кожухов для электронной аппаратуры, однако при их использовании возникают сложности, связанные с нарушением экранирующей способности из-за наличия стыков и швов.

Поэтому возможна следующая реализация. Планируется использование пластиковой основы и наполнителя с требуемыми электромагнитными параметрами, чтобы достичь требуемого результата. Создание корпусов устройств необходимой формы возможно при помощи применения FDM печати.

FDM печать – моделирование методом послойного наплавления — технология аддитивного производства, широко используемая при создании трехмерных моделей, при прототипировании и в промышленном производстве. Технология FDM подразумевает создание трехмерных объектов за счет нанесения последовательных слоев материала, повторяющих контуры цифровой модели. Как правило, в качестве материалов для печати выступают термопластики, поставляемые в виде катушек нитей или прутков.

Использование композитных материалов для FDM печати с заданными электромагнитными свойствами позволяет получать необходимые изделия сложных форм. Применение данных материалов в авиационном оборудовании может повысить их защищенность от влияния электромагнитного воздействия, что особенно важно в условиях увеличения разнообразия и количества бортовой аппаратуры. Изделия, полученные предложенным методом, могут положительно повлиять на точность работы и надежность аппаратуры.

В FDM печати существует множество различных видов полимеров, обладающие различными физическими характеристиками. Ключевыми факторами свойств будут являться рабочий диапазон температур, прочность на изгиб, прочность на разрыв, относительное удлинение и усадка при охлаждении. Наиболее часто встречаемыми полимерами для FDM печати являются ABS и PLA пластики, основные характеристики которых приведены в таблицах 1 и 2.

Таблица 1. Характеристики ABS пластика

Температура стеклования	Около 105°C
Прочность на изгиб	41 МПа
Предел прочности на разрыв	22 МПа
Модуль упругости при растяжении	1627 Мпа
Относительное удлинение	6%
Усадка при охлаждении	До 0,8%
Плотность материала	Около 1,05 г/см ³

После выбора подходящего полимера можно приступать к выбору наполнителя, предназначенного для поглощения радиоволн. Применение радиопоглощающих материалов позволяет снизить нагрузку СВЧ-излучения на человека. Также использование этих наполнителей призвано решить вопрос совместимости электронных приборов в условиях уплотнения их компоновки и при сохранении массогабаритных свойств. Последняя задача особенно важна в современных реалиях, так как большинство электронного оборудования, в том числе применяемого в летательных аппаратах, точное, крайне чувствительное к воздействию наводок.

Таблица 2. Характеристики PLA пластика

Температура плавления	173-178°C
Температура размягчения	50°C
Твердость (по Роквеллу)	R70-R90
Относительное удлинение при разрыве	3,8%
Прочность на изгиб	55,3 МПа
Прочность на разрыв	57,8 МПа
Модуль упругости при растяжении	3,3 ГПа
Температура стеклования	60-65°C
Плотность	1,23-1,25 г/см ³
Усадка при изготовлении изделий	нет
Влагопоглощение	0,5-50%

Для кожухов, экранирующих ЭМП, было разработано несколько типов электропроводных пластиковых композитов, при этом указанные композиты обычно содержат термопластичный пластик или пластиковое соединение с одним или несколькими проводящими наполнителями, такими как металлический порошок, металлическое волокно или сажа. На сегодняшний день известно множество ферритов, производство которых ведется как на территории России, так и за рубежом. Применение ферритов во многих случаях показывает требуемый результат. Однако обеспечение надежной электромагнитной защиты в диапазоне частот 1-3 ГГц, соответствующему телекоммуникационному окну, является достаточно сложной задачей. Это связано с тем, что в зависимости от структуры ферритов, меняется их магнитная дисперсия. Так, для гексаферритов область дисперсии находится в диапазоне 3×10^9 - 100×10^9 Гц, в то время как для ферритов-гранат - в диапазоне 10^2 - 10^9 Гц.

Для получения композитного материала со сдвигом диапазона магнитной дисперсии в сторону более высоких частот, необходим грамотный подбор радиопоглощающих частиц наполнителя. При этом должны учитываться не только концентрация магнитной компоненты в немагнитной среде (в нашем случае ABS и PLA пластики), которая обеспечивает как необходимые механические параметры конечного продукта, так и электромагнитные, но и размер, форма элементов. Чрезмерное разбавление

магнитной смеси ведет к существенному понижению электромагнитных характеристик композита, например, эффективной магнитной проницаемости (μ). Кроме того, существуют потребности в создании композиционных магнитных материалов, сочетающих в объеме магнитные и электропроводящие компоненты, имеющие различные свойства в различных направлениях.

Наполнителем с необходимыми электромагнитными свойствами являются ферриты. Они обладают низкими полями кристаллографической магнитной анизотропии: ферриты-шпинели марганца и никеля, содержащие разновалентные катионы железа – Fe^{+2} и Fe^{+3} , или магнетит, или гексаферриты, содержащие разновалентные катионы железа, или феррогранат иттрия, полученные с добавлением легирующих элементов (Si, Ge, Ti, Gd, Al, Cd, Sm, In, Co). Возможно использование наполнителей с различными формами. Для достижения необходимых электромагнитных свойств (выбранные диапазоны частот) изменяется размер частиц.

В роли наполнителя с электропроводящими свойствами может использоваться одно из аллотропических форм углерода – графит. При необходимости повышения электропроводности, возможно применение метода обогащения смеси бромом для достижения необходимых параметров.

Создание композита, после выбора подходящих компонентов, осуществляется с применением экструзивных линий для создания композитных материалов.

Подводя итог, использование композитных материалов для FDM печати с заданными электромагнитными свойствами позволяет получать необходимые изделия сложных форм. Применение данных материалов в авиационном оборудовании может повысить их защищенность от влияния электромагнитного воздействия, что положительно скажется на точности работы и надежности.

Библиографический список

1. *Н.Е. Сорокина, В.В. Авдеев и др.* Учебное пособие для студентов по специальности «Композиционные наноматериалы». М.:2010г. 47 с.
2. Патент РФ RU 2336588 C2 20.10.2008. Магнитомягкий наполнитель и полимерный композиционный магнитный материал на его основе// Патент России № 2336588 20.10.2008 Бюл. №29/ *Казанцева Наталья Евгеньевна (RU), Сапурина Ирина Юрьевна (RU) и др.*
3. Патент РФ RU 2237303 C2 27.09.2004. электропроводный термопластичный эластомер и изделие из него// Патент России № 2237303 27.09.2004 Бюл. №27/ *КАРТТУНЕН Микко (FI), МУСТОУНЕН Йенни (FI)*
4. **Расходные материалы для моделирования методом послойного наплавления (FDM/FFF)** [Электронный ресурс]: 3dtoday: 3d-принтеры сегодня. – URL: https://3dtoday.ru/wiki/FDM_materials/ (Дата обращения: 13.03.2019)

УДК 004.8

РАСПОЗНАВАНИЕ ОБЪЕКТОВ НА ИЗОБРАЖЕНИЯХ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ С ПОМОЩЬЮ ИНТЕРФЕРЕНЦИОННОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТИ

Н. А. Бабич, М. Л. Останин

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

Задачи распознавания образов традиционно решаются с помощью технологий машинного обучения, а именно – с помощью свёрточных нейронных сетей.

Свёрточная нейронная сеть основывается на двух операциях: операция свёртки и операция субдискретизации. В операции свёртки используется матрица весов (т. н. ядро свёртки) небольшого размера, которую «двигают» по всему обрабатываемому слою (в самом начале — непосредственно по входному изображению), формируя после каждого сдвига сигнал активации для нейрона следующего слоя с аналогичной позицией. Следующий слой, получившийся в результате операции свёртки такой матрицей весов, показывает наличие данного признака в обрабатываемом слое и её координаты, формируя так называемую карту признаков. Генерируется целый набор матриц весов, кодирующих элементы изображения. Операция субдискретизации уменьшает размерность сформированных карт признаков, убирая «ненужные» детали, оставляя только значимые признаки. Чередую операции свёртки и субдискретизации сеть генерирует выходной сигнал, который поступает на перцептрон. Схематичное изображение описанного алгоритма представлено на рисунке 1 [1].

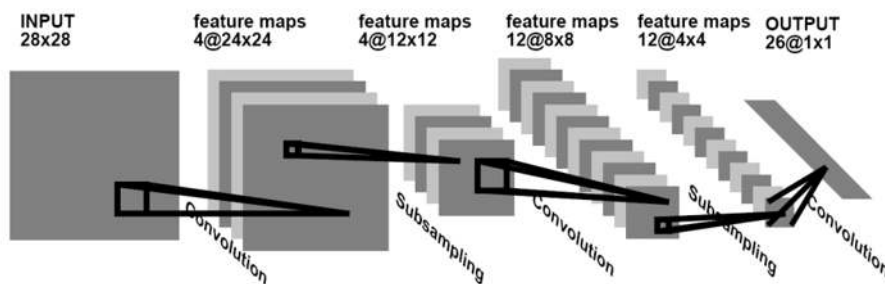


Рисунок 1 – Схематичное изображение алгоритма работы свёрточных нейронных сетей

Одним из основных недостатков такой модели является огромное количество варьируемых параметров, выбор значений которых существенно влияет на результат. Разработчик, использующий такую модель при создании систем распознавания, чаще всего не видит, какие действия к какому результату приводят, следовательно, процесс проектирования нейронной сети становится достаточно нетривиальным. В связи с этим очень тяжело добиться достаточной точности распознавания и устойчивости к внешним возмущениям и искажениям.

Интерференционная модель устроена принципиально иначе. Принцип функционирования нейронов в этой модели был подробно описан в работе [2].

На рисунке 2 представлено схематическое изображение интерференционной нейронной сети, построенной для решения данной задачи. Каждое из этих изображений было подано на входы 1, 2, 3 и 4 нейронной сети соответственно. Нейроны в каждой из четырёх групп образуют так называемые ансамбли – группы нейронов (в данном случае из двух), выполняющие одну функцию. Когда изображение поступает на вход первого нейрона ансамбля (входной сигнал берёт начало в центре изображения), он определённым образом генерирует выходной сигнал, второй нейрон обучается уже обобщённой информации о том, что находится на изображении.

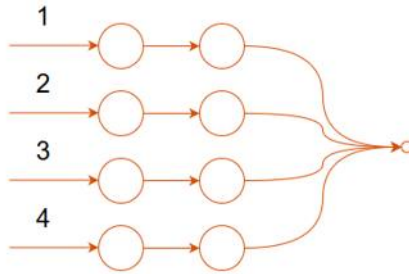


Рисунок 2 – Схематичное изображение интерференционной нейронной сети

Чтобы продемонстрировать возможности интерференционной ИНС, было выбрано несколько изображений объектов, в данном случае – изображения кружек (рисунок 3). Все четыре изображения, подаваемые на вход сети, имеют разрешение FullHD с глубиной цвета 32 бита. Следует отметить, что имеется задний фон, на котором присутствуют какие-то объекты, также попавшие в кадр.



Рисунок 3 – Изображения объектов, поданные на вход сети для её обучения

На рисунке 4 показано изображение (также разрешения FullHD с глубиной цвета 32 бита), на котором присутствуют три из четырех показанных ранее объекта. Это изображение было использовано для распознавания на нём объектов. Несмотря на изменённый ракурс, иное освещение и наличие других объектов на заднем фоне, все объекты определены корректно. Обладание свойством синаптической пластичности, а также использование ансамбля из двух нейронов, обеспечивает инвариантность к масштабу распознаваемого объекта.



Рисунок 4 – Изображение, которые было использовано для распознавания

Благодаря своей архитектуре, интерференционная нейронная сеть требует хранения гораздо меньшего объёма данных обучения, чем свёрточная нейронная сеть. Для решения данной задачи с помощью интерференционной ИНС потребовалось всего 114 Кб памяти, в то время как для свёрточной потребовалось бы в несколько раз больше.

Все принципы, заложенные в интерференционную модель нейронной сети уже реализованы авторами в виде кроссплатформенной C++ библиотеки Interference. Её исходный код доступен всем желающим в открытом репозитории GitHub [3]. Разработчики могут применять библиотеку для решения своих задач, использовать её в своих проектах, а также проводить собственные исследования и делиться их результатами с авторами.

Таким образом, можно выделить три основные особенности интерференционной нейронной сети: гибкость, универсальность и прозрачность.

Гибкость означает, что моделью можно управлять с помощью регулировки параметров. Например, можно сохранять промежуточные положения рецепторов, чтобы повысить точность распознавания (объём данных обучения также увеличится).

Универсальность означает, что интерференционную ИНС можно использовать для различных задач, будь то распознавание речи или анализ каких-либо данных, а не только для распознавания образов.

Прозрачность показывает, что каждый параметр модели можно интерпретировать графически, при этом понятно, какой параметр за что отвечает и к чему приведёт его изменение. При проектировании нейронной сети для решения конкретной задачи это существенно сокращает трудоёмкость процесса.

Тем не менее, некоторые недостатки модели до сих пор актуальны. Одним из них является тот факт, что для решения той или иной задачи необходимо подбирать некоторые параметры модели вручную, то есть полная самоорганизация пока отсутствует.

Дальнейшие исследования будут направлены на исправление этого недостатка, а также на развитие функционала библиотеки Interference. Возможность построения на базе интерференционной модели более сложных структур приближает нас к появлению сильного ИИ.

Библиографический список

1. Применение нейросетей в распознавании изображений [Электронный ресурс] — URL: <https://habr.com/ru/post/74326/> (дата обращения 26.04.2019).
2. Бабич Н. А. Параметрический синтез интерференционной модели нейронной сети. Электронное научно-практическое периодическое издание «Вестник современных исследований», выпуск № 1-13 (28). [Электронный ресурс]. — URL: <https://www.orcascenter.ru/journals/modern-research/mr.2019.01.13.pdf> (дата обращения: 15.03.2019).
3. Interference Library [Электронный ресурс] — URL: <https://github.com/nickware44/interference> (дата обращения 26.04.2019).

УДК 67.05

ПАРАМЕТРИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫХ СБОРОК В NX CAM И ЕГО ВЛИЯНИЕ НА УПРАВЛЯЮЩУЮ ПРОГРАММУ ДЛЯ СТАНКА С ЧПУ

Басова Т.В., Басова М.В.

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

Аннотация: Изготовление любого изделия в условиях реального производства требует вовлечение специалистов различных направлений, работающих сообща для выполнения задачи, заложенной в конструкторской документации. Технологи создают оптимальную технологию изготовления изделия с выбором оборудования и инструментов, входящих, в инструментальные сборки, а технологи-программисты создают управляющую программу, с учетом реальных условий. Одним из ключевых моментов на этапе программирования является проблема по созданию параметрической модели инструмента в САМ системе, содержащего правильные значения физического инструмента. На многих предприятиях технологам-программистам, вследствие отсутствия интегрированной в САМ систему библиотеки технологических ресурсов, приходится пользоваться ручным вводом параметров инструментальныхборок. Соответствие приведенных значений в каталоге и значений параметрического инструмента влияет на получение управляющей программы, а, значит, и детали на станке. В данной статье рассмотрено влияние проектирования параметрической модели инструмента на получение управляющей программы на примере САМ системы NX9, а также общие рекомендации для решения проблемы ручного ввода данных с учетом современных разработок.

Ключевые слова: Инструмент, технологическая оснастка, инструментальная сборка, параметрическая модель, САМ-программирование, NX9 САМ

Производство любых сложных деталей начинается с тщательной проработки всех отдельных этапов. Серийное производство основывается на использовании станков с ЧПУ совместно работающих с САМ системами. Первым этапом является технологическая подготовка производства. Она включает технологическую проработку конструкторской документации с учетом возможностей производства. Технологическая проработка предусматривает выбор заготовки, разработку маршрутно-операционного технологического процесса, предусматривающего разработку маршрута изготовления, выбор оборудования и технологической оснастки на каждую операцию, а также попереходный выбор обрабатывающего, вспомогательного и измерительного инструмента, расчет технологических режимов и пр., для соблюдения требований, заложенных конструктором. В технологическом процессе формируется набор исходных данных для САМ-программирования обработки детали.

Инструментальное решение, представляет собой инструментальную сборку, состоящую из самого режущего инструмента, пластин, в случае сборного инструмента, вспомогательного инструмента, адаптера, оправки, патрона или базового держателя для крепления на станке с ЧПУ. При написании управляющей программы (далее – УП), в САМ системе необходимо произвести сопоставление физических значений из каталогов производителя режущего инструмента и вспомогательной оснастки со значениями параметрических инструментов САМ системы [1]. Тщательная прорисовка инструментальныхборок является ответственным процессом, так как многие значения, такие как глубина сверления, диаметр точения на токарном станке, фрезерование поверхности и пр., получаются при взаимосвязанных пересчетах в САМ системе. Перемещения инструмента на станке производятся при помощи координат, полученных в управляющей программе, с помощью точек трассировки параметрического инструмента в САМ системе (выбранной точки параметрического инструмента, относительно которой идет запись координат перемещений). При выборе компонентов инструментальныхборок специалистам часто приходится сталкиваться со множеством способов описания разными производителями одних и тех же инструментов, указанных в каталога, что затрудняет работу как обычным технологам, собирающим инструментальную сборку из компонентов, разных производителей, так и программистам, отвечающим за корректное написание УП.

Для упрощения передачи информации об инструменте или оснастке в специальные базы данных был разработан стандарт ISO 13399 – это международный стандарт, регламентирующий информацию о режущем инструменте.[2] В настоящем стандарте установлены термины, свойства и определения тех частей режущих инструментов, которые обеспечивают соединение компонентов режущего инструмента, за исключением элементов обработки резанием, и подсоединение инструмента к станку. Адаптивные элементы включают в себя зажимные патроны и инструментальные оправки. Цель настоящего стандарта - предоставить словарь ссылок, обеспечивающих поддержание использования

общей информационной модели, определенной в ISO 13399-1.[3] Многие производители для удобства передачи данных об инструменте в электронные библиотеки и в целях совершения специальных манипуляций в дальнейшем, приводят все параметры инструмента согласно стандарту ISO 13399-1. Ярким примером компании, работающей по данному стандарту и выпустившей свою библиотеку в GTC (Generic Tool Catalog) по общему формату обмена данных о режущих инструментах, является компания SANDVIK COROMANT [4].

Многие производители CAM систем, совместно сотрудничают с компаниями производителями режущего инструмента и оснастки с целью создания электронной инструментальной библиотеки Manufacturing Resource Library (MRL) [5]. Так, например, на базе платформы Teamcenter NX CAM может поставляться со встроенной библиотекой технологических ресурсов, с реалистичными 3-D моделями инструмента и оснастки, которые в дальнейшем используются для CAM обработки с верификацией траекторий перемещений. Известная во всем мире система Mastercam совместно с компания SANDVIK COROMANT также выпустили свою электронную библиотеку Sandvik Coromant CoroPlus ToolLibrary [6]. Данные совместные решения производителей инструмента и CAM систем сильно упрощают написание и отработку управляющих программ, так как для прорисовки многих инструментальных сборок часто необходимо анализировать информацию из разных каталогов, записанную по разным стандартам описания, многих значений, например, для определения вылета инструмента бывает недостаточно значений, полученных прямым путем, как например для определения вылета инструмента с держателем фиксированного значения вылета (типа WELDON). В некоторых случаях, вследствие ограниченного числа переменных в CAM-системе, для задания параметрической модели необходимо дополнительно с помощью оптических приборов определяют дополнительное значение для коррекции на длину, так, например, для угловой фрезы с тупым кончиком, коррекцией на длину добавляют значение до точки пересечения конуса. Такой возможный вариант действий используется для верного соответствия точек трассировки - таких точек инструмента, относительно которых идет слежение перемещений относительно выбранной нулевой точки в CAM системе и на станке с ЧПУ.

Для демонстрации важности заполнения параметров инструментальных систем для CAM обработки и влияния параметрических моделей инструментов на управляющую программу для станка с ЧПУ, рассмотрим задание цикла сверления с ручным вводом значений сверла. Написание управляющей программы для операции сверления отверстий диаметром 14.5 мм твердосплавным сверлом CoroDrill® 460 из каталога SANDVIK с обозначением по ISO: 460.1-1450-044A1-XM GC34 (рис. 1). Технические характеристики инструмента следующие: диаметр резания (DC) - \varnothing 14,5 мм, основа сплава (SUBSTEATE) – HC, диаметр соединения (DCON) – 16 мм, отношение рабочей длины к диаметру (ULDR) - 3,152, угол при вершине (SIG) – 140°, общая длина (OAL) - 115 мм, длина стружечной канавки (LCF) 65 мм, размер соединения (CZC)- 16 мм, точность отверстия (TCHN) - H9, рабочая длина (LU) - 45,7 мм, функциональная длина (LF) - 112,8 мм, высота режущей части (PL) - 2,2 мм [7]. Хвостовик выполнен по DIN 6535 HA (цилиндрический хвостовик без выточки). Данное сверло будет зажимать в цанговый патрон с конусом SK 50, имеющей обозначение по каталогу KFH G310 50x32x70 KFH и с цангой G020 ER32x16 KFH [8].

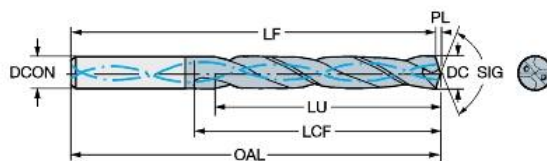


Рисунок 1- Твердосплавное сверло 460.1-1450-044A1-XM GC34 SANDVIK COROMANT

Обычно, CAM системы обладают ограниченными возможностями для ввода параметров существующего инструмента, а иногда, параметров из каталога бывает недостаточно для точного программирования операции, что требует дополнительных измерений на станке измерительными приборами. В NX CAM параметры для прорисовки инструмента можно поделить на параметры прорисовки режущей части, держателя и хвостовика.

В целях параметрического моделирования спирального сверла для ввода значений режущей части доступны: D (диаметр), PA (угол при вершине), PL (длина инструмента до точки трассировки), CR

(радиус угла), L (длина), FL (длина режущей кромки), количество зубьев, материал. Для прорисовки хвостовика инструмента необходимо вводить параметры: SD (диаметр хвостовика), SL (длина хвостовика), STL (длина конической части). В таблице 1 приведено соответствие значений спирального сверла, описанных, согласно ISO 13399-1 параметрам NX 9 CAM.

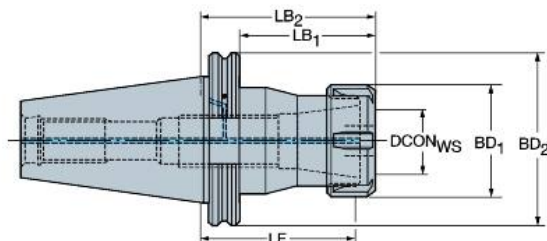


Рисунок 2- Цанговый патрон A1B14-50 32 070-SANDVIK

В комплект к данному сверлу требуется цанговый патрон (рис. 2) A1B14-50 32 070-SANDVIK, ISO A1B14-50 32 070 и цанга ER32x16. Технические характеристики цангового патрона: размер соединения (CZC) 50 ER32, функциональная длина (LF) - 57,34 мм, диаметр корпуса (BD2) - 97,45, длина корпуса (LB2) 70 мм, интерфейс со стороны станка (ADINTMS) ISO7388.1/DIN69871 -AD/B central/flange: ISO50, диаметр соединения (DCON) - 33 мм, диаметр корпуса (BD1) - 50 мм [9].

Таблица 1. Приведение значений сверла в соответствии с ISO 13399-1 параметрам NX 9 CAM

Название параметра сверла в соответствии с ISO 13399-1	Численное значение параметра по каталогу	Название соответствующего параметра в NX 9 CAM	Дополнительная формула для определения параметра в NX 9 через известные значения	Итоговое значение для записи
Значения, для описания режущей части				
Диаметр резания (DC)	14,5мм	D (Диаметр)	-	14,5
LCF	65 мм	L-длина	-	65
Угол при вершине (SIG)	140°	PA(угол при вершине)	-	140
Рабочая длина (LU)	45,7 мм	FL (Длина режущей кромки),	-	45,7
Высота режущей части (PL)	2,2 мм	PL (Длина инструмента до точки трассировки)	Вычисляется автоматически при вводе угла и диаметра	2,2
Стандартное значение		Количество зубьев	Для спирального сверла-2	2
Значения для описания хвостовика				
Диаметр соединения (DCON)	16 мм	SD (Диаметр хвостовика)	-	16
Общая длина (OAL)	115 мм	SL (Длина хвостовика)	Численно можно принять SL= Общая длина (OAL)- Длина стружечной канавки (LCF)	50
Длина стружечной канавки (LCF)	65 мм			
-	-	STL (Длина конической части)	Значений нет, можно не указывать	-
Значения для держателя инструмента				

Диаметр корпуса (BD2)	97,45 мм	LD(нижний диаметр)=UD (верхний диаметр)	L ₁ -отсчитываем относительно торца патрона, принимаем равным 19-стандарт ISO7388.1/DIN69871	19
Диаметр корпуса (BD1)	50 мм	LD(нижний диаметр)=UD (верхний диаметр)	-	50
Длина корпуса (LB2)	70 мм	L-длина ступени	Длина ступени вычисляется по формуле: L ₂ =LB2- L ₁ =70-19=51	70

Для просверливания отверстия глубиной по цилиндрической части 22 мм, необходимо написание управляющей программы с применением параметрического инструмента. При всех введенных параметрах получаем следующую программу [10, с.94-97]. Для эксперимента поменяем у параметрического инструмента угол при вершине на 120, отличный от реального инструмента получаем следующую другую управляющую программу.

Как мы видим из анализа сравнений координат перемещения инструмента по оси z изображенных в таблице 2, разница по глубине в цикле сверления G81 (кадр № N0060) равна около 1,5 мм. С увеличением диаметра сверла разница в глубине сверления увеличивается, что может привести к браку. Риск получения бракованного изделия при несоответствии параметрического и реального режущего инструмента велик во всех других операциях механической обработки, при фрезеровании, точении, растачивания, нарезании резьбы и пр. К неисправимому браку или к простоям производства, может привести не только несоответствие числовых значений режущего инструмента, но, в той же мере, вспомогательного. При использовании комплектов инструментальных сборок, разных производителей, приходится учитывать, что многие производители работают по своим стандартам, что особенно проявляется при анализе вспомогательного инструмента.

Таблица 2. Сравнение влияния значения угла при вершине сверла для получения управляющей программы через NX9

Угол при вершине сверла 140°	Угол при вершине сверла 120°
%	%
N0010 G40 G17 G90 G71	N0010 G40 G17 G90 G71
N0020 G91 G28 Z0.0	N0020 G91 G28 Z0.0
N0030 T01 M06	N0030 T02 M06
N0040 G00 G90 X0.0 Y24.5 S0 M03	N0040 G00 G90 X0.0 Y24.5 S0 M03
N0050 G43 Z3. H01	N0050 G43 Z3. H02
N0060 G81 Z-24.6388 R3. F250.	N0060 G81 Z-26.1858 R3. F250.
N0070 G80	N0070 G80
N0080 M02	N0080 M02
%	%

Для качественного выполнения задач, поставленных конструктором, требуется основательная подготовка производства с параллельным решением многих задач, совместно решаемых разными участниками жизненного цикла изделия. Таким образом, перед технологами стоит задача по написанию рациональной технологии, с полным перечнем необходимого оборудования, требуемого режущего инструмента, вспомогательного инструмента, комплектующих элементов инструментальных сборок, вспомогательных приспособлений, а также мерительных инструментов, соответствующих требуемой точности измерения. Технологический процесс всегда должен быть составлен с учетом конструктивных особенностей, требуемых от готового изделия, состояния технологической системы, наличия необходимого инструмента или оборудования на предприятии, и пр. Помимо, оптимального технологического процесса, для успешной механической обработки на станках с ЧПУ, необходима качественная управляющая программа, разработанная технологами-программистами, с максимальным учетом всех существующих факторов, влияющих на механическую обработку. Одним из значимых факторов, влияющего на правильность вывода управляющей программы через САМ системы, является

прорисовка параметрической модели режущего инструмента в САМ системе. Столкновения нерабочих частей инструмента с деталью, порча дорогостоящего оборудования и инструмента, и, следовательно, простой производства может быть вызван несоответствием параметров инструментальной сборки с параметрической моделью. При ручном вводе САМ-программистом данных из каталога могут возникнуть некоторые трудности, например, недостаток исходной информации, требующего замера на станке имеющейся инструментальной сборки. Таким образом, ручной ввод информации снижает производительность и точность разработки управляющей программы. Для избегания ошибок ручного ввода информации, а также отсутствия физических значений необходима слаженная работа разработчиков САМ систем и производителей режущего инструмента в виде MRL-библиотек. Интегрированная MRL библиотека в САМ систему помогает повысить качество управляющей программы и снизить риск при ее внедрении на станке с ЧПУ.

Библиографический список:

1. САМ и инструмент: проблемы и решения // Ритм машиностроения URL: <https://ritm-magazine.ru/ru/public/cam-i-instrument-problemy-i-resheniya> (дата обращения: 19.01.2019);
2. Параметры режущего инструмента согласно ISO 13399 // Sandvik Coromant URL: <https://www.sandvik.coromant.com/ru-ru/knowledge/machining-formulas-definitions/pages/cutting-tool-parameters.aspx> (дата обращения: 19.01.2019);
3. ГОСТ Р 54132-2010/ISO/TS 13399-4:2007 Представление и обмен данными по режущим инструментам. Часть 4. Справочный словарь по адаптивным элементам (Докипедия: ГОСТ Р 54132-2010/ISO/TS 13399-4:2007 Представление и обмен данными по режущим инструментам. Часть 4. Справочный словарь по адаптивным элементам): <https://dokipedia.ru/document/5149595> (дата обращения: 25.01.2019);
4. Коллаборация NTB с Siemens, Sandvik Coromant, Iscar и Kennametal позволила создать общедоступный обменный формат GTC // CAD/CAM/CAE Observer. - 2016. - №2 (102);
5. Библиотека технологических ресурсов: <https://sapr.ru/article/23626> (дата обращения: 29.01.2019);
6. Библиотека инструментов Sandvik Coromant CoroPlus ToolLibrary интегрирована в Mastercam 2018: http://www.mastercam-russia.ru/cam_doc_251.html (дата обращения: 29.01.2019);
7. Твердосплавное сверло CoroDrill <https://www.sandvik.coromant.com/ru-ru/products/pages/productdetails.aspx?c=460.1-1450-044A1-ХМ%20GC34> (дата обращения: 20.01.2019);
8. Оснастка KFH KARL HERMANN GMBH | Каталоги: kfh-russia.ru
9. Переходник от ISO 7388-1 к цанговому патрону ER: <https://www.sandvik.coromant.com/ru-ru/products/pages/productdetails.aspx?c=A1B14-40%2032%20070> (дата обращения: 25.01.2019);
10. Ведмидь П.А. Основы NX САМ. – М.: ДМК Пресс, 2012. – 216 с.: ил.
11. Звонцов И. Ф., Иванов К.М., Серебренникий П. П. Разработка управляющих программ для оборудования с ЧПУ. -СПБ.:Лань,2017.- 588 с.
12. Гжиров Р. И., Серебренникий П. П. Программирование обработки на станках с ЧПУ. –Л., 1990 – 588с.
13. Серебренникий П.П. Краткий справочник технолога-машиностроителя. СПб.: Политехника, 2007. — 951 с.: ил.
14. Вилкина, М.В. Современный подход к обработке металла. Программирование и инструмент / М.В. Вилкина // РИТМ Машиностроения. – 2017.- №8. С - 36-42.
15. Вилкина, М.В. САМ-системы: Спрос, предложения и тенденции/ М.В. Вилкина // РИТМ Машиностроения. – 2017.- №3. С – 42-48.

УДК 623.

**О ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ УДАРНОГО ВОЛНОВОДНОГО СТЕНДА ДЛЯ
ОЦЕНКИ ДЕФОРМАЦИОННОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ЭКБ ПРИ ИМПУЛЬСНОМ
ИНЕРЦИОННОМ НАГРУЖЕНИИ**

М.Ф.Жаркой, Р.О. Васильчук

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

В настоящее время существует задача обеспечения ряда электронной аппаратуры, работающей в диапазоне экстремальных механических воздействий, ударостойкой электронной компонентной базы (ЭКБ). К этим воздействиям относятся мгновенно приложенные нагрузки или резкие изменения характера движения (например, при старте ракетносителя). Соответственно при этом возникла необходимость создания методик испытаний и испытательного оборудования при повышенных требованиях к достоверности и информативности подобных методик. Основные требования, предъявляемые к испытательному оборудованию, сводятся к обеспечению параметров режимов испытаний, в максимальной степени приближенных к реальным нагрузкам.

В основе подхода к испытаниям ЭКБ на ударостойкость на первых этапах было желание и попытки использования различных конструкций ударных стендов, которые до этого в течение длительного времени успешно использовались для ударных испытаний и отработки в основном испытаний электронных блоков на ударопрочность. Кроме хорошо известных испытаний с использованием специальных салазок были также попытки использования таких ударных стендов, как "Массет, ПУР-1, ПУР-4, К-0.1/50000 и др. [1]. Основным недостатком подобных стендов является сложность контроля электрических параметров ЭКБ в процессе удара из-за высокого уровня помех в подводящих проводах, возникающих при больших скоростях и перемещениях спецборки с ЭКБ. Кроме того при испытаниях на всех стендах (за исключением волноводных с отскакивающим приспособлением) вместо полу-синусоидального ударного импульса, который должен воспроизводиться в соответствии с ГОСТР, имеет место сложное виброударное воздействие. Это воздействие не соответствует реальным условиям полу-синусоидального ударного нагружения и является более жестким по сравнению с ним. Очевидно, что возможные попытки существенного уменьшения перемещений испытуемого изделия в процессе ударных испытаний неизбежно влекут за собой резкое уменьшение длительности нагружающего ударного импульса. Это обостряет вопрос о соответствии длительности ударного импульса в реальных условиях эксплуатации электронных блоков и испытательного импульса ударного стенда, а, следовательно, и корректности, как методики испытаний, так и надёжности полученных результатов.

Указанное выше несоответствие частично устраняется использованием квазистатического режима испытаний, который определяется соотношением спектра воздействующего ударного импульса и собственных резонансных частот ЭКБ [2]. Практическая реализация такого подхода к испытаниям на ударостойкость наша свое отражение в применении многочисленных конструкций ударных стендов волноводного типа. Основным элементом любого волноводного стенда является упругий (металлический) цилиндр-волновод. На один из торцов волновода действует импульс силы за счет бояка в узле разгона. Под действием этого импульса в волноводе формируется интенсивный импульс «напряжение-деформация», который в виде упругой волны распространяется по волноводу и выходя на поверхность свободного торца волновода, определяет её плоскопараллельное ускоренное перемещение. При креплении акселерометра или ЭКБ на поверхности свободного торца волновода они вовлекается в её ускоренное перемещение и испытывает нагружение под действием импульса ускорения A_{max} . Для формирования одиночной полу-синусоидальной ударной нагрузки волновод выполняется составным из основной и концевой части, на которой закреплен акселерометр или испытуемое ЭКБ на установочном приспособлении. В момент прохождения по волноводу отраженной волны растяжения происходит отрыв концевой части и, следовательно, отсекается отрицательная полуволна ударной нагрузки. Преимуществом этих стендов является малая величина перемещений испытуемого ЭКБ в процессе нагружения, что позволяет значительно (практически совсем) освободиться от электрических помех в процессе регистрации и контроля устойчивости электрических параметров.

В состав установки для исследований деформационной устойчивости ЭКБ входят (рис. 1):

- ударный волноводный пружинный стенд;

- приспособление для подключения исследуемой ИС к источнику питания и входу регистрирующего осциллографа;
- приспособление для крепления ИС на торец волновода;
- акселерометр АП15;
- регистрирующий цифровой запоминающий осциллограф АКПП-4115/2А;
- канал общего пользования (КОП) для связи осциллографа с ПЭВМ;
- ПЭВМ для регистрации и обработки результатов испытаний. Сочетание ПЭВМ с цифровым осциллографом позволяет использовать цифровые методы обработки в пакете MATLAB.

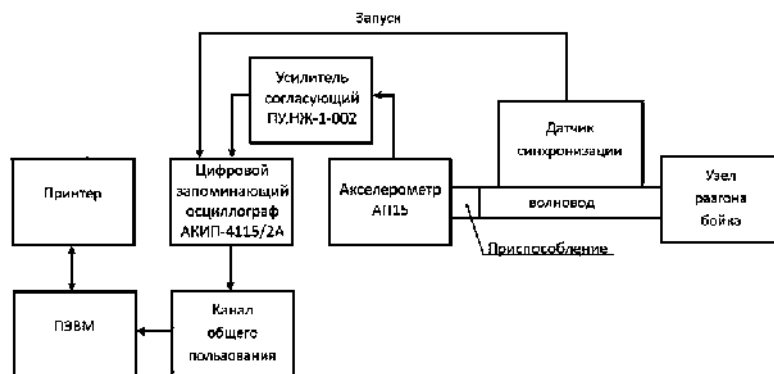
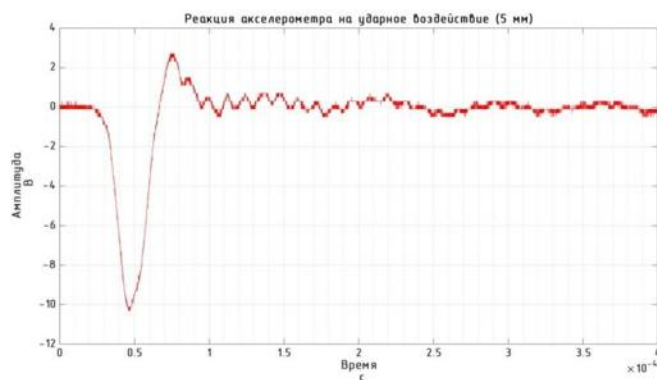


Рис. 1. Установка исследований деформационной удароустойчивости ЭКБ.

Осциллограмма реакции и спектр Фурье акселерометра АП15, закрепленного на отскакивающем приспособлении, приведены на рис. 2. Осциллограмма состоит из двух участков: отклик акселерометра в течении действия ударного импульса в квазистатическом режиме и отклик последействия, искажения которого происходит вследствие наложения колебаний в системе приспособление – акселерометр. Собственная частота акселерометра в закрепленном состоянии больше 70 кГц, что обеспечивает квазистатический режим его нагружения.



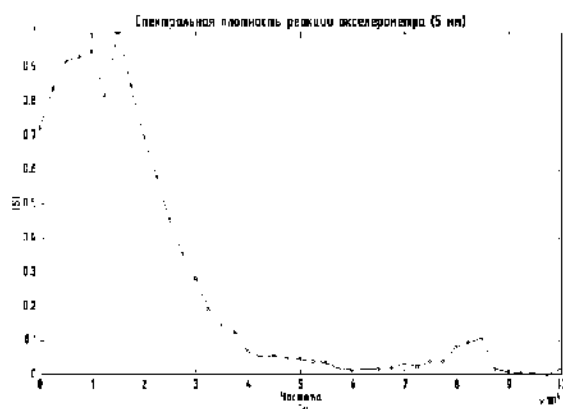


Рис. 2. Осциллограмма ударного нагружения акселерометра АП15 и спектр Фурье осциллограммы

При подобном инерционном нагружении, элементы конструкции исследуемого компонента, который жестко закреплен на приспособлении, испытывают главным образом деформации сжатия по нормали к плоскости корпуса. При испытаниях, например, полупроводниковых микросхем, подобные деформации не совсем информативны, поскольку в интегральных структурах при импульсном нагружении корпусированных микросхем доминирует тензорезистивный эффект, вследствие деформаций растяжения (изгиба) корпуса [3].

Для создания естественных деформаций изгиба корпуса микросхемы при его ударном нагружении целесообразно применить его приклейку на приспособлении эластичным компаундом определенной толщины. Подобная приклейка рекомендуется как одна из мер повышения виброударостойкости электронных блоков за счет демпфирования собственных колебаний элементов конструкций корпуса и несущих оснований [4]. Этот способ основан на способности полимеров рассеивать большое количество энергии колебаний при растяжении, изгибе или сдвиге за счет вязкоупругих свойств. Инерционное воздействие на корпус микросхемы перпендикулярно его плоскости сопровождается нарастанием механических изгибных напряжений в элементах (в области упругих деформаций) и возбуждением затухающих свободных колебаний корпуса на эластичном компаунде в квазистатическом режиме. При одиночном инерционном нагружении максимальные деформации элементов конструкции достигаются на первом полупериоде свободных колебаний, где вынужденное и амплитудное значение деформации для свободных колебаний совпадают и суммируются. При этом толщина компаунда приклейки должна выбираться оптимальной, для каждого типа корпуса микросхем, с позиции получения максимального уровня деформаций.

В качестве примера, на рис. 3 приведена осциллограмма реакции КМОП – транзистора в усилительном режиме [3], микросхемы ИС 164ЛП1 выполненной в планарном корпусе, закрепленном на приспособлении компаундом КТ-102 толщиной 0,4 мм, на ударное нагружение амплитудой 1×10^5 м/с² и длительностью 60 мкс.

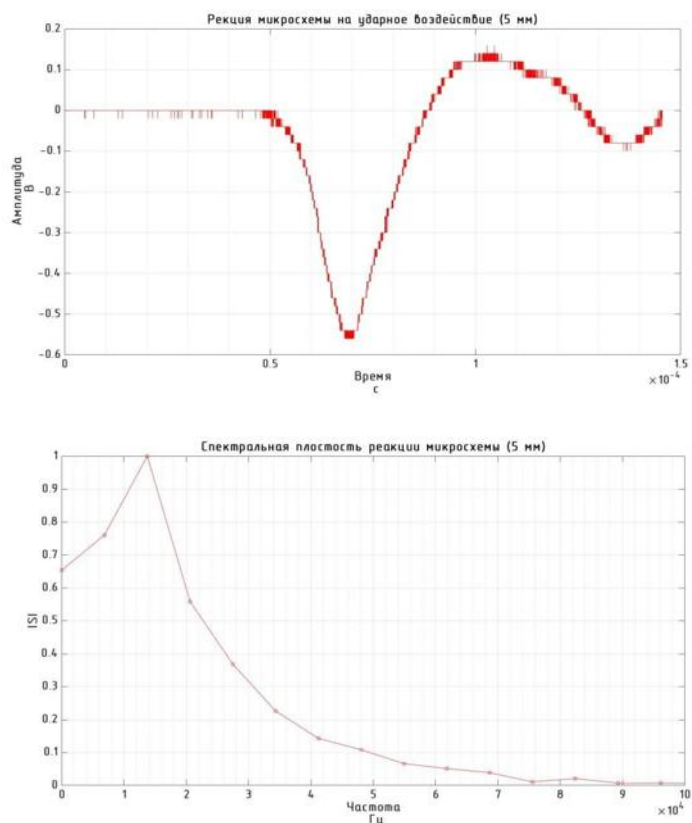


Рис. 3. Осциллограмма ударного нагружения микросхемы 164 ЛП1 и спектр Фурье осциллограммы

Предложена методика оценки удароустойчивости корпусированных микросхем, посредством их импульсного деформационного нагружения. Подобное воздействие создается путем импульсного нагружения микросхем, закрепленных на приспособлении ударного волноводного стенда эластичным компаундом, толщина которого выбирается оптимальной для формирования максимального уровня механических напряжений в полупроводниковой структуре микросхемы.

Библиографический список:

1. Глудкин О.П. Методы и устройства испытаний РЭС и ЭВС: Учеб. для вузов. М.: Высш. шк., 1991. - 336 с.
2. ГОСТ Р 51371-99 Методы испытаний на стойкость к внешним воздействующим факторам машин, приборов и других технических изделий. Испытания на воздействие ударов.
3. Жаркой М.Ф. К вопросу о деформационной устойчивости КМОП-элементов интегральных схем усилителей радиочастотного диапазона В сборнике: Инновационные технологии и технические средства специального назначения. Труды IX общероссийской научно-практической конференции, в 2-х томах. Сер. "Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ»", Балтийский государственный технический университет "Военмех" им. Д. Ф. Устинова. 2017. С. 304-308.
4. Кондаков А.К. Конструирование электронных устройств: Учебное пособие. – Томск: Томский межвузовский центр дистанционного образования, 2000. – 120 с.

ФУРЬЕ-СПЕКТРОМЕТР С ИНТЕРФЕРОМЕТРОМ TWINS

А.О. Гаугель

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

Фурье-спектроскопия – совокупность методов получения спектров веществ, вычисляемых не по интенсивности сигнала, а по отклику во временной или пространственной области.

Фурье-спектроскопия, как правило, выполняется в инфракрасном диапазоне длин волн. Фурье-спектрометр с интерферометром Майкельсона – это наиболее распространённый тип спектрометров. Распространён настолько, что данный тип конструкции является практически синонимом названия прибора в целом.

В своей работе данное устройство использует явления разности хода и интерференции.

Фурье-спектрометр с интерферометром Майкельсона состоит из принципиальных узлов: подвижное и неподвижное зеркала, светоделитель, приёмник излучения.

В прибор попадает сгенерированное источником излучение. Для измерения абсорбционного спектра (спектра поглощения) излучение проходит через образец. После этого происходит разделение волны на две ортогональные составляющие с помощью полупрозрачного зеркала светоделителя. Одна из компонент приходит на неподвижное зеркало, от которого возвращается на светоделитель. Ортогональная ей компонента встречается с подвижным зеркалом, от которого так же возвращается к светоделителю. Разность хода компонент регулируется перемещением подвижного зеркала. Этот факт и определяет важность работы именно с ИК-диапазоном длин волн, так как ввиду перемещения зеркала значительно проще добиться интерференции при работе с более длинными волнами. Светоделительное зеркало соединяет эти два пучка и направляет на фотоприёмник, где они интерферируют.

В настоящее время спектрометры оснащены специальными компьютерами, которые позволяют управлять записью, калибровкой и обработкой интерферограмм.

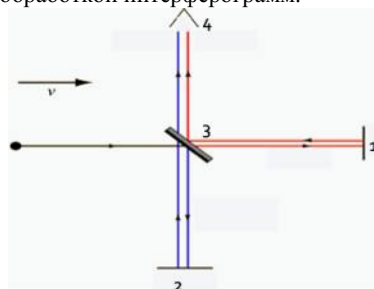


Рисунок 1 – Схематичное изображение интерферометра Майкельсона (1 – подвижное зеркало, 2 – неподвижное зеркало, 3 – светоделитель, 4 – приёмник излучения)

Фурье-спектрометр с интерферометром TWINS отличается гораздо более сложной конструкцией. Термин "TWINS" расшифровывается как "Translating-Wedge-based Identical pulses eNcoding System", то есть система кодирования идентичных импульсов на основе перемещающегося клина.

Этот тип прибора также основан на введении разности хода между лучами, однако использует иной метод контролирования такой задержки.

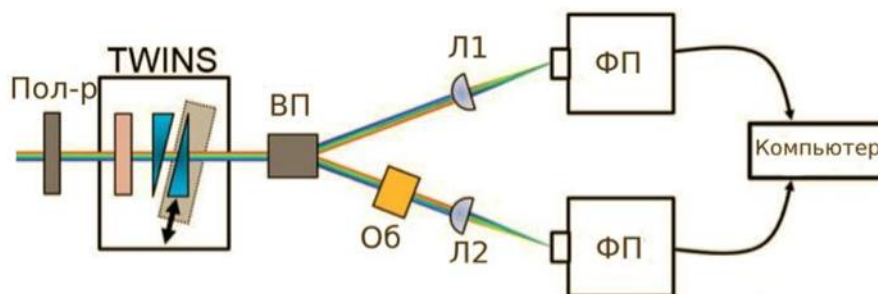


Рисунок 2 – Схема работы Фурье-спектрометра с интерферометром TWINS (Пол-р – поляризатор; ВП – призма Волластона; Об – изучаемый образец; Л1, Л2 – собирающие линзы; ФП – фотоприёмник)

Поляризованный лазерный луч приходит на первый компонент модуля TWINS, называющийся поляризатором TWINS. В данной схеме он выполняет такую же роль, как светоделитель в интерферометре Майкельсона. Далее разность хода уже разделённых компонент контролируется блоком клиньев, выполненных из того же двулучепреломляющего материала, что и поляризатор TWINS. Характерной чертой является то, что один из клиньев подвижен, направление его перемещения указано на Рисунке 2. Перемещая клин, мы можем либо увеличивать, либо уменьшать длину оптического пути, тем самым контролируя разность хода лучей.

Далее лучи, шедшие до этого сонаправленно, раскладываются призмой Волластона на заданный угол. Затем одна из компонент проходит через изучаемый образец. И уже собирающие линзы фокусируют оба луча на входы фотоприёмника, который передаёт информацию на компьютер.

Таблица 1 Сравнительный анализ разных типов Фурье-спектрометров

	Интерферометр Майкельсона	и	TWINS
Достоинства	<ul style="list-style-type: none"> • Изученность распространённость ; • Простота конструкции. 		<ul style="list-style-type: none"> • Меньшие необходимые габаритные размеры; • Высокая точность настройки разности хода; • Возможность получения двух интерферограмм сразу; • Отсутствие чувствительности к локальным механическим колебаниям; • Работа может проводиться и в ИК, и в видимой, и УФ областях спектра.
Недостатки	<ul style="list-style-type: none"> • Большие габаритные размеры, • Чувствительность к локальным механическим колебаниям; • Невысокая точность настройки разности хода; • Работа исключительно в ИК-диапазоне длин волн. 		<ul style="list-style-type: none"> • Относительная сложность конструкции.

Установка с TWINS имеет целый комплекс преимуществ перед другими Фурье-спектрометрами. Поскольку обе компоненты следуют одному и тому же оптическому пути, они менее чувствительны к локальным механическим колебаниям. Благодаря малому углу при вершине клина (порядка 5-7°) и, как правило, малой разнице между скоростями лучей устройство обеспечивает чрезвычайно высокую точность задержки. Важным фактором является получение двух интерферограмм сразу, что позволяет записывать спектр поглощения образцов в одном измерении. В то время как абсолютное большинство обычных Фурье-спектрометров работает в инфракрасном диапазоне частот, TWINS позволяет охватить видимый и ультрафиолетовый диапазон тоже.

Исходя из сравнительной характеристики наиболее подходящей является конструкция с технологией TWINS, так как высокая точность задержки и безразличие к механическим колебаниям являются важнейшими характеристиками разрабатываемого прибора.

В качестве примера была разработана конструкция для работы с диапазоном длин волн 1500–3500 нм. Выбор данного диапазона длин волн обусловлен областью применения прибора – анализ состава образцов лунного грунта – на таком же диапазоне работают действующие лунные спектрометры. В

качестве материала для блоков TWINS выбран α -борат бария. достаточно хорошо пропускающий излучение в диапазоне 1500–4000 нм.

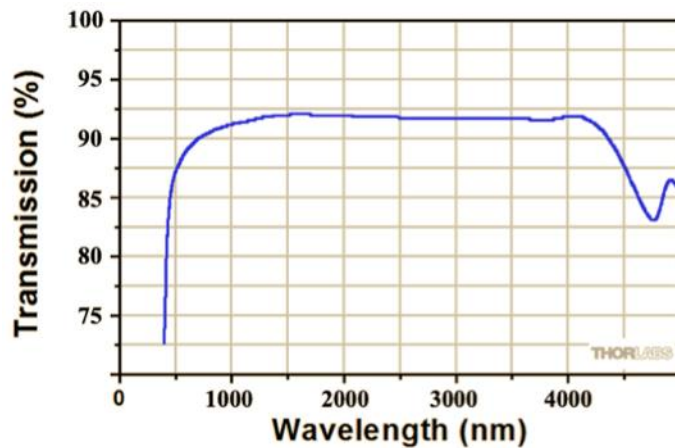


Рисунок 3 – Зависимость коэффициента пропускания излучения кристаллом α -бората бария от длины волны по данным rtpoptics.com

Разность хода лучей в Фурье-спектрометре с интерферометром TWINS находится по формуле:

$$\tau = (d_A - d_B) * \left(\frac{1}{v_{go}} - \frac{1}{v_{ge}} \right)$$

, где d_A и d_B – толщина блоков TWINS А и Б соответственно, v_{go} и v_{ge} – групповая скорость обыкновенного и необыкновенного лучей.

В свою очередь эти скорости находятся по формулам:

$$v_{go} = \frac{c}{n_o}$$

$$v_{ge} = \frac{c}{n_e}$$

, где c – скорость света в вакууме, n_o и n_e – показатели преломления среды для обыкновенного и необыкновенного лучей соответственно.

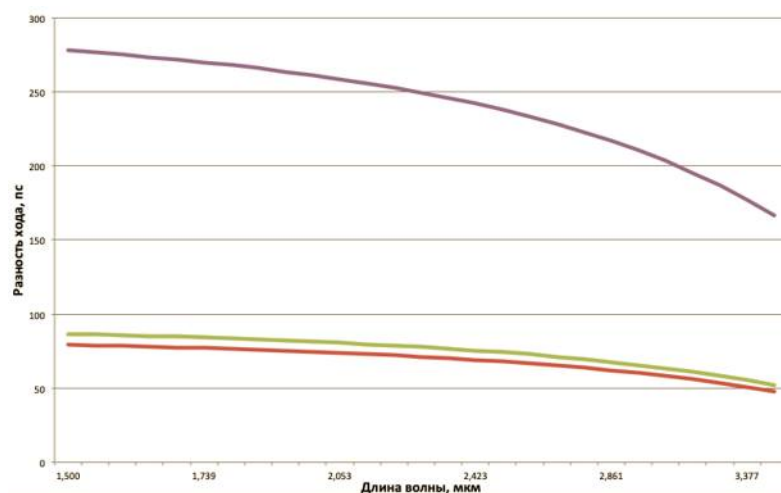


Рисунок 4 – Разность хода при минимальной (–), базовой (–) и максимальной (–) толщинах TWINS-блока Б

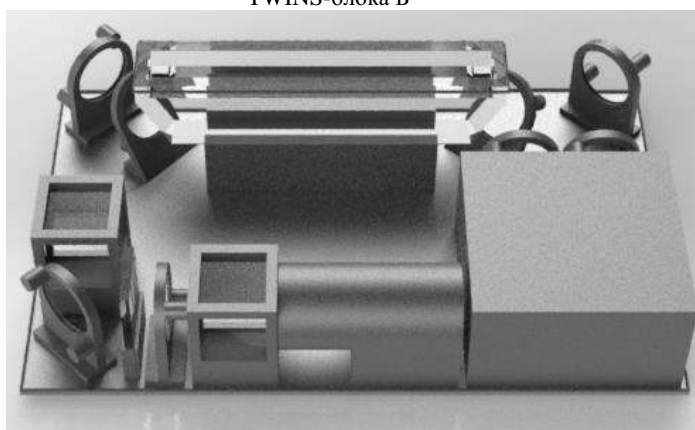


Рисунок 5 – Внутреннее устройство конструкции

В данной работе по теме «Фурье-спектрометр с интерферометром TWINS» произведен сравнительный анализ прибора с другим типом Фурье-спектрометра, основанном на иной конструкции интерферометра. Были выявлены преимущества выбранного типа прибора, а также область его применения. Рассчитана обеспечиваемая разность хода, и смоделирован пример конструкции прибора.

Библиографический список

1. Белл Р.Дж. Введение в Фурье-спектроскопию: перевод с англ. М.: Мир, 1975.
2. Scanning Fourier transform spectrometer in the visible range based on birefringent wedges — *Journal of the Optical Society of America*. 2016. №7.
3. Винтайкин И.Б., Васильев Н.С., Голяк И.С., Морозов А.Н., Есаков А.А., Светличный С.И., Табакин С.Е., Фуфурин И.Л. Рамановский спектрометр на основе статического интерферометра Майкельсона — *Энергетика*. 2016. №6.
4. База данных показателей преломления [Электронный ресурс]. — URL: <http://refractiveindex.info> (дата обращения: 11.11.2018)
5. Демтредер В., Лазерная спектроскопия, «Наука», М., 1985.

УДК 681.51

ПОДАВЛЕНИЕ АВТОКОЛЕБАНИЙ ПРИ ДИСТАНЦИОННОМ УПРАВЛЕНИИ БПЛА

Зайцева Ю. С.¹, Кузнецов Н. В.^{2,3}

¹Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики

²Санкт-Петербургский государственный университет,

³Институт проблем машиноведения РАН

В работе рассматривается предотвращение автоколебаний малого беспилотного летательного аппарата фиксированного крыла (БПЛА). Это явление представляет собой быстро развивающиеся колебания летательного аппарата с нарастающей амплитудой по угловым скоростям и углам. Процесс колебаний с небольшой амплитудой пилот может остановить, отключившись от управления, т.е. выйдя из замкнутого контура управления. Но, так как колебания начинаются внезапно и разворачиваются так быстро, что пилот не успевает отреагировать, то часто эти события приводят к потере управления летательным аппаратом и, как следствие, к катастрофе. В пилотируемых воздушных судах это явление известно со времен зарождения большой авиации и в иностранной литературе называется колебания, вызванные летчиком (англ. – *pilot induced oscillation*) или, неблагоприятное взаимодействие пилота с самолетом (англ. – *aircraft pilot coupling*) [1].

Из летных экспериментов было установлено, что автоколебания наступают при переключении БПЛА из ручного режима управления в режим управления с наземной станции [2]. После переключения увеличивается задержка времени передаваемого сигнала от пилота на привод органа управления БПЛА, а также присутствует ограничение скорости привода органа управления, которое влияет на устойчивость всей системы управления полетом.

В настоящее время известны и применяются такие методы предотвращения колебаний, вызванных взаимодействием пилота и летательного аппарата, как анализ звеньев в амплитудно-частотной области (метод описывающей функции) [3–5], робастный метод анализа устойчивости [6–8], критерий Нил-Смита во временной области [9], фазовая компенсация [10–12], анти-виндап коррекция [13, 14], нелинейные префильтры [15], метод инверсной динамики [16, 17], адаптивный метод [18].

Система управления отклонением по углу тангажа состоит из моделей пилота, привода органа управления с ограничением скорости и модели БПЛА.

Модель пилота, соответствующая миссии полета, взята в виде [19] с параметрами из [2]:

$$W_{pilot} = K_p \frac{(T_{Lead}s+1)}{(T_{Lag}s+1)} e^{-\tau s}, \quad (1)$$

где $K_p = 0.4$ – коэффициент усиления пилота, $T_{Lead} = 0.0284$ с – постоянная времени опережения, $T_{Lag} = 0.0837$ с – постоянная времени запаздывания, τ – время запаздывания нейромышечной системы пилота, s – оператор Лапласа.

Модель привода 2-ого порядка с ограничением скорости описывается уравнениями:

$$\dot{\delta}(t) = \begin{cases} 0 & \text{если } (\delta \geq \bar{\delta}^+) \cup (v \cdot \delta > 0) \\ & (\delta \leq \bar{\delta}^-) \cup (v \cdot \delta < 0) \\ v & \text{в других случаях} \end{cases}$$

$$\dot{v}(t) = sat_{\bar{v}}(w(t)) \quad (2)$$

$$w(t) = K_1(\delta^*(t) - \delta(t)) - K_2v(t),$$

где $\bar{\delta}^+, \bar{\delta}^-$ – верхняя и нижняя граница отклонения руля управления, $sat_{\bar{v}}(\cdot)$ – функция насыщения, \bar{v} – предел скорости органа управления, коэффициенты K_1, K_2 устанавливают значение характеристической частоты ω_a и скорость затухания ξ_a : $\omega_a = \sqrt{K_1}$, $\xi_a = \frac{K_2}{2\sqrt{K_1}}$.

Модель БПЛА представлена в виде передаточной функции (ПФ) от угла тангажа к отклонению руля высоты [2]:

$$W_{\delta}^{\theta}(s) = \frac{29.11s+135.4}{s^3+7s^2+22.6s-0.8} \quad (3)$$

ПФ (3) имеет 1 положительный корень характеристического уравнения. Для стабилизации ПФ (3) введем в контур управления отрицательную обратную связь по скорости с коэффициентом усиления $k_q = 0.4$. Тогда выражение для управляющего сигнала примет вид[10]:

$$u_c(t) = u_{pilot}(t) - k_q \cdot q(t), \quad (4)$$

где u_{pilot} - сигнал управления тангажа, q – угловая скорость.

Результаты моделирования. Все вычислительные эксперименты проводились с постоянными параметрами задержки времени $\tau = 0.6$ с и ограничением скорости привода 1 град. На графиках обозначены ϑ, ϑ^* - выходной и задающий сигнал по тангажу, u_B, δ_B - сигнал на входе и выходе привода органа управления.

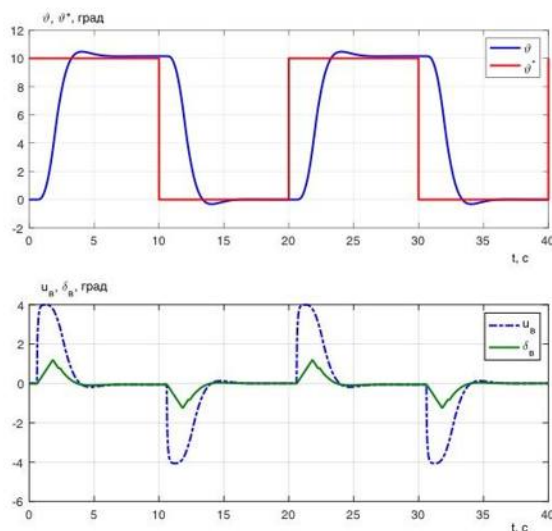


Рис. 1 – Переходные процессы системы $K_p = 0.4, \vartheta^* = 10$ град

На рисунке 1 представлены переходные процессы при малых величинах входного сигнала и коэффициенте усиления пилота, что соответствует плавному управлению в линейном полете БПЛА.

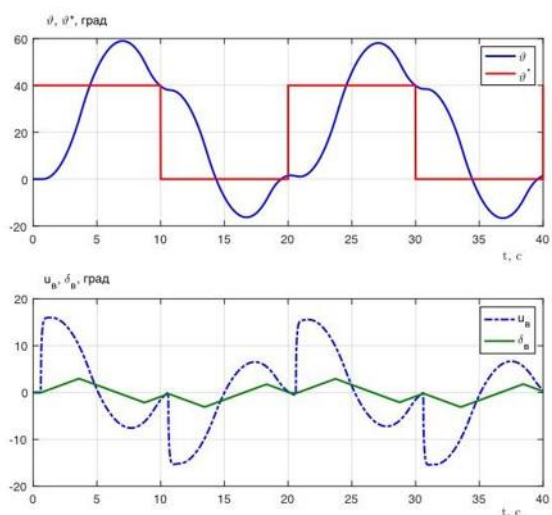


Рис. 2 – Переходные процессы системы $K_p = 0.4, \vartheta^* = 40$ град

Из рисунков 2 видно, что при увеличении амплитуды входного сигнала до 40 град система выходит из состояния устойчивости, начинается колебательный процесс. Введем последовательное нелинейное корректирующее устройство (НКУ) [10,11,20,21]. Внедрение НКУ в систему управления с нелинейностями, такими как насыщение, трение, зона нечувствительности, уменьшает скорость переходного процесса, подавляет автоколебания. НКУ имеет уравнения вида:

$$y = k|u|sign(x), \quad (5)$$

$$A(p)x = B(p)u,$$

где $p = d/dt$ – оператор дифференцирования, $A(p), B(p)$ – полиномы такие, что $W(s) = B(s)/A(s)$,

$s \in \mathbb{C}$ – передаточная функция выбранного линейного упреждающего фильтра, k – постоянный коэффициент амплитудной ветви. Фильтр выбирается в следующей форме:

$$W(s) = \frac{T_1 \cdot T_2 s + 1}{T_2 \cdot T_1 s + 1}, \quad (6)$$

где $0 < T_1 < T_2$ – постоянные времени. Фазовый сдвиг, вносимый фильтром (6): $\varphi(\omega) = \arctan\omega T_2 - \arctan\omega T_1 > 0$.

НКУ представляет собой нелинейный двухканальный фильтр. Отличительной чертой этого корректирующего устройства являются независимость частотных характеристик от амплитуды управляющего сигнала, и фазовое опережение с ростом частоты.

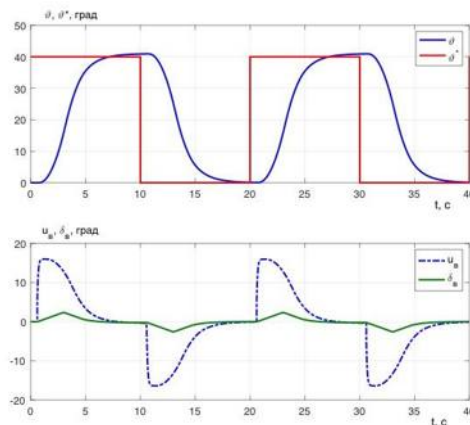


Рис. 3 – Переходные процессы скорректированной системы $K_p = 0.4, \vartheta^* = 40$ град.

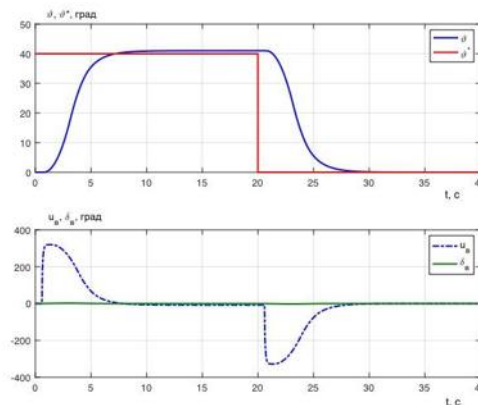


Рис. 4 – Переходные процессы скорректированной системы $K_p = 8, \vartheta^* = 40$ град.

На рисунках 3, 4 видно, что введение в систему НКУ позволяет увеличить амплитуду входного сигнала с 10 град до 40 град, коэффициент усиления пилота – приблизительно в 10 раз.

Результаты работы показывают, что предложенный метод нелинейной фазовой коррекции в контуре управления БПЛА позволяют увеличить коэффициент усиления пилота и, следовательно сделать возможным, чтобы пилот реагировал более энергично на рассогласование сигнала с одной стороны, и предотвращения колебаний, вызванных неблагоприятным взаимодействием пилота и БПЛА – с другой.

Работа поддержана грантом Совета по грантам Президента Российской Федерации для государственной поддержки Ведущих научных школ Российской Федерации на 2018-2019 годы (НШ-2858.2018.1).

Библиографический список

1. McRuer D. Aviation and safety and pilot control. Understanding and preventing unfavorable pilot-vehicle interactions. ASEP National Research Council, National Academy Press. Washington D. C. 1997.
2. Mandal T., Gu Y., Chao H., Rhudy M. Flight data analysis of pilot-induced-oscillations of a remotely controlled aircraft. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf. Aug. 19-22. 2013. Boston, MA.
3. Daniel O., Matthias H., Oliver B. Enhancement of the nonlinear OLOP-PIO-Criterion regarding phase-compensated rate limiters. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf. and Exhibit. Honolulu, Hawaii. Aug. 18 – 21. 2008.
4. Duda H. Prediction of pilot-in-the-loop oscillations due to rate saturation. Journal of Guidance, Navigation, and Control. Vol. 20, No. 3. May – June 1997.
5. McRuer D. T., Klyde D. H., Myers T. T. Development of a comprehensive PIO theory. AIAA paper 96-3433, pp. 581 – 597. 1996.
6. Amato F., Iervolino R., Scala S., Verde L. Actuator design for aircraft robustness versus category II PIO. Proc. of the 7th Mediterranean Conf. on Control and Automation. Haifa, Israel. Pp. 1804 – 1820. 1999.
7. Amato F., Iervolino R., Scala S., Verde L. Category II pilot-in-the-loop oscillations analysis from robust stability methods. Journal of Guidance, Control and Dynamics. Vol. 24, No. 3. May – June 2001.
8. Stoica A. M. State feedback Q-stabilization with robust H^∞ performance for systems with LFT based parametric uncertainty. Journal of Control Engineering and Applied Informatics. Vol. 7, No. 2. Pp. 3 – 9. 2005.
9. Smith R. The Smith-Geddes Criteria. Presented at the SAE Aerospace, Control and Guidance Systems Symposium. Reno, Nevada. March 11, 1993.
10. Andrievsky B., Kuznetsov N., Kuznetsova O. et al. Nonlinear phase shift compensator for pilot-induced oscillation prevention. Prepr. 9th IEEE Europ. Modeling Symp. On Mathematical Modeling and Computer Simulation (EMS 2015). Madrid, Spain: 2015. P. 225 – 231.
11. Andrievsky B., Kravchuk K., Kuznetsov N. et al. Hidden oscillations in the closed-loop aircraft-pilot system and their prevention. IFAC-PapersON-Line. 2016. Vol. 49. P.30-35.
12. Rundqwist L., Hillgren. Phase compensation of rate limiters in JAS 39 Gripen. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conf. San Diego, CA. July 29 – 31. 1996.
13. Sofrony J., Turner M. C., Postlethwaite, Brieger O., Leissling D. Anti-windup synthesis for PIO avoidance in an experimental aircraft. 45th IEEE Conf. on Decision and Control. 2006.
14. Andrievsky B., Kuznetsov N., Leonov G., Pogromsky A. Convergence based anti-windup design method and its application to flight control. Proc. IV Int. Congress on Ultra Modern Telecom and Control Systems. IEEE. Pp. 219 – 225. St. Petersburg, Russia. 2012.
15. Liebst B. S., Chapa M. J., Leggett D. B. Nonlinear prefilter to prevent pilot-induced oscillations due to actuator rate limiting. Journal of Guidance, Control and Dynamics. Vol. 25, No. 4. 2002.
16. Lane S.H., Stengel R.F. Flight control design using non-linear inverse dynamics. Automatica. Vol.24, No. 4, pp.471-483. 1988.
17. Meyer G., Su R., Hunt L.R. Application of nonlinear transformations to automatic flight control. Automatica, vol. 20, No. 1, pp.103-107. 1984.
18. Rysdyk R., Calise A.J. Robust nonlinear adaptive flight control for consistent handling qualities. IEEE. Vol. 13. No. 6. P. 896 – 910. 2005.
19. McRuer D. T., Jex H. R. A review of quasi-linear pilot models. IEEE Transactions on human factors in electronics. Vol. HFE-8, No. 3. Pp. 231 - 249. 1967.
20. Попов Е. П. Нелинейные корректирующие устройства в системах автоматического управления. М.: Машиностроение, 1971.

21. Зайцева Ю. С., Кузнецов Н. В., Андриевский Б. Р., Кудряшова Е. В. Предотвращение автоколебаний в контуре оператор-БПЛА последовательной нелинейной коррекцией. Сб. Трудов III научно-практической конференции РАРАН «Радиоэлектронное и ракетное вооружение ВМФ: взгляд в будущее». №30. С. 73 – 80. 2018.

УДК 621.396.967

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НЕЙРОИНТЕРФЕЙСА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫМИ АППАРАТАМИ (БЛА) ПО РАДИОКАНАЛУ С ПОМОЩЬЮ БРЛС.

Изыюмов А.В.

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

Что же такое нейроинтерфейс. Это устройство, которое считывает электрическую активность головного мозга. Полученные в результате сигналы можно классифицировать и с помощью блока обработки применить для управления мехатронными устройствами. Идеи в коммуникации между человеком и машиной была описана в публикации Toward direct brain-computer communication [1] ее суть представлена на рисунке 1.

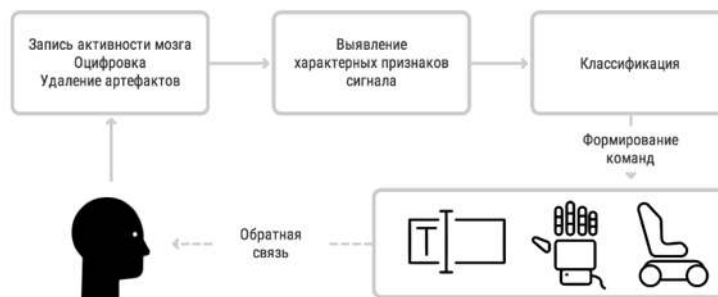


Рисунок 23 – Наглядное представление коммуникации между человеком и машиной.

Исследование возможности по влиянию человека и компьютера напрямую без механического воздействия на устройство начало рассматриваться ещё в 1960 году агентством DARPA (Управление перспективных исследовательских проектов Министерства обороны США). Сама база исследования BCI («brain-computer» interface) или интерфейса «мозг-компьютер» основывается на учении Павлова И.П. об условных рефлексах и регулирующей роли коры.

Исследования же самого нейроинтерфейса, начались в 70-х годах Калифорнийским университетом. После многолетних испытаний на животных в 90-е годы было внедрено первое устройство в организм человека, позволяющее передавать биологическую информацию к компьютеру, что дало возможность восстановить поврежденные функции слуха и двигательные функции, а в последствии и управление техникой на расстоянии «силой мысли».

В связи с ведением работ по созданию истребителей шестого поколения компании КРЭТ, суть которых будет являться проведение совместных действий летчика головного самолета с беспилотными летательными аппаратами (БЛА)[2] возникает актуальная тема активного развития и применения нейроинтерфейсов в составе комплексов БРЛС для управления БЛА.

Цель работы: исследовать и рассмотреть возможности управления с помощью нейроинтерфейса ЛА.

Различают два типа внедрение нейроинтерфейсов по способу получения сигналов:

1) Инвазивное: измерения проводятся непосредственно с коры головного мозга. Данный метод требует хирургического вмешательства. Плюсом является высокая точность измерений, но пагубно влияет на здоровья человека.

2) Неинвазивное: установка датчика устанавливается без вторжения в организм на поверхности головы, однако из-за толщины черепной коробки, происходят потери в сигнале, отчего требуется дополнительное усиление и обработка.

Из-за универсальности и отсутствия пагубного влияния на организм были рассмотрены датчики второго типа.

Сравнительная характеристика неинвазивных нейроинтерфейсов на потребительском рынке представлена на рисунке 2.

Наименование	Страна	Количество датчиков	Наличие Bluetooth	Стоимость, долл.
EMOTIV Insight	США	9 датчиков движения оси для точного измерения положения головы и движения	Есть	38 500
NeuroSky MindWave	США	1 электрод	Есть	38 000
MUSE	Канада	7 сенсорных, 5 лобных, 2 ушных	Есть	25 900
BrainLink Lite	Китай	3 «сухих» лобных (EEG, GND, REF)	Есть	18 510
EMOTIV EPOC	США	14	Есть	55 000
Neural Impulse Actuator	США	3	нет	3 300

Рисунок 24 – Описание нейроинтерфейсов.

Основной принцип работы нейроинтерфейсов данного типа заключается в получении электроэнцефалограммы человеческого мозга в реальном времени. С увеличением количества сенсоров, повышается качество снимаемой информации. Из представленных моделей оптимальным является BrainLink Lite, так как он оптимален в соотношении цена/качество и обладает возможностями передачи информации по беспроводной сети.

Виды волн головного мозга[5]:

- Дельта волны: диапазон от 0 до 4 Гц
- Тета волны: диапазон от 4 до 8 Гц
- Альфа волны: диапазон от 8 до 12 Гц. В некоторых программах данный диапазон представляют, как Низкие Альфа (8-10 Гц) и Высокие Альфа (10-12 Гц)
- Бета волны: диапазон от 12 до 30 Гц. В некоторых программах данный диапазон представляют, как Низкие Бета (12-18 Гц) и Высокие Бета (18-30 Гц)
- Гама волны: диапазон от 30 до 70 Гц. В некоторых программах данный диапазон представляют, как Низкие Гама (30-50 Гц) и Высокие Гама (50-70 Гц)

Классические диапазоны в сыром сигнале ЭЭГ представленные на рисунке 3:

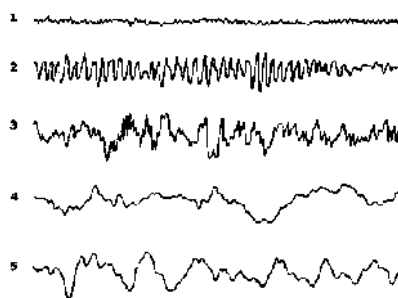


Рисунок 25 – Основные волны ЭЭГ: 1-бета;2-альфа;3-тэта и дельта;4-дельта.

Получая сигнал от головного мозга интерфейс сравнивает и распределяет сырой сигнал ЭЭГ в диапазоне от 0 Гц до 70 Гц на основные виды волн, представленные на рисунке 3, сравнивая с нулевой точкой. Калибруя полученную информацию, создается алгоритм на основе сравнения и

формирования простых команд. Для дальнейшего управления на устройство передаются команды, которые соответствуют определенным мыслительным процессам.

Упрощённая структура системы представлена на рисунке 4, где информация с нейроинтерфейса поступает на БРЛС комплекс, где сигналы управления передаются ближайшим БЛА и по каналу обратной связи производится отклик системы и корректировка данных управления.

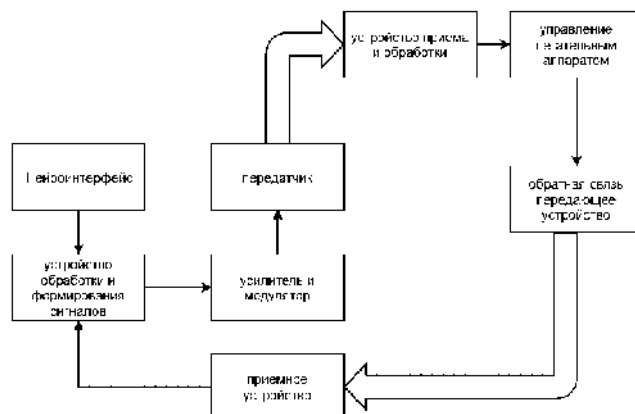


Рисунок 26 – Структура комплекса управления с использованием нейроинтерфейса.

Данная структура включает в себя:

Устройство обработки и формирования сигналов, который изменяет полученные сигналы от нейроинтерфейса по запрограммированному алгоритму и выводит упрощенные команды для дальнейшей передачи.

Передатчик с помощью которого передается на ЛА по радиоканалу сформированный сигнал для управления устройством.

Блок обратной связи в котором корректируются параметры обработки информации.

При данном способе управления ЛА возникают проблемы:

1. низкая помехоустойчивостью;
2. высокие сложности обработки информации;
3. требование калибровки под каждого человека отдельно.

Данная тема является новой и высокоперспективной. При дальнейших работах в обработки сигнала от нейроинтерфейса и повышение качества элементной базы она может стать одной из ведущих в любой технической области.

Библиографический список

- 1) Vidal J.J. Toward direct brain-computer communication // Annu. ReV. Biophys. Bioeng. 1973. V. 2. P. 157-180.
- 2) Воздушный бой 6-го поколения: как идет разработка авиаконструкций будущего [Электронный ресурс] // Сетевое издание «ЗВЕЗДА»/ <https://tvzvezda.ru/news/opk/content/201711010921-qiuhm.htm> (Дата обращения 17.02.2019, доступ свободный)
- 3) Станкевич Л.А., Сонькин К.М., Нагорнова Ж.В., Хоменко Ю. Г., Шемякина Н.В. Классификация электроэнцефалографических паттернов воображаемых движений пальцами руки для разработки интерфейса мозг-компьютер // Труды СПИИРАН. 2015. Вып. 40. С. 163-182.
- 4) Ганин И.П., Катан А.Л. Интерфейс мозг компьютер на основе волны рЗОО: предъявление комплексных стимулов "подсветка + движение" // Журнал высшей нервной деятельности, 2014. Т.64. № 1. С. 32-40.
- 5) Кирой В. Н., Ермаков П. Н. Общая характеристика ритмов ЭЭГ человека // Электроэнцефалограмма и функциональные состояния человека. — Ростов-на-Дону: Изд-во Рост. ун-та, 1998. — С. 48-76. — 264 с. — 300 экз. — ISBN 5-7507-0579-2.

КОНТРОЛЛЕР АППАРАТУРЫ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В ПОДСИСТЕМАХ КОСМИЧЕСКИХ МИКРОАППАРАТОВ

М.Ю. Корецкий, В.А. Павлюченко

Московский Государственный Технический Университет им. Н.Э. Баумана

Широкий спектр задач решается космическими микроаппаратами (КМА) – спутниками массой от 1 до 10 килограмм, уверенно занимающими свою нишу на рынке космических услуг^[1]. КМА решают задачи космической радиосвязи и дистанционного зондирования Земли. На их базе проводят научные эксперименты и экспериментальную отработку аппаратуры. Это стало возможно благодаря развитию микроэлектроники и микроэлектромеханики, которое не только уменьшило массу бортовых информационно-управляющих систем, но и расширило их возможности.

Любой космический аппарат состоит из множества подсистем, которыми необходимо управлять, для этого используются бортовые вычислительные машины (БВМ). При этом космическая среда создаёт экстремальные условия для функционирования электронных управляющих узлов. После запуска вышедшее из строя устройство не может быть восстановлено дистанционно. Поэтому управляющие узлы должны обладать высокой степенью надёжности и автономности.

На современном рынке существует множество БВМ для КМА. В качестве примера можно привести CubeSpace Cube Computer^[2]. Однако, все они имеют высокую стоимость и их приобретение для использования на территории Российской Федерации затруднено.

Целью данной работы является создание унифицированного малогабаритного контроллера аппаратуры (УМКА) для применения на КМА (преимущественно формата CubeSat). Одним из основных требований, поставленных при разработке УМКА, является устойчивость к одному произвольному необратимому отказу. Устройство разрабатывается для функционирования на низких околоземных орбитах. Проект УМКА предполагает открытую разработку (open hardware, open software), совместимость с отечественной электронной компонентой базой (ЭКБ) и доступность схемотехнических решений. Расположение механических и электрических интерфейсов определяются компоновкой аппарата, а также стандартом CubeSat Kit PCB Specification^[3], с целью унификации с уже существующей на рынке аппаратурой.

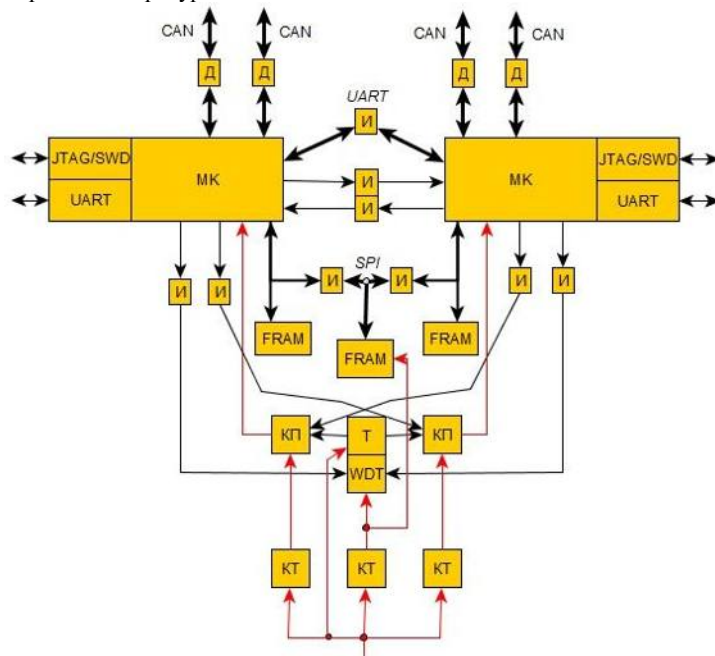


Рис. 27. Архитектура УМКА; МК – микроконтроллер

УМКА комплектуется доступной ЭКБ общего применения (класс industrial). Для повышения надёжности и, в частности, обеспечения устойчивости к одному произвольному необратимому отказу,

в УМКА заложен ряд архитектурных и схемотехнических решений. На рисунке 1 показана архитектура УМКА.

В УМКА основной мерой обеспечения отказоустойчивости является ненагруженное резервирование вычислителя. В устройстве присутствует два полукомплекта вычислителей и селектор, определяющий активный полукомплект. Полукомплекты УМКА гальванически изолированы друг от друга и от остальных частей схемы по сигнальным линиям и интерфейсам связи (на рисунке 1 "И" означают изолятор).

Изоляция необходима для гарантированного отключения вычислителя от внешних частей схемы. Гальваническая изоляция подводимых к полукомплексам линий питания не предусмотрена, так как взаимовлияние или нештатное запитывание полукомплектов через разомкнутые линии питания считаем маловероятным событием.

В архитектуру УМКА заложена возможность одновременного использования двух полукомплектов. Два полукомплекта могут включиться вследствие отказа селектора (об этом далее) или же при подаче одним полукомплексом сигнала селектору на включение второго. Полукомплекты могут обмениваться друг с другом информацией через UART, внешнюю шину данных CAN или сигнальные линии общего назначения. Текущие решения позволяют полукомплексам производить взаимное перепрограммирование.

Отдельно стоит отметить наличие памяти передачи контекста (FRAM по центру рисунка 1). В память передачи контекста может быть записана необходимая для функционирования контроллера актуальная информация, которая должна быть передана от неактивного полукомплекта к активному.

В состав полукомплекта входит вычислитель с дополнительной энергонезависимой оперативной памятью (FRAM). В качестве вычислителя используется 32-х битный ARM микроконтроллер STM32F205 (или STM32F103), но также может быть использован K1986BE92Q1 – микроконтроллер отечественного производства. Такой выбор вычислителя обеспечивает простоту разработки и технические характеристики сопоставимые с аналогами, существующими на рынке. Полукомплекты УМКА равноправны и имеют одинаковое исполнение. В рамках своего полукомплекта вычислитель может осуществить самоперезапуск через ёмкостную развязку, а также управлять питанием собственной периферии.

В базовом режиме одновременно работает только один полукомплект. Селектор держит выключенным резервный полукомплект, пока активный посылает сигнал, означающий работоспособность. Селектор выполнен на непрограммируемой логике: он состоит из контрольного таймера (на схеме "WDT", WatchDog timer), Т-триггера ("Т") и нормально включенных ключей питания ("КП"). Пока приходит сигнал "работоспособности" контрольный таймер бездействует. Если в течение заданного времени от активного полукомплекта не приходит сигнал работоспособности, то контрольный таймер меняет состояние Т-триггера, а тот, в свою очередь, меняет состояние ключей питания полукомплектов. На ключи питания полукомплектов также заведены сигнальные линии, благодаря которым активный полукомплект может включить резервный. В случае одного любого необратимого отказа селектора нормально включенные ключи обеспечат активность хотя бы одного полукомплекта (в худшем случае по истечении одного периода сброса контрольного таймера).

В УМКА можно выделить четыре сети питания: две сети питания полукомплектов, питание селектора и контекстной памяти, а также входное питание всего устройства. На линиях питания селектора и полукомплектов установлены контроллеры тока ("КТ"), которые обесточивают линию питания при превышении заданного тока. Структурная схема коммутации питания полукомплектов через селектор показана на рисунке 2. Важно отметить, что ключи питания полукомплектов коммутируют и "+" и "-" источника.

Таблица 1

Наименование величин	Напряжение питания	Ток потребления	ПЗУ	ОЗУ	Тактовая частота	Интерфейсы
Единицы измерения	В	мА	кБ	мБ	МГц	-
Значение	3.3	Не более 100 на полукомплект	От 256 (Flash)	4 (FRAM)	8-120	2xCAN, 2xIIC, 5xUART, 1xSPI, 12xGPIO

Гибкая архитектура и возможность подключения различной периферии позволяют применять УМКА в широком спектре подсистем КМА.

На данном этапе разработки БЦВМ УМКА основными результатами являются:

1. Создана архитектура УМКА;
2. Создана электрическая схема УМКА БЦВМ;
3. Спроектирован печатный узел УМКА БЦВМ;
4. Начата отладка УМКА БЦВМ.

Библиографический список

1. Пайсон Д. Малые спутники в современной космической деятельности // Специальный выпуск «Спутниковая связь и вещание» - 2017, с 64-69. [<http://lib.tssonline.ru/articles2/sputnik/malye-sputniki-v-sovremennoy-kosmicheskoy-deyatelnosti>]

2. Command & data handling, Cube Computer [online]. Доступ через: <https://www.cubesatshop.com/product/cube-computer/>

3. CubeSat Kit PCB Specification [online]. Доступ через: http://www.cubesatkit.com/docs/CSK_PCB_Spec-A5.pdf

УДК 629.7.052

СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО МИКРОАППАРАТА НА ДВИГАТЕЛЯХ-МАХОВИКАХ

М.Ю. Корецкий, С.В. Порсева, Н.А. Неровный

Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана

Благодаря достижениям в области микроэлектроники и микроэлектромеханики стало возможным создание спутников массой от 1 до 10 килограммов – космических микроаппаратов (КМА). В настоящее время КМА уверенно занимают свою нишу на рынке космических услуг^[1]. На базе КМА проводят научные эксперименты и экспериментальную отработку аппаратуры. Такие аппараты успешно решают задачи космической радиосвязи и дистанционного зондирования Земли. Подавляющее большинство таких аппаратов относится к классу CubeSat, так как соответствуют одноимённому стандарту^[2]. В качестве примера можно привести "Dove" – 3U CubeSat КМА спутниковой группировки компании Planetlabs, предназначенной для дистанционного зондирования Земли.

Многие миссии, выполняемые средствами КМА, требуют обеспечения определённой угловой скорости и углового положения аппарата (задачи закрутки и ориентации). Для управления ориентацией КМА часто удобно использовать двигатели-маховики – инерционное исполнительное устройство. Маховики (двигатели-маховики) не требуют расхода рабочего тела, как, например, газовые сопла. В общем случае, маховики могут выдавать управляющий момент вдоль любой оси аппарата, в отличие от исполнительных устройств на магнитных катушках, которые зависят от вектора внешнего магнитного поля. Как правило, маховики применяются в аппаратах, которые требуют точной ориентации.

Данная работа посвящена разработке системы управления ориентацией КМА на двигателях-маховиках. Устройство будет применяться на разработанном МГТУ им. Н.Э. Баумана КМА «Одуванчик», который предназначен для исследования солнечной активности и отработки технологий прямой связи между КМА. Для обеспечения отказоустойчивости для КМА «Одуванчик» разрабатывается «избыточная система» - система с четырьмя маховиками. Таким образом, в работе показан промежуточный результат разработки устройства ориентации на четырёх двигателях-

маховиках для КМА формата 1.5U CubeSat. Приведена структура системы автоматического управления, которая способна решать задачу закрутки вдоль произвольной оси и задачу одноосной ориентации аппарата, так же частично отображена конструкция изделия. Для определения конструктивных параметров и последующей разработки системы управления требовалось найти в общем виде математическую модель КМА с произвольно расположенными маховиками. В ходе формирования модели были приняты следующие допущения: аппарат абсолютно жёсткий, внешние воздействия отсутствуют, угловая скорость маховиков много больше скорости аппарата. В рамках принятых допущений стандартными методами теоретической механики были получены выражения, определяющие кинематику и динамику движения КМА. Для удобства применения модель формируется в векторной записи. Все вектора определены в инерциальной системе координат (ИСК).

Кинетический момент системы описывается следующим выражением:

$$J_a \cdot \vec{\Omega} + \sum_{i=1}^n J_{mi} \cdot \vec{\omega}_{mi} = \vec{C}$$

Управляющий момент, прикладываемый к аппарату блоком двигателей-маховиков:

$$\vec{M}_U = \sum_{i=1}^n (\vec{M}_{\partial i} + \vec{M}_{\Gamma i}) = \sum_{i=1}^n (J_{mi} \cdot \vec{\varepsilon}_{mi} + J_{mi} \cdot [\vec{\Omega}, \omega_{mi}]), \text{ где}$$

\vec{C} – константный вектор кинетического момента, определяемый начальными условиями;

J_a – тензор инерции аппарата с зафиксированными маховиками;

$\vec{\Omega}$ – вектор угловой скорости аппарата;

$\vec{\omega}_{mi}$ – вектор угловой скорости i -того маховика;

$\vec{M}_{\partial i}$ – вектор момента от ускоренной раскрутки i -того маховика;

$\vec{M}_{\Gamma i}$ – вектор гироскопического момента i -того маховика;

$\vec{\varepsilon}_{mi}$ – вектор углового ускорения, соответствующий i -тому маховику;

J_{mi} – момент инерции i -того маховика вдоль собственной оси вращения;

$n=4$ – количество маховиков в системе.

Параметры $\vec{\omega}_{mi}, \vec{M}_{\partial i}, \vec{\varepsilon}_{mi}$ заданы вдоль оси вращения соответствующего маховика (вдоль установочного вектора).

Полученные выражения показывают, что расстояние от осей вращения маховиков (установочных векторов) до центра масс КМА не вносит никакого вклада. В текущей модели имеет значение только наклонение установочных векторов относительно строительной СК (ССК).

Для формирования полного описания системы дополним полученные выражения уравнениями Эйлера, представленными в компонентной форме:

$$\begin{cases} M_{U1} = J_1 \cdot \dot{\Omega}_1 + (J_3 - J_2) \cdot \Omega_2 \Omega_3 \\ M_{U2} = J_2 \cdot \dot{\Omega}_2 + (J_1 - J_3) \cdot \Omega_3 \Omega_1 \\ M_{U3} = J_3 \cdot \dot{\Omega}_3 + (J_2 - J_1) \cdot \Omega_1 \Omega_2 \end{cases}$$

А так же используем кинематическое соотношение для орт ССК в ИСК:

$$\begin{cases} \vec{e}_1 = \vec{\Omega} \times \vec{e}_1 \\ \vec{e}_2 = \vec{\Omega} \times \vec{e}_2 \\ \vec{e}_3 = \vec{\Omega} \times \vec{e}_3 \end{cases}$$

Установочные вектора двигателей-маховиков (ДМ) направим вдоль больших диагоналей куба – так обеспечивается инвариантное, относительно отдельных маховиков, распределение кинетического момента в пространстве.

После формирования математической модели стало возможным создание системы автоматического управления (САУ) ориентацией КМА. При построении САУ решено использовать принцип подчинённого регулирования, где для всего аппарата выделяется контур управления скоростью и контур управления положением. Считаем, что быстродействие контура скорости значительно выше и взаимовлияние регуляторов контуров отсутствует. Упрощённая структурная схема САУ ориентации КМА на ДМ, построенная по принципу подчинённого регулирования, показана на рисунке 1. Для такой системы значительно упрощается синтез и настройка регуляторов контуров, так как их можно произвести независимо. Дополнительно существуют режимы стабилизации вращения и закрутки КМА, где регулирование положения не требуется и контур положения отключается. В случае точной настройки контура регулирования скорости задача управления ориентацией может быть реализована более простым и грубым регулятором положения.

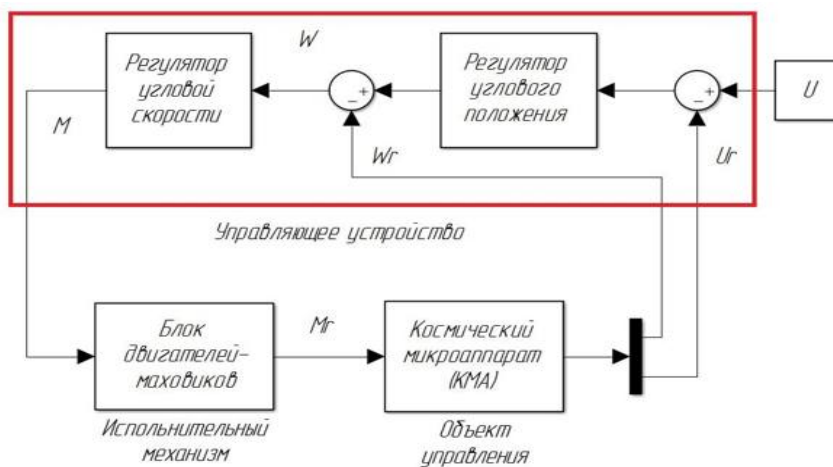


Рис. 30 – Структура системы управления

- U – требуемая ориентация;
- Ur – действительная ориентация;
- W – требуемая угловая скорость аппарата;
- Wr – действительная угловая скорость аппарата;
- M – требуемый управляющий момент;
- Mr – действительный управляющий момент;

Отдельно следует отметить, что данная система проектируется так, что блок приводов двигателей маховиков можно считать отдельным устройством. Каждый маховик в отдельности не может управляться контуром скорости аппарата. Поэтому конкретная реализация распределения кинетического момента между четырьмя маховиками не затрагивается. В далее показанном моделировании САУ были задействованы три не ортогональных маховика - базовый режим работы такой системы (один маховик либо находится в ненагруженном резерве, либо уже вышел из строя).

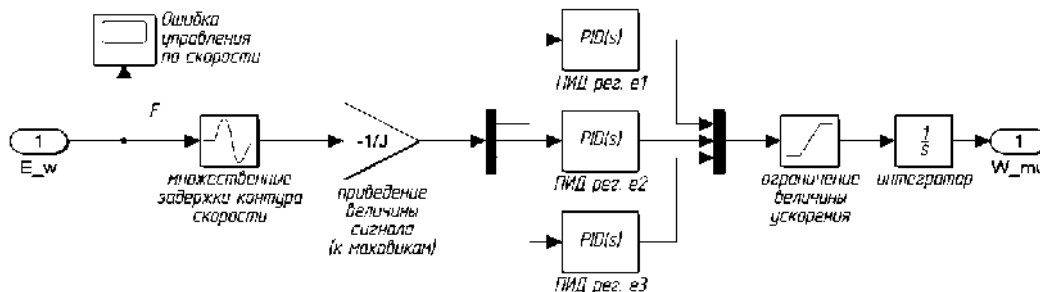


Рис.2, Регулятор угловой скорости аппарата

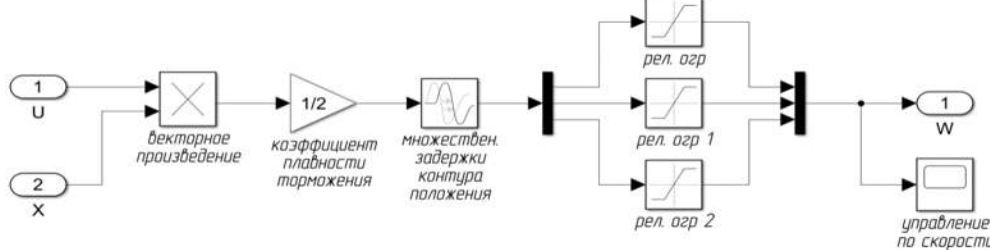


Рис.3 – Регулятор углового положения аппарата

Перекрёстное влияние между тремя каналами управления (вдоль строительных осей КМА), вызванное обстоятельствами, неучтёнными в математической модели, считаем несущественным и не учитываем. Так же взаимное влияние из-за прецессии и гироскопического момента считаем внешним

возмущением. Тогда регулятор скорости КМА будем искать в виде трёх ПИД регуляторов (рис. 2) на каждом канале управления соответственно. После настройки регуляторов эмпирическим методом было проведено моделирование работы контура скорости КМА (рис. 4). Пробное моделирование показало, что принятые допущения состоятельны и система, построенная таким образом, требует дальнейшей проработки.

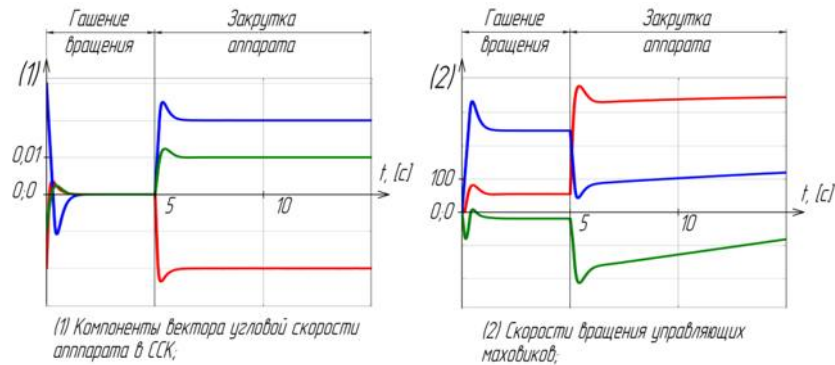


Рис. 4- Моделирование контура скорости

На левой части рисунка 4 показаны компоненты угловой скорости КМА. В ходе моделирования КМА сначала остановил своё вращение (стабилизация), а после был закручен до некоторой угловой скорости (закрутка). На правой части рисунка 4 показаны угловые скорости управляющих маховиков, что при неизменных ненулевых компонентах угловой скорости аппарата скорости маховиков изменяются, что вызвано парированием прецессии КМА и гироскопическим моментом от маховиков.

Регуляторы контура положения КМА (рис 3.) определим в виде пропорционально-релейных регуляторов. На вход регуляторов положения поступают координаты вектора рассогласования (случай одноосной ориентации). Нахождение рассогласования в виде векторного произведения задающего и наводимого векторов определяет координаты вектора, вращение вокруг которого обеспечит наведение КМА. Показанный регулятор формирует управляющее воздействие для контура скорости таким образом, что большую часть времени компоненты скорости КМА должны принимать максимально возможное значение. В общем случае, из-за такого формирования компонент управления вращение КМА происходит вдоль вектора близкого, но не совпадающего с векторным произведением наводимого и задающего векторов. В результате моделирования САУ ориентации с контуром положения был получен результат, показанный на рисунке 5. Отдельно стоит отметить простоту реализации и настройки такого регулятора.

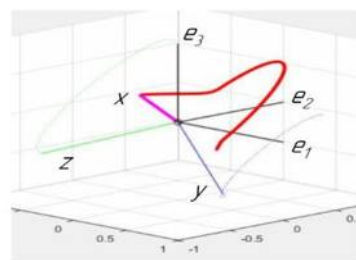


Рис. 5 –Результат моделирования одноосной системы ориентации

$e_1e_2e_3$ - орты строительной системы координат КМА;

xuz - орты инерциальной СК;

Красная линия - годограф движения наводимого вектора.

Примечание: задача ориентации решается относительно строительной системы координат.

Для создания устройства ориентации необходимо определить архитектуру управляющего устройства. На текущем этапе решено реализовывать наиболее простую схему, где один вычислитель управляет 4 приводами (рис. 6).

Вычислителем в управляющем устройстве выбран 32 разрядный ARM микроконтроллер STM32F205. В качестве замены может использоваться STM32F103RC или отечественный аналог K1986BE92Q1.

От главного бортового вычислителя через шину CAN приходят команды и информация о положении космического микроаппарата. От системы электроснабжения аппарата поступает питание микроконтроллера, драйверов и двигателей, причем силовая и логическая линии питания управляются независимо.

Привод выполнен на основе драйвера DRV10964 и бесколлекторного двигателя постоянного тока Faulhaber 1509T006B со встроенными датчиками Холла. Каждый привод имеет контур регулирования скорости, который замыкается через микроконтроллер. В цепь добавлена дополнительная фазная индуктивность величиной в 1000 мкГн для устранения режима прерывистых токов.

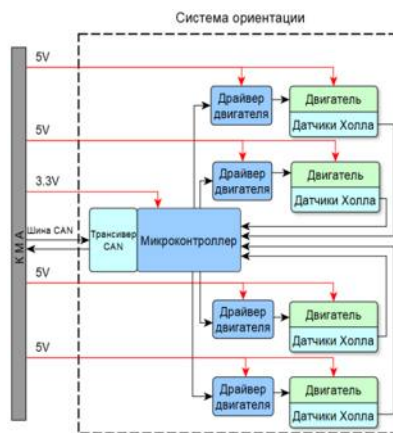


Рис. 6 – Структура устройства ориентации.

Внешний вид устройства ориентации космического микроаппарата на двигателях маховиках представлен на рисунке 7.

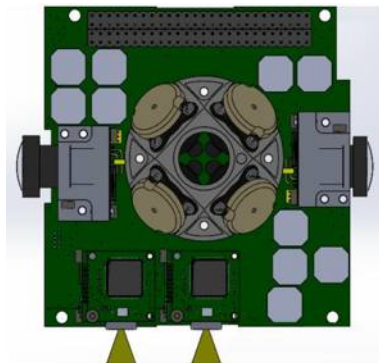


Рис. 7 – Сборка устройства ориентации на двигателях-маховиках

Управляющая электроника и интерфейсная плата реализованы на одном печатном узле (рис 8а). Он же является конструктивным элементом, на который устанавливается блок двигателей маховиков (рис.8б). Размещение всех двигателей-маховиков на одном кронштейне выполнено для уменьшения неточности взаимного расположения их осей.

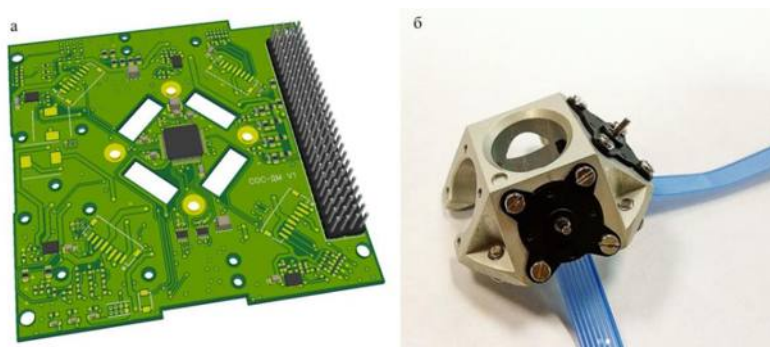


Рис. 8 – Внешний вид элементов устройства ориентации, а – печатный узел устройства ориентации на двигателях-маховиках, б – блок двигателей маховиков

Основными результатами, полученными в ходе разработки системы управления ориентацией КМА на двигателях-маховиках, которая будет применяться на КМА «Одуванчик», являются:

1. В рамках принятых допущений получена математическая модель КМА с двигателями-маховиками;
2. Построена и промоделирована система управления ориентацией, основанная на подчинённом регулировании;
3. Выполнено проектирование устройства ориентации на четырёх двигателях-маховиках.

На момент написания данной статьи продолжается проработка технических решений, и начата опытная отработка элементов устройства ориентации.

Библиографический список

4. Пайсон Д. Малые спутники в современной космической деятельности // Специальный выпуск «Спутниковая связь и вещание» - 2017, с 64-69. [<http://lib.tssonline.ru/articles2/sputnik/malye-sputniki-v-sovremennoy-kosmicheskoy-deyatelnosti>]
5. Стандарт спутников Cubesat [online]. Доступ через: <https://cubesat.ru/ru/cubesats.html>

УДК 004.415.2+004.413

ЭКОСИСТЕМЫ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

К.А. Крылов

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

В индустрии разработки программного обеспечения (ПО) можно выделить тенденцию, которая направлена на снижение затрат ресурсов при создании нового ПО. Это можно объяснить тем, что индустрия стремится удовлетворить возрастающий спрос на новое ПО, которое найдёт своё применение во всех сферах жизни.

Одним из основных подходов к снижению затрат на разработку является повторное использование ПО. Повторное использование становится возможным благодаря тому, что в ходе решения задач, возникающих в различных предметных областях, разработчики создают новое ПО, и если в дальнейшем кто-то столкнётся с подобной задачей, то он сможет воспользоваться уже существующим решением. Повторное использование позволяет значительно сократить длительность разработки, более точно оценить сроки разработки, повысить качество конечного продукта за счёт использования уже отлаженных и проверенных компонентов [1].

Один из наиболее эффективных подходов к повторному использованию базируется на понятии семейства программного обеспечения. Семейство программного обеспечения – это серия программных продуктов предназначенных для применения в некоторой предметной области, процесс разработки которых основан на использовании базовых компонентов предопределённым способом. Вместе с тем все программные решения одной серии различны [2].

Каждый раз при создании нового решения повторно используется общее множество разделяемых базовых компонентов, которые в совокупности формируют технологическую платформу программного обеспечения. Далее в процессе разработки создается несколько дополнительных компонентов, а некоторые компоненты адаптируются согласно новым требованиям [3, 4, 5].

Разработка семейства программного обеспечения может вестись внутри организации, исключительно с использованием ПО разработанного собственными сотрудниками. Однако организация также может сделать выбор в пользу предоставления доступа к своей технологической платформе сторонним организациям или использованию ПО, которое предоставляется другими организациями. Как только компания делает такой выбор, она совершает переход от семейства программного обеспечения к экосистеме программного обеспечения [5, 6].

В результате такого перехода доступ к технологической платформе получают независимые разработчики, которые могут вносить непосредственный вклад в её развитие, добавляя в её состав новые компоненты или используя существующие, принося выгоду организации открывшей доступ к своей технологической платформе. Сторонние же разработчики, при условии достаточной развитости экосистемы программного обеспечения, получают широкий спектр доступных возможностей, предоставляемых используемой технологической платформой. В действительности, подавляющее большинство занимающихся разработкой ПО компаний, уже давно совершило такой переход – они не являются независимыми и не создают ПО самостоятельно. Возрастание запросов пользователей, а следовательно необходимость поддержки всё более сложной функциональности ПО, вынуждает компании устанавливать взаимосвязи со сторонними организациями и использовать их готовое ПО.

Понятие экосистемы заимствовано из области экологии, где экосистемой называют биологическую систему, состоящую из сообщества живых организмов, среды их обитания, системы связей, осуществляющей обмен веществом и энергией между ними [8]. Это обусловлено тем, что процессы, протекающие в биологических экосистемах, находят своё отражение в отношениях между участниками децентрализованной разработки программного обеспечения.

- Сообществом живых организмов можно считать множество независимых разработчиков, каждый из которых преследует свои цели.

- Средой обитания можно считать совокупность технологической платформы и дополнительных компонентов, которые используются при разработке нового программного обеспечения.

- Обмен веществом или энергией заменяется на выгоду, которая может быть как коммерческой (продажи, отчисления), так и некоммерческой (известность, опыт, идеология).

Связи между участниками также могут быть представлены как симбиотические отношения, характерные для биологических экосистем. Симбиотические отношения – это категория биотических отношений, в которых сожительство повышает адаптивные возможности организма за счёт использования особенностей партнёра [9]. Выделяют следующие виды симбиотических отношений:

- Мутуализм – два участника получают взаимную выгоду от взаимодействия друг с другом.

- Комменсализм – один участник получает выгоду от взаимодействия, второй не получает ничего.

- Антагонизм – два участника конкурируют за общие ресурсы и выгода одного, исключает выгоду другого.

- Паразитизм – один участник получает выгоду от взаимодействия, второй получает ущерб.

- Аменсализм – один участник получает ущерб от взаимодействия, второй не получает ничего.

- Нейтрализм – два участника не получают ничего от взаимодействия.

В экосистемах ПО наиболее распространёнными отношениями являются мутуализм, комменсализм и антагонизм [9].

Таким образом, основываясь на приведённых рассуждениях, можно сформулировать само понятие экосистемы ПО. Экосистема программного обеспечения – это организация процесса разработки программного обеспечения, при которой его независимые друг от друга участники, совместно используя технологическую платформу, вступают друг с другом в симбиотические отношения, характерные для биологических экосистем [7, 8].

Участники процесса могут занимать следующие роли [8, 9]:

- Владелец платформы – организация, которая несёт ответственность за развитие экосистемы ПО, оценивает её состояние и принимает организационные решения.

- Внутренний разработчик – коллектив является частью организации, которая предоставляет технологическую платформу. Имеет доступ к технологической платформе и занимается её непосредственным развитием.

- Стратегический партнёр – сторонние организации, которые связаны долговременными отношениями с владельцем платформы. Разрабатывают дополнительные компоненты для своих нужд или нужд владельца платформы. Владелец платформы может предоставить возможность вносить изменения в технологическую платформу. Владелец платформы может напрямую повлиять на деятельность стратегического партнёра и предсказать его поведение.

•Сторонний разработчик – сторонние разработчики или организации, никак не связанные с владельцем платформы. Разрабатывают дополнительные компоненты для собственных нужд, с целью получения личной выгоды. Владелец платформы не имеет прямого влияния на них, а также не может достоверно предсказать их поведение. Способны обеспечить весьма существенный толчок в развитии экосистемы.

•Пользователь – лицо или организация, пользующаяся программным обеспечением, которое было получено в результате взаимодействия прочих участников. Является участником, который, хоть и косвенно, но оказывает самое существенное влияние на развитие экосистемы программного обеспечения.

При рассмотрении экосистемы ПО как объекта исследования существуют различные подходы к выделению областей исследования, а также классификации различных её компонентов. В работе [10] производится обзор 90 работ затрагивающих вопросы экосистем ПО, и представлено описание шести возможных подходов, содержащихся среди рассмотренных работ.

4. В работах [10, 11] выделяется три области исследования экосистем ПО: внешняя организация, в которой рассматривается само понятие экосистем ПО, а также рынок вокруг них; внутренняя организация экосистем ПО, в которой главным образом рассматривается обеспечивающее её работу ПО и взаимосвязи между ним; организация экосистем ПО, в которой рассматриваются её участники и их отношения.

5. В работе [12] предлагается рассмотрение архитектурной, социальной, а также бизнес-составляющей экосистем ПО.

6. В работе [13] проводится сравнение между экосистемами ПО и биологическими экосистемами с точки зрения управления ресурсами, а также отдельно подчёркивается важность видового разнообразия, наблюдения за показателями “здоровья” системы и поддержки социального взаимодействия в области экосистемы ПО.

7. В работе [14] был произведён анализ работ, представленных на конференции IWSECO (International World Software ECOsystems) в период с 2009 по 2010 годы. В ходе анализа выделяются три основных области, к которым можно отнести результаты рассмотренных работ: архитектура, стратегии и решения, социальные сети. Далее, в рамках данной работы область архитектуры экосистемы ПО рассматривается отдельно, в частности, рассматриваются этапы организации технологической платформы, дальнейшей разработки экосистемы программного обеспечения и способы оценки эффективности её работы.

8. В работе [15] было проведено систематическое исследование 44 источников, связанных с рассмотрением области экосистем ПО. В результате исследования были выделены наиболее выделяющиеся характеристики экосистем, преимущества и ограничения связанные с их использованием. Также, на основании содержательной части работ было выделено 8 наиболее часто встречающихся областей исследований, которые связаны с экосистемами программного обеспечения. Каждая из рассмотренных работ была отнесена к той или иной области исследования, а распределение работ по областям было отображено на радиальной диаграмме (Рис. 1).

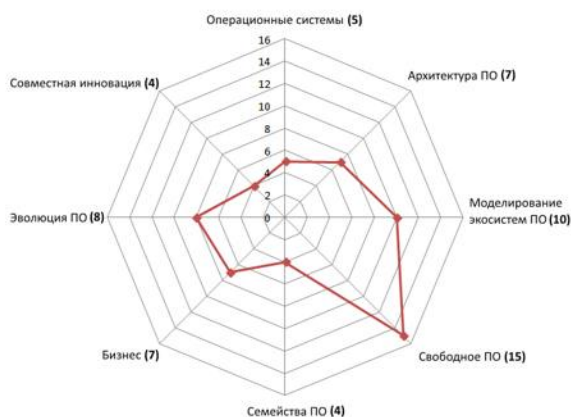


Рисунок 31 – Распределение рассмотренных работ по областям исследований

9. В работе [8] приводится классификация экосистем ПО которая выделяет два независимых параметра: уровень абстракции (операционная система, приложение, инструмент разработки для конечного пользователя) и используемая платформа (ПК, веб-сервис, мобильное устройство). Таким образом, можно сформировать двумерную матрицу, элементами которой являются существующие реализации экосистем ПО (Табл. 1). Также в ней детально рассмотрены особенности процесса перехода от семейства программного обеспечения к экосистеме программного обеспечения.

Таблица 4 - Классификация существующих экосистем ПО

Уровень абстракции	Технологическая платформа		
	ПК	Веб-сервис	Мобильное устройство
Операционная система	MS Windows, Linux, Apple OS X	Google AppEngine, Yahoo developer, Coghead, Bungee Labs	Nokia S60, Palm, Android, iPhone
Приложение	MS Office	SalesForce, eBay, Amazon, Ning	Не существует на текущий момент
Инструмент разработки для конечного пользователя	MS Exel, Mathematica, VHDL	Yahoo! Pipes, Microsoft PopFly, Google's mashup editor	Не существует на текущий момент

Также в работе [9], выделяются три области, к которым можно отнести основные результаты рассмотренных исследований:

7) Программная инженерия: проблемы определения требований к экосистеме ПО, особенности проектирования архитектуры, организация децентрализованной разработки.

8) Бизнес и менеджмент: показатели “здоровья экосистемы ПО”, децентрализованное управление, особенности взаимодействия с участниками, модели получения выгод и их особенности, вопросы лицензирования.

9) Взаимодействие участников: определение ключевых ролей, рассмотрение моделей добавления новых компонентов в экосистему и показателей “открытости” и “закрытости” экосистемы для участия в её развитии.

В данной статье было рассмотрено понятие экосистемы ПО, которое, к сожалению, довольно слабо освещено в русскоязычной литературе. Рассматривая модель экосистемы программного обеспечения, можно сделать вывод, что успех или неудача разработанного ПО зависит от куда большего количества факторов, чем если рассматривать процесс разработки в отрыве от экосистемы ПО, внутри которой ПО будет функционировать. Таким образом, в современной индустрии разработки ПО, правильный подход к созданию отношений с участниками экосистемы ПО, заслуживает отдельного внимания как со стороны исследователей в сфере программной инженерии, так и со стороны разработчиков, создающих новое ПО.

Библиографический список

1. Крылов К.А., Повторное использование программного обеспечения в области разработки персональных информационных менеджеров – Спб.: БГТУ, III общероссийская молодежная научно-техническая конференция «Старт-2017», 2017.
2. Дорот В. Л. Толковый словарь современной компьютерной лексики, 3 изд. – БХВ-Петербург, 2004.
3. Иан С. Инженерия программного обеспечения 6-е издание – М: Издательский дом «Вильямс» – 2002.
4. Clements P., Northrop L. Software product lines. – Addison-Wesley, 2002.
5. Bosch J. From software product lines to software ecosystems //Proceedings of the 13th international software product line conference. – Carnegie Mellon University, 2009. – P. 111-119.
6. Van Den Berk I., Jansen S., Luinenburg L. Software ecosystems: a software ecosystem strategy assessment model //Proceedings of the Fourth European Conference on Software Architecture: Companion Volume. – ACM, 2010. – P. 127-134.
7. Николайкин, Н. И., Николайкина, Н. Е., Мелехова, О. П. Экология. — 5-е. — М.: Дрофа, 2006. — 640 с.
8. Yu L., Ramaswamy S., Bush J. Symbiosis and software evolvability //IT Professional. – 2008. – Vol. 10, №. 4.

9. Manikas K., Hansen K. M. Software ecosystems—A systematic literature review //Journal of Systems and Software. – 2013. – Vol. 86, №. 5. – P. 1294-1306.
10. Jansen S., Brinkkemper S., Finkelstein A. Business Network Management as a Survival Strategy: A Tale of Two Software Ecosystems //IWSECO@ ICSR. – 2009.
11. Boucharas V., Jansen S., Brinkkemper S. Formalizing software ecosystem modeling //Proceedings of the 1st international workshop on Open component ecosystems. – ACM, 2009. – P. 41-50.
12. Campbell P. R. J., Ahmed F. A three-dimensional view of software ecosystems //Proceedings of the Fourth European Conference on Software Architecture: Companion Volume. – ACM, 2010. – P. 81-84.
13. Dhungana D. et al. Software ecosystems vs. natural ecosystems: learning from the ingenious mind of nature //Proceedings of the Fourth European Conference on Software Architecture: Companion Volume. – ACM, 2010. – P. 96-102.
14. dos Santos R. P., Werner C. M. L. A Proposal for Software Ecosystems Engineering //IWSECO@ ICSOB. – 2011. – P. 40-51.
15. Barbosa O., Alves C. A systematic mapping study on software ecosystems. – 2011.

УДК - 623.94.01/08

МЕТОДИКА ПРОГНОЗИРОВАНИЯ И ИСПРАВЛЕНИЯ НЕДОСТАТКОВ В ПРОЕКТЕ СЛОЖНОГО МЕХАНИЗМА С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА САПР SOLIDWORKS.

Лагутик М.А., Франк В.В.

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

Благодаря возможностям программного пакета SolidWorks можно спрогнозировать ошибки и выявить недостатки, допущенные на ранних этапах проектирования сложного механизма. Анализ проведён на примере одного из механизмов системы подачи боеприпасов из боеукладки к артиллерийскому автомату (далее – система боепитания) опытно конструкторского проекта АК113.

АК113, как и другие корабельные автоматические артиллерийские системы, представляет из себя сложную машину, состоящую из множества разнообразных узлов и механизмов. Для обеспечения работоспособности и надежности всей системы очень важно обнаружить и исправить ошибки, допускаемые на всех этапах проектирования.

Как известно, SolidWorks (SW) – программный комплекс систем автоматизированного проектирования (САПР) для автоматизации работ промышленного предприятия на этапах конструкторской и технологической подготовки производства.

Для поставленной задачи используются следующие модули пакета программ SW:

- SW Motion – модуль для кинематического и динамического анализа проектируемых механизмов;
- SW Simulation - модуль для статического расчета конструкции и определения напряженно-деформированного состояния деталей механизма.

Модуль SW Motion использует информацию, содержащуюся в сборках SolidWorks с возможностью уточнения расчетной модели посредством его процедур. SolidWorks Motion является наиболее функциональным инструментом SolidWorks, для имитации движения.

Рассмотрим некоторые возможности SW Motion и обозначим методологию работы на примере направляющего аппарата, служащего для приема, удержания и направления боеприпаса в момент досылания, а также для направления экстрактируемой гильзы.

Исходная часть расчетной модели формируется в интерфейсе базовой конфигурации SW Standard.

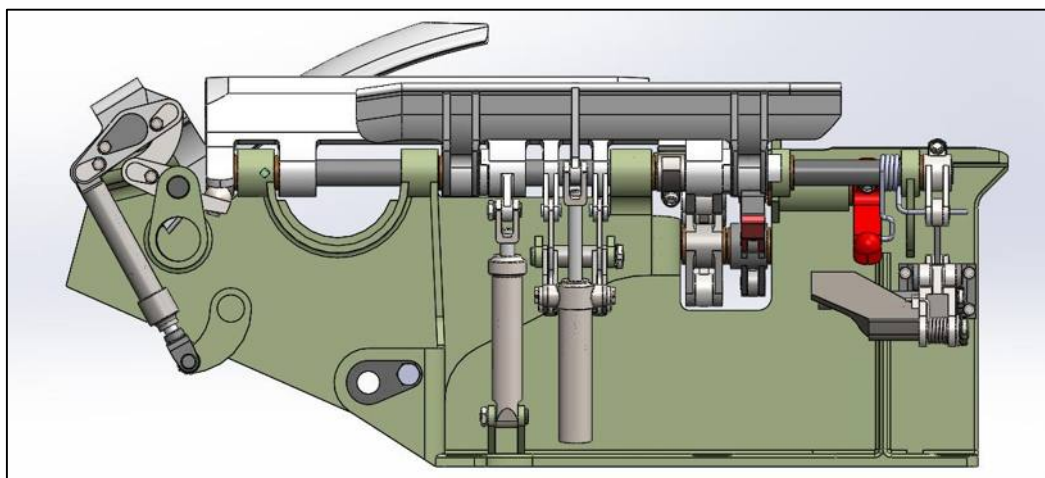


Рис. 32. Исходная модель.

Далее, на базе исходной модели (рис. 1) создается **расчетная модель**, включающая в себя только необходимые для расчета узлы. Упрощение расчетной модели необходимо для снижения нагрузки на вычислительные ресурсы, так как излишние соединения оказывают неблагоприятное влияние на качество и время расчета.

Расчетная модель (рис. 2), в отличие от исходной должна быть определена так, чтобы узлы и механизмы были подвижны и имели необходимые степени свободы.

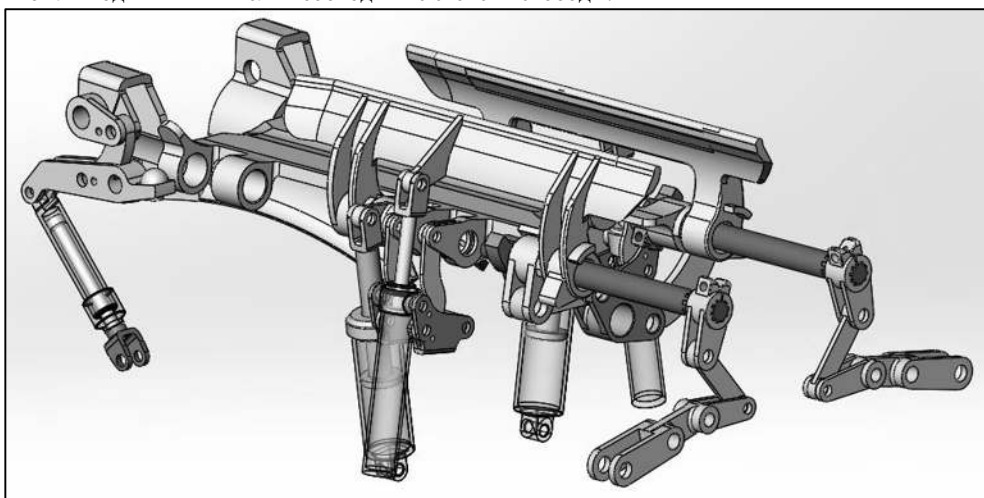


Рис. 2. Упрощенная модель

Применительно к сопряжениям могут быть назначены коэффициенты трения, а также уточняющие параметры геометрии, характеризующие взаимодействие объектов с трением. В интерфейсе сопряжений SolidWorks также определяются грани, воспринимающие усилия, с целью последующего использования результатов динамического анализа в Simulation.

Условия, определяющие движение компонентов в SolidWorks Motion:

Создаются виртуальные пружины (рис. 3, рис.4), которые могут быть нелинейными. Каждому цилиндру добавлена соответствующая пружина. В окне свойств определяются характеристики пружины, такие как:

- жесткость;
- длина;
- диаметр;
- диаметр витков;
- количество витков.

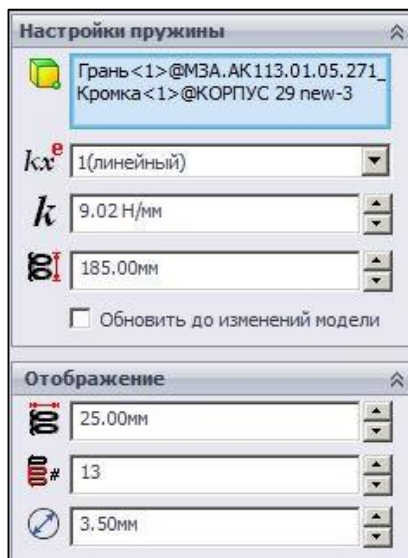


Рис. 3. Свойства пружины.

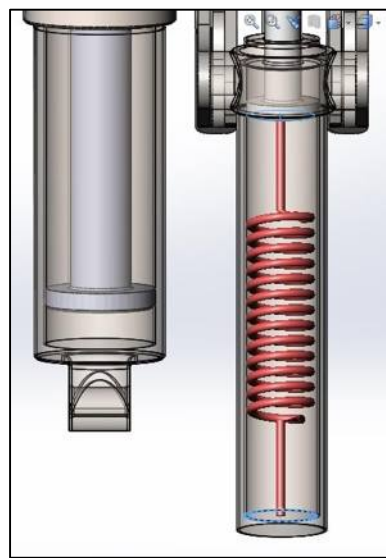


Рис. 4. Имитация действия пружины между двумя компонентами.

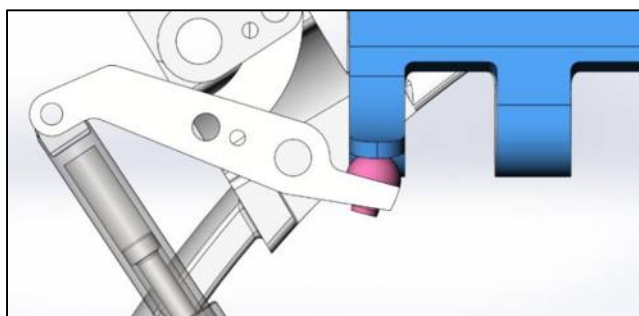


Рис. 5. Пространственный контакт между двумя телами

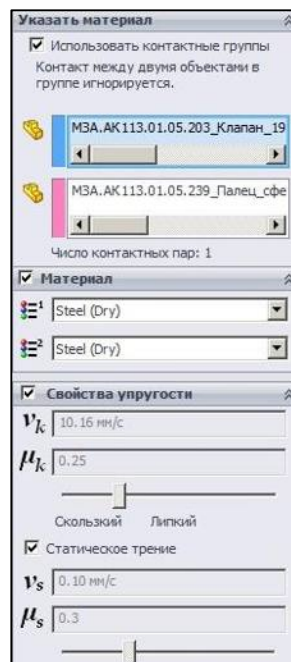


Рис. 6. Свойства 3D контакта.

Для того, чтобы расчетная программа не игнорировала контакт между телами его необходимо обозначить с помощью функции “3-D контакт” (рис. 5, рис. 6). Пространственные контакты определяются заданными характеристиками жесткости. В вычислительной процедуре контакт может быть интерпретирован как контакт между реальными объектами модели или как взаимодействие их упрощенных моделей, полученных триангуляцией. Степень точности триангуляции регулируется пользователем. Неровная поверхность детали или чрезмерное количество заданных условий контакта скажется на качестве и времени расчета, поэтому желательно воспользоваться функцией сопряжение.

Применительно к объектам модели назначаются линейные скорости, линейные силы и крутящие моменты закон изменения которых определяется пользователем.

После первого предварительного расчета определяется работоспособность механизма. В случае, если механизм не выполняет свои функции, то в расчетную модель вносятся корректировки. Если механизм выполняет поставленную перед ним задачу – производится следующий, более точный расчет.

В процессе построения динамической модели были выявлены недостатки (рис. 7), такие как:

- пружины цилиндры в исходной модели, созданные в процессе проектирования не позволяли установить в них пружины, при которых механизм выполнял бы свои функции в отведенное на них время,

- отсутствие возможности обеспечить всю динамику только пружинами, ввиду чего, на последующих этапах проектирования было принято решение заменить некоторые узлы на гидравлические,

- ошибки в геометрии, допущенные в процессе создания модели, препятствующие корректной работе механизма.

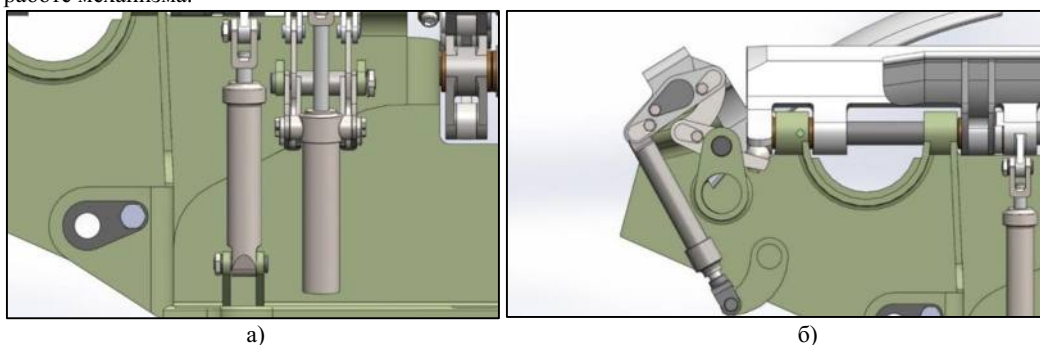


Рис. 7. а) Некорректно работающий механизм подъемно-направляющего клапана;

б) Пружинные цилиндры, не позволяющие установить в них требуемые пружины

На основании проведенного и описанного выше анализа, для обеспечения корректной работоспособности механизма в конструкцию были внесены соответствующие изменения (рис. 8)

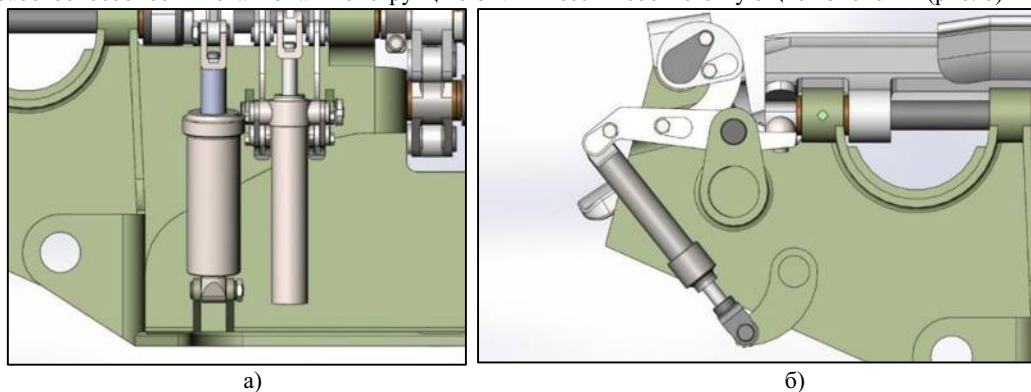


Рис. 8. а) исправленная геометрия подъемно-направляющего клапана;

б) исправленная система пружинных цилиндров.

Повторный динамический анализ конструкции, проведенный аналогичным образом показал, что внесенные изменения позволили исправить ряд вышеперечисленных недостатков, на основании этого исходная модель была откорректирована.

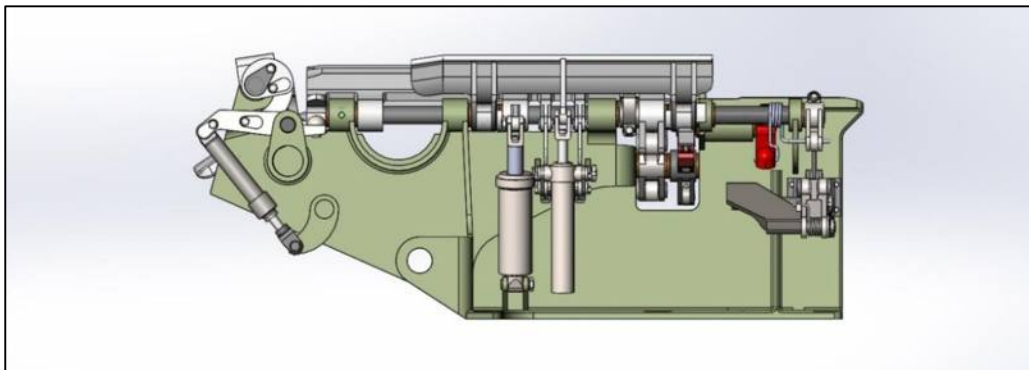


Рис. 9. Общий вид исправленной модели

Внедрив изменения в исходную модель и достигнув ее корректной работоспособности, мы можем перейти к определению динамических характеристик деталей, узлов и механизмов системы. Из динамического расчета можно получить информацию о скоростях, ускорениях и перемещениях отдельных узлов, а также определить их напряженно деформированное состояние как в определенный момент времени, так и на протяжении всего цикла работы механизма с помощью встроенного расчетного пакета SolidWorks Simulation.

Пакет SolidWorks Simulation работает, используя метод конечных элементов, что позволяет получить довольно точные представления о напряженно деформируемом состоянии необходимых узлов, а также получить наглядную количественную картину напряжений, перемещений, деформаций и других необходимых характеристик.

Полученные результаты могут служить обоснованием для перехода на следующие этапы проектирования или наоборот, для внесения изменений в узлы и элементы, не соответствующие требованиям прочности, жесткости, пластичности и др.

Для наглядного представления о работе с модулем SW Motion и SW Simulation приведена логическая схема (рис. 10), на которой

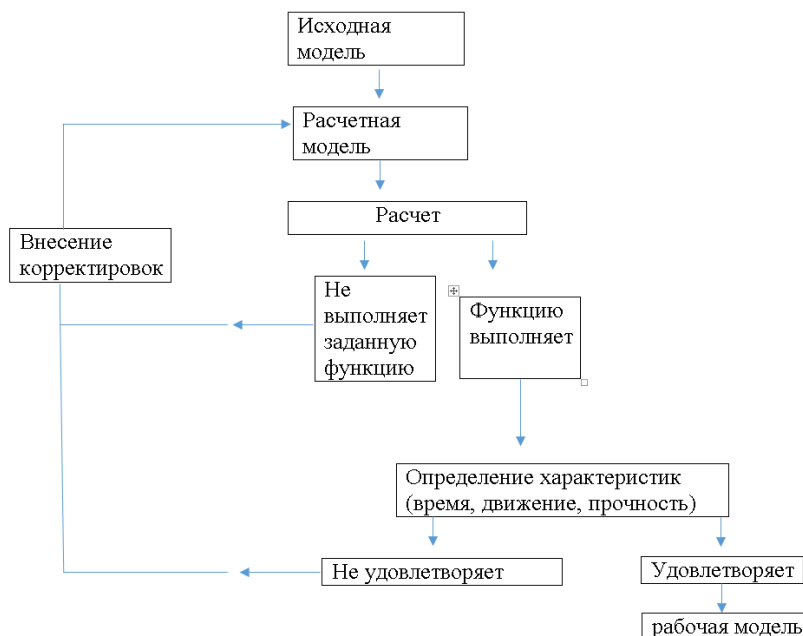


Рис. 10 Алгоритм работы в SW Motion и SW Simulation

Вывод. В данной работе приведена часть функций, встроенных в пакет для расчета динамики механизмов SW Motion. Помимо описанных, пакет так же позволяет учитывать силы притяжения, устанавливать имитации двигателей, демпферов, пружин кручения, прикладывать линейные, а также изменяемые по сложным законам моменты и силы, что позволяет рассчитать и получить информацию о работе практически любого механизма. Так же данный подход позволяет экономит время и ресурсы, затрачиваемые на проектирование, так как построение, дальнейшая корректировка моделей проектов и расчеты строятся в одном пакете на одном рабочем месте.

Сокращение ошибок и возможность прогнозирования влияния неблагоприятных факторов возможно благодаря проверки работоспособности системы как на первоначальном, так и на дальнейших этапах проектирования. Данный алгоритм является общим и применим в большинстве случаев.

Библиографический список:

1. Шипунов А.Г. Проектирование стрелково-пушечного вооружения / Тула: ТулГУ, 2008.—314с.
2. Solidworks. Программный продукт для автоматизации работ промышленного предприятия на этапах конструкторской и технологической подготовки производства [электронный ресурс];

УДК 629.7.02

УПРАВЛЕНИЕ ВЕРТОЛЕТНЫМ СТЕНДОМ

Д.А. Марков

Научный руководитель д.т.н., профессор, Андриевский Борис Ростиславич

*Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет
информационных технологий, механики и оптики, Санкт – Петербург,*

Институт проблем машиноведения Российской академии наук, Санкт – Петербург

Введение. Рассматриваемый объект имеет ряд сложностей для синтеза регулятора управлением движением: нелинейность, многомерность (два входа и два выхода) и значительная перекрестная связь между каналами управляемых величин.

Объект управления. Объект управления представляет собой двухроторную многомерную систему со значительным перекрестным взаимодействием.



Рис. 1. Объект управления

Двухроторная система напоминает вертолет, но угол атак ротора фиксированный. Аэродинамические силы управляются с помощью изменения скоростей двигателей. Значительное перекрестное взаимодействие наблюдается между действиями ротора. Каждым ротором влияет на положение наклонов. Объект управления описывается уравнениями:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d^2 a_v}{dt^2} = \frac{c_1 \tau_1^2 + d_1 \tau_1 - M_g \sin(\alpha_v) - B_{1\alpha_v} \left(\frac{da_v}{dt} \right) - B_{2\alpha_v} \operatorname{sign} \left(\frac{da_v}{dt} \right)}{I_1} - \\ \frac{K_{gy} (c_1 \tau_1^2 + d_1 \tau_1) \left(\frac{da_h}{dt} \right) \cos(\alpha_v)}{I_1} \\ \frac{d^2 a_h}{dt^2} = \frac{c_2 \tau_2^2 + d_2 \tau_2 - B_{1\alpha_h} \left(\frac{da_h}{dt} \right) - B_{2\alpha_h} \operatorname{sign} \left(\frac{da_h}{dt} \right) - M_R}{I_2} \\ \tau_1 = \frac{k_1}{T_{11}s + T_{10}} u_1 \\ \tau_2 = \frac{k_2}{T_{21}s + T_{20}} u_2 \\ \frac{dM_R}{dt} = \frac{\left(k_c - \frac{k_c T_0 T_{10}}{T_{11}} \right) \tau_1 + \frac{k_c T_0 k_1}{T_{11}} u_1 - M_R}{T_p} \end{array} \right. \quad (1)$$

В результате линеаризации системы (1) в особой точке равновесия получаем уравнение системы в форме состояний:

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t), \end{aligned} \quad (2)$$

где $x(t) = [a_v, a_h, \tau_1, \tau_2, M_R, \frac{da_v}{dt}, \frac{da_h}{dt}]$ - вектор состояний, $u(t)$ - вектор входных воздействий, $y(t)$ - выходной вектор системы, A - матрица состояний, B - матрица входных воздействий, C - матрица выхода, a_v - угол тангажа, a_h - угол рысканья, τ_1 - момент нагрузки на валу главного двигателя, τ_2 - момент нагрузки на валу хвостового двигателя, M_R - момент перекрестных связей.

Линейный квадратичный регулятор. Суть оптимального управления заключается в минимизации некоторых параметров системы (время переходного процесса, расход топлива и т.д.), зачастую эта задача является противоречивой, поскольку минимизация одного параметра приводит к максимизации другого, вследствие для данной задачи составляется критерий оптимальности, который и будет являться компромиссом для минимизируемых параметров. Критерий качества задается выражением:

$$J(t, t_f) = \int_t^{t_f} (x(\tau)^T Q x(\tau) + u(\tau)^T R u(\tau)) d\tau, \quad (3)$$

где t и t_f - начальное и конечное значение времени соответственно, Q - квадратная симметричная матрица, называемая матрицей взвешивания состояний, R - квадратная симметричная матрица, называемая матрицей затрат на управление.

Вектор управления для регулятора обратной связи определяется как

$$u(t) = -Kx(t) \quad (4)$$

K - матрица обратных связей должна минимизировать функционал (3).

Для нахождения оптимальных коэффициентов матрицы обратных связей необходимо решить систему уравнений:

$$\begin{cases} PA - PBR^T P = -A^T P - Q \\ K = R^{-1} B^T P \end{cases} \quad (5)$$

Первое уравнение системы (5) представляет собой уравнение Риккати, решение которого определяет симметричную положительно определенную матрицу P . При подстановке матрицы P во второе уравнение системы (5), находим коэффициенты регулятора, при использовании которого в системе гарантируется минимум функционала качества (3).

Данная постановка вопроса решает задачу регулирования выходных переменных объекта до значения уставки 0, что позволяет подобрать коэффициенты матриц Q и R критерия качества таким образом, чтобы улучшить показатели качества исследуемой системы.

Оптимальный следящий регулятор. Следящий регулятор представляется соотношением вида:

$$u = L_g \xi - Kx, \quad (6)$$

где ξ - вектор состояния генератора модели задающего воздействия, L_g - матрица прямых связей.

Модель генератора задающего воздействия находится методом последовательного дифференцирования функции, задающей траектории следования выходных сигналов объекта управления:

$$\begin{cases} \dot{\xi} = \Gamma \xi \\ g = H \xi \end{cases} \quad (7)$$

Матрица связи находится из уравнения типа Сильвестра:

$$\begin{cases} (A - BK)M_g + BL_g = M_g \Gamma \\ H = CM_g \end{cases} \quad (8)$$

Нахождения матрицы прямых связей L_g гарантирует слежение за заданной траекторией с нулевой установившейся ошибкой.

Алгоритм «Роение частиц». Для численной реализации алгоритма необходимо выбрать матрицы Q и R таким образом, чтобы показатели качества имели оптимальное значение, но поскольку прямой связи между показателями качества и матрицами Q и R нет, будем использовать алгоритм оптимизации, позволяющий подобрать коэффициенты матриц Q и R.

Метод роя частиц – был разработан Джеймсом Кеннеди и Расселом Эберхартом в 1995г. Идея алгоритма была почерпнута из социального поведения некоторых живых особей – стаи птиц или косяка рыб.

Все возможные решения могут быть представлены как частицы в стае. Каждая частица имеет положение и вектор скорости, и координаты каждого положения представляет собой значение параметра. Частицы изменяют свою скорость и положение согласно расчетным формулам:

$$X_i(k+1) = X_i(k) + V_i(k+1) \quad (1)$$

$$V_i(k+1) = w(k) * V_i(k) + c_1 * rand_1(pbest_i - X_i(k)) + c_2 * rand_2(gbest - X_i(k)) \quad (2)$$

Где $pbest_i$ – наилучшая координата частицы, $gbest$ – наилучшая координата стаи, X_i – координаты частицы, V_i – скорость частицы, w – вес инерции, c_1, c_2 – когнитивный и социальный постоянные ускорения соответственно, $rand_1, rand_2$ – случайные числа из диапазона [0,1].

Алгоритм был реализован согласно следующим пунктам:

1. Внешний цикл: Запуск популяции, вычисление целевой функции
2. Начальная популяция, начальные $gbest$ и $pbest$,
3. Цикл алгоритма,
4. Обновление w, v, x ,
5. Обработка нарушения границ,
6. Вычисление целевой функции,
7. Сравнение текущих значений целевой функции и $pbest$ с наилучшими значениями,
8. Поиск лучшей частицы,
9. Фиксирование лучшего значения целевой функции,
10. Обновление лучших значений целевой функции и $gbest$,

где целевая функция – абсолютная ошибка между выходом модели объект и выходом модели генератора задающего воздействия.

Применяя настроенный регулятор к объекту управления, видим, что угол тангажа (рисунок 3) и угол рысканья (рисунок 2) изменяются согласно заданной траектории с нулевой установившейся ошибкой и оптимальным быстродействием.

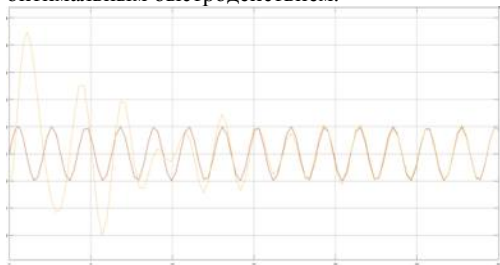


Рис. 2. Угол рысканья

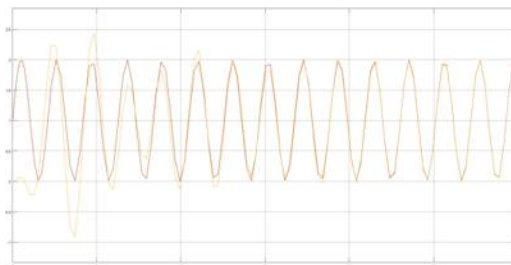


Рис. 3. Угол тангажа

Фильтр Калмана-Бюси для непрерывного времени (регулятор по выходу). Фильтр Калмана является наблюдателем, суть которого заключается в восстановлении состояния системы, что в последствии позволяет управлять исходной системой только по выходной величине, что безусловно является преимуществом, по сравнению с управлением по состоянию, поскольку некоторые состояния могут быть трудно доступны для измерения или недоступны вообще. Задачей фильтрации Калмана является выделение полезного, информационного сигнала из его смеси с помехой. Для синтеза наблюдателя предполагается что уравнения реальной системы имеют вид:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax(t) + Bu(t) + \omega_1(t) \\ y(t) = Cx(t) + \omega_2(t) \end{cases} \quad (9)$$

Наблюдатель имеет вид:

$$\dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + Bu(t) + L[y(t) - C\hat{x}(t)] \quad (10)$$

Ошибка восстановления имеет вид:

$$e(t) = x(t) - \hat{x}(t) \quad (11)$$

Среднее значение квадрата ошибки восстановления как критерия качества наблюдения задается выражением:

$$J = M\{e^T(t)Pe(t)\} \quad (12)$$

с заданной положительно определенной матрицей P является показателем того, насколько успешно наблюдатель восстанавливает состояние системы в момент времени t .

Автокорреляционные функции сигналов $\omega_1(t)$ и $\omega_2(t)$ имеют следующий вид:

$$R_{\omega_1} = M\{\omega_1(t)\omega_1^T(t)\} = W\delta(t - \tau), \quad (13)$$

$$R_{\omega_2} = M\{\omega_2(t)\omega_2^T(t)\} = V\delta(t - \tau), \quad (14)$$

где W и V - ковариационные матрицы сигналов $\omega_1(t)$ и $\omega_2(t)$ соответственно.

Решение задачи оптимального наблюдения, т.е. минимизации критерия качества (12), получается путем выбора матрицы коэффициентов усиления:

$$L = PC^T(t)V^{-1}, \quad (15)$$

где матрица P – решение матричного уравнения Риккати относительно ковариационных матриц шумов измерений и наблюдения:

$$AP + PA^T + GWG^T - PC^T V^{-1} CP = 0. \quad (16)$$

Т.о. найденная матрица L гарантирует оптимальность наблюдателя, обеспечивающего компромисс между быстротой сходимости восстанавливаемой и наблюдаемой переменных и нечувствительности наблюдателя к возможным помехам измерений и наблюдений.

Линейный квадратичный Гауссовский регулятор. Применяя совместно рассчитанный следящий регулятор и фильтр Калмана, появляется возможность управления системой по выходу, с помощью, так называемого линейного квадратичного Гауссова регулятора, система управления таким образом задается уравнениями(2), (10), (15):

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t), \\ \dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + Bu(t) + L[y(t) - C\hat{x}(t)] \\ u = L_g \xi - Kx \\ \dot{\xi} = \Gamma \xi \end{cases} \quad (17)$$

На рисунке 4 представлены сигналы углов тангажа и азимута (пунктирные линии – с предположением, что вектор состояния измеряем, цветом изображены с применением фильтра Калмана).

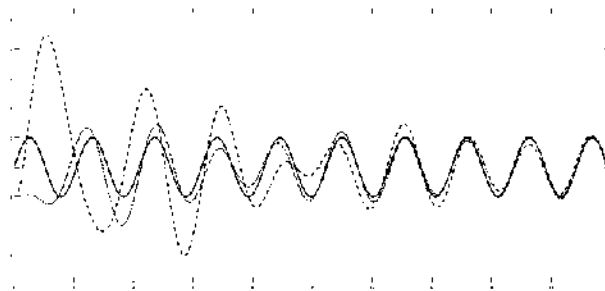


Рис. 4. – Выходные сигналы системы

Заключение. Результатом проделанной работы является оптимальный линейный квадратичный следящий регулятор и наблюдатель, восстанавливающий вектор состояния объекта управления. Совместное использование регулятора и наблюдателя позволяет получить регулятор по выходу системы, что позволяет избежать измерение остальных переменных, входящих в вектор состояния модели системы. Оптимальный выбор весовых коэффициентов матриц, характеризующих критерий оптимальности системы, позволяет повысить показатели качества системы.

Библиографический список:

- 1 Chalupa P., Prikryl J., J.Novak. Modelling of twin rotor MIMO system // 25th DAAAM International Symposium on Intelligent Manufacturing and Automation, DAAAM 2014. DAAAM, 2014. P. 249 – 258.
- 2 Pandey S., Laxmi V. Optimal control of twin rotor MIMO system using LQR technique // Smart Innovation, Systems and Technologies. 2014. Vol. 1. P. 11–21.
- 3 Shaik F., Purwar S., Pratap B. Real-time implementation of Chebyshev neural network observer for twin rotor control system // Expert Systems with Applications. 2011. Vol. 38. P. 13043–13049.
- 4 Rahideh A., Shaheed M. Constrained output feedback model predictive control for nonlinear systems // Control Engineering Practice. 2012. Vol. 20. P. 431–443.
- 5 Rahideh A., Bajodah A., Shaheed M. Real time adaptive nonlinear model inversion control of a twin rotor MIMO system using neural networks // Engineering Applications of Artificial Intelligence. 2012. Vol. 25. P. 1289–1297.
- 6 Tao C., Taur J., Chen Y. Design of a parallel distributed fuzzy LQR controller for the twin rotor multi input multi-output system // Fuzzy Sets and Systems. 2010. Vol. 161. P. 2081–2103.
- 7 Juang J., Tu K. Design and realization of a hybrid intelligent controller for a twin rotor mimo system // Journal of Marine Science and Technology. 2013. Vol. 21, no. 3. P. 333–341.
- 8 Juang J., Tu K., Liu W. Hybrid intelligent PID control for MIMO system // Springer-Verlag. 2006. Vol. 3. P. 654–663.
- 9 Juang J., Lin R., Liu W. Comparison of classical control and intelligent control for a MIMO system // Applied Mathematics and Computation. 2008. Vol. 205. P. 778–791.
- 10 Juang J., Chiang Y. Reinforcement learning with FCMAC for TRMS control // Research Journal of Applied Sciences, Engineering and Technology. 2013. Vol. 5. P. 1383–1389.
- 11 Квакуернак Х., Сиван Р. Линейные оптимальные системы управления. - М.: Мир, 1977.
- 12 Мирошник И.В., Никифоров В.О. Синтез линейных систем автоматического управления. - СПб: СПбГИТМО, 2000.

УДК 004.021

АЛГОРИТМ ИДЕНТИФИКАЦИИ СОСТОЯНИЯ ОПЕРАТОРА СИСТЕМЫ ПО СИГНАЛУ, ОТОБРАЖАЮЩЕМУ ДВИЖЕНИЕ ЕГО ГЛАЗ

Моисеева Н.М., Яфясов Р.Р.

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

Проблема оценивания состояния человека, находящегося на ответственном объекте всегда была актуальной, особенно, если оператор находится вне досягаемости от оценивающих специалистов, когда нет возможности повлиять на работу человеко-машинной системы, где человек выполняет важнейшую роль, что может привести к нежелательным последствиям. Поэтому возникает потребность в разработке технологии оценки состояния оператора удаленно. Для этого возможно применить технологию обработки сигналов, посредством использования корреляционного анализа. Корреляционный анализ дает возможность установить наличие в сигналах определенной взаимосвязи или же ее отсутствия, что и позволит оценить степень соответствия оператора норме.

Данный метод подразумевает нахождение коэффициента взаимной корреляции между показателями предполагаемой нормы и показателями самого оператора. Таким образом, решение задачи сводится к тому, что необходимо найти коэффициент взаимной корреляции двух сигналов: один из них сигнал, в котором заложена информация о "норме" состояния, другой сигнал - случайный процесс. Для осуществления данной технологии требуется задать сигнал, который будет содержать информацию о предполагаемой норме, которая состоит из показателей, принимающих определенные значения, в конкретный момент времени. Данные сведения должны быть представлены в виде

цифрового сигнала, что позволяет использовать алгоритм, включающий в себя поиск коэффициента взаимной корреляции Пирсона (1). [1,2]

$$r_{xy} = \frac{\sum (x_i - \bar{x}) * (y_i - \bar{y})}{\sqrt{\sum (x_i - \bar{x})^2 * \sum (y_i - \bar{y})^2}} \quad (1)$$

где x_i – значение сигнала нормы, y_i – значение сигнала, соответствующего значениям показаний оператора, \bar{x} – среднее арифметическое для сигнала нормы, \bar{y} – среднее арифметическое значение для величины сигнала оператора.

Чтобы получить сигналы, содержащие достаточную информацию, необходимо применить окулографию. Окулография – определение координат взора, или же точки пересечения оптической оси глазного яблока и наблюдаемого объекта или экрана, на котором предъявляется некоторый зрительный раздражитель. [3] На рисунке 1 а) наглядно проиллюстрировано возможное движение объекта на экране, б) – движение глаз оператора.

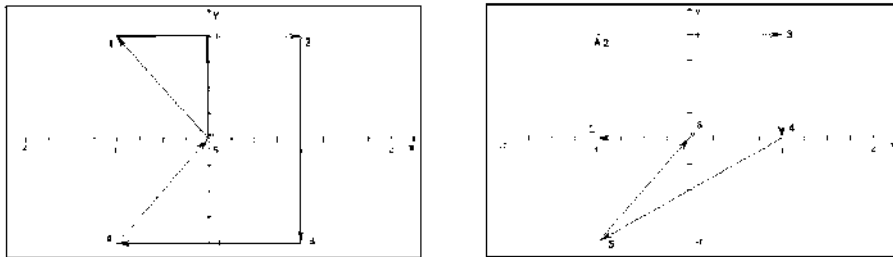
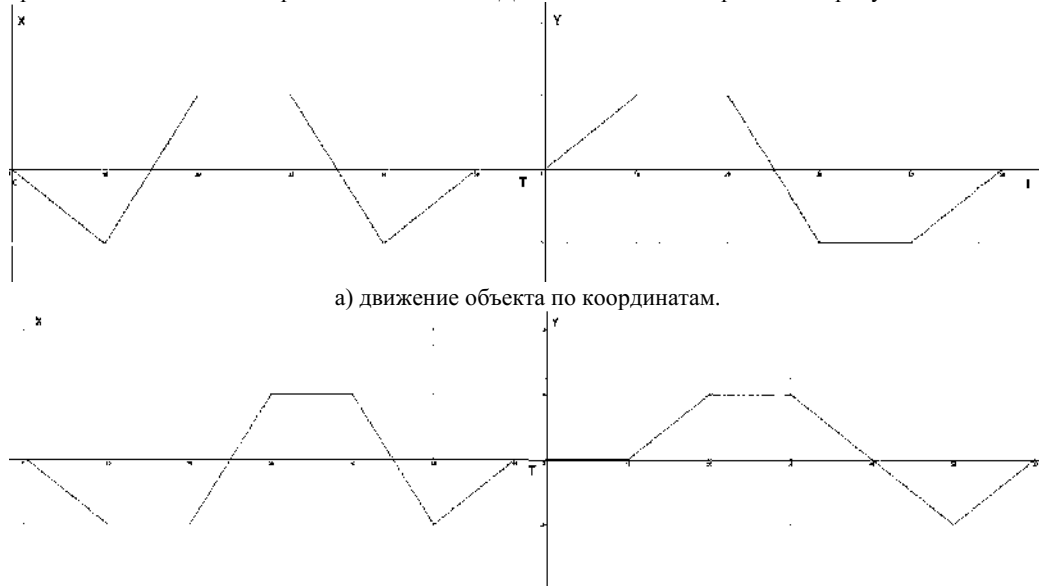


Рисунок 1 – Движение объекта наблюдения на экране(а) и движение глаза оператора (б).

Таким образом можно представить передвижение объекта наблюдения и движение глаз оператора двумя сигналами, отражающих в себе изменения по координатам относительно времени, по вертикальной оси Y и по горизонтальной оси X. Данные сигналы изображены на рисунке 2.



а) движение объекта по координатам.

б) перемещение взгляда оператора по координатам.

Рисунок 2 – графическое представление сигналов. (а, б)

После выполнения всех необходимых вычислений, на выходе алгоритма находится два числа, которые отражают взаимосвязь исследуемых сигналов. На рисунке 3 представлены оценки коэффициентов взаимной корреляции, которые были определены с помощью программы поиска коэффициента взаимной корреляции по формуле Пирсона (1), представленной выше.

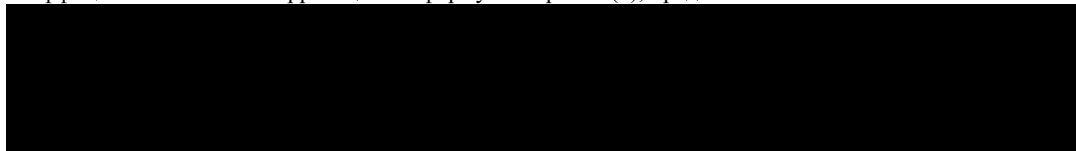


Рисунок 3 – результаты программы для оценки коэффициента взаимной корреляции на языке программирования Python.

По величине этих чисел, появляется возможность принятия решения: находится ли оператор в норме и способен дальше продолжать свою деятельность, или наоборот, и стоит прибегнуть к его отстранению от данного вида работ. Данный метод подходит для удаленного наблюдения за состоянием во многих сферах, например, для оценки состояния членов экипажа космической станции, что позволяет своевременно оказать помощь и заранее предотвратить чрезвычайные ситуации. Так же, этот подход можно использовать как и при оценке состояния оператора в целом, так и при оценке его конкретных показателей (например сосредоточенности, скорости реакции и так далее). Для оценки какого-либо показателя будут изменяться только способы получения сигнал, несущего информацию о норме.

Библиографический список:

1. Елисеева И. И., Юзбашев М. М. Общая теория статистики: Учебник | Под ред. И. И. Елисеевой. — 4-е издание, переработанное и дополненное. — Москва: Финансы и Статистика, 2002. — 480 с
2. Гмурман В. Е. Теория вероятностей и математическая статистика: Учебное пособие для вузов — 10-е издание, стереотипное. — Москва: Высшая школа, 2004
3. Онлайн-библиотека Wikipedia - <https://ru.wikipedia.org/wiki/Окулография>
4. Наоми Седер – Python | Экспресс-курс. 3-е издание 2019 г.

УДК 69.04

ПРИМЕНЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ПРОЕКТИРОВАНИИ ЗДАНИЙ И СООРУЖЕНИЙ

А.А. Демьянов, И.В. Попов

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

На сегодняшний день в строительном проектировании продолжает внедряться BIM (Building Information Modeling) – строительное информационное моделирование зданий и сооружений.

Информационное моделирование здания — это подход к управлению жизненным циклом объекта, который предполагает сбор и обработку в процессе проектирования всей архитектурно-конструкторской, технологической, экономической и иной информации о здании со всеми её зависимостями, когда здание и все, что имеет к нему отношение, рассматриваются как единый трехмерный объект [1].

Для понимания разницы между традиционным проектированием зданий и сооружений и информационным моделированием необходимо рассмотреть пример: Изменение в проекте – сдвиг несущей колонны в плане на 1 м.

При традиционном проектировании проектная группа имеет сотни несвязанных между собой чертежей. Первоначально изменения вносятся в разделе Архитектурные решения, где положение колонны меняют на планах этажей и на разрезах (если она попадает в архитектурный разрез), затем изменения вносятся в раздел Конструктивные решения, также меняют положение колонны на опалубочных планах, разрезах, узлах. Более того, подвергается изменению и пересчету расчетная схема здания, где необходимо заново выполнить статический расчет и проверить расчетную схему по первому и второму предельному состоянию, а также проверить подбор армирования. Параллельно с этим изменения в свои разделы вносят проектировщики раздела ОВиК, ТГВ, электрики и прочие. Данный процесс весьма непрост, если над разными разделами работают смежные организации, весьма неудобно обрабатывать изменения в проекте, более того, имея в своем арсенале только двухмерные чертежи,

инженер может не заметить, как, например, перемещенная колонна «врезается» в инженерную сеть и т.д.

Если в организации внедрена BIM система, то отработка данного изменения происходит в ином ключе. Архитекторы вместе с конструкторами меняют положение колонны в едином файле BIM модели здания. Конструкторы автоматически получают измененную расчетную схему и делают перерасчет схемы здания. Двигать колонну вручную на всех планах разрезах и т.д. не требуется, изменение в 3D – модели моментально отображаются на всех чертежах, колонна двигается автоматически. Проектировщики инженерных сетей, работая в том же файле, видят изменения и коллизии после перестановки колонны и вводят необходимые проектные решения.

Однако, данная технология еще не скоро полностью заменит традиционную технологию разработки конструкторской документации, ввиду её недостатков. Рассмотрены недостатки и достоинства внедрения BIM на примере программы Autodesk Revit.

Преимущества программного комплекса Autodesk Revit:

- Все разделы проектной документации можно проработать именно в трехмерном виде.
- Удобная связь с AutoCAD. Конвертация листов в формат .dwg с возможностью последующего редактирования

- Развитое взаимодействие с другими продуктами Autodesk.
- Размеры на чертежах напрямую связаны с BIM моделью
- Масса информации закладывается в любую объект
- Возможность создания своих «семейств» с необходимыми параметрами
- Абсолютно любую часть чертежа можно видоизменить.

Недостатки программного комплекса Autodesk Revit:

• Программа импортная, следовательно, не учитываются российские особенности в проектировании

• Низкая поддержка российских стандартов. Практически любое обозначение необходимо видоизменять.

• Сложна в освоении по сравнению с другими продуктами.

• Бедный функционал работы со спецификациями. Не поддерживаются стандарты на спецификации [2].

• Слабый функционал для работы с разделами КМ, КМД, КД

Первый пример практической реализации BIM моделирования – фундаментная плита под восемнадцатизэтажную секцию многосекционного здания разной этажности (рисунок 1).

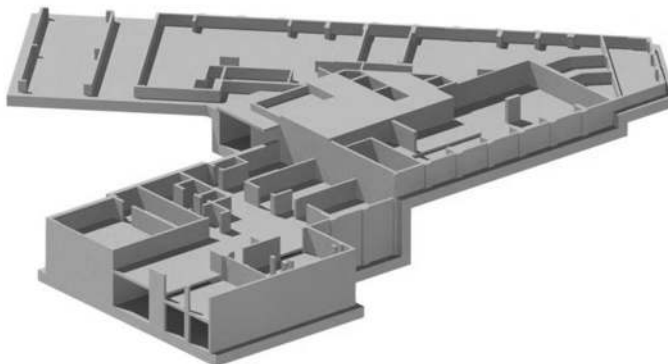


Рисунок 1 – Фундаментная плита

Как видно из модели, фундаментная плита находится под острым углом здания, более того на крутом перепаде высот. Это делает фундаментную плиту сложной конструкции с пятью уровнями. Для инженера представить данную конструкцию весьма сложно, отсюда необратимы ошибки в проектировании, расчетах, что может очень негативно сказаться на качестве и сроках строительства. Как видно на рисунке 1, была выполнена 3D – модель данной плиты. Из данной модели автоматически были получены чертежи, планы, разрезы. Только благодаря проработке плиты в трехмерном виде удалось понять и грамотно запроектировать сложные узлы. Однако, как видно на рисунках 2 и 3, было замоделировано еще армирование фундаментной плиты. Рабочие чертежи, опалубочные планы, армирование плит, стен, получено автоматически. Примечательно, что спецификация арматуры на данную плиту также была получена без ручных расчетов.

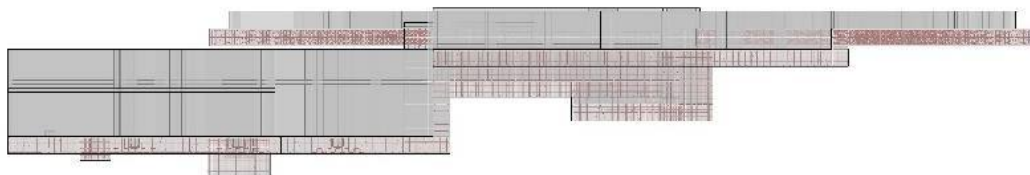


Рисунок 2 – Вид спереди фундаментной плиты

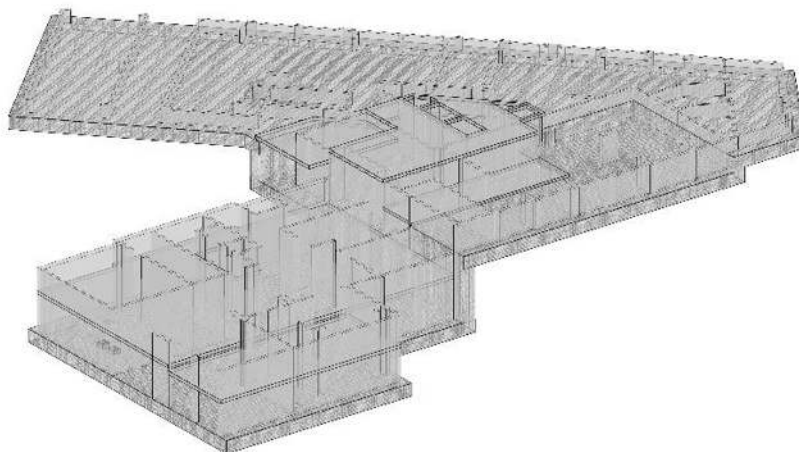


Рисунок 3 – Армирование фундаментной плиты

Второй пример – проектирование раздела КЖ0 трех-секционного жилого дома с подземной автостоянкой. Использование BIM – технологий позволило оперативно обрабатывать изменения в проекте, связанные с архитектурными правками. При окончательном утверждении планировок 3D – модель уже была готова к дальнейшей работе, а именно, статическому расчету и армированию. Как видно из рисунка 4 и 5, не составило труда конвертировать 3D модель в расчетную схему, а также смоделировать армирование.

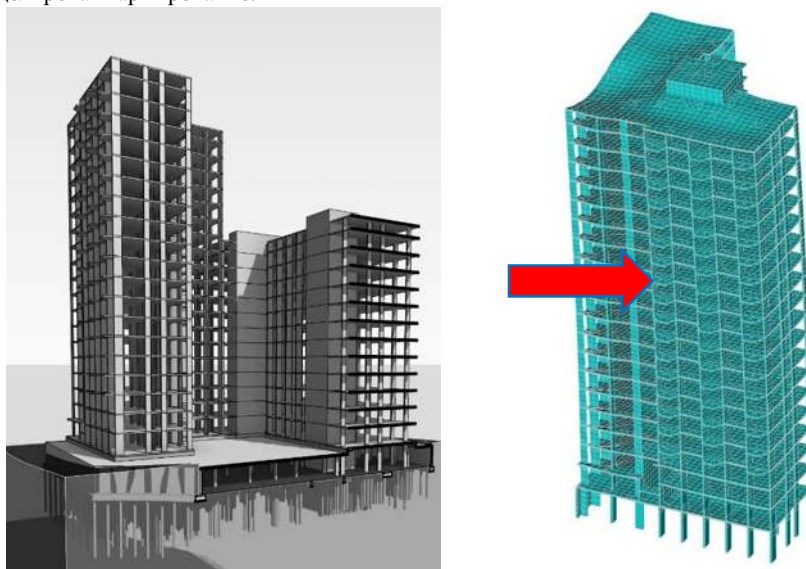


Рисунок 4 – Получение расчетной схемы из BIM модели

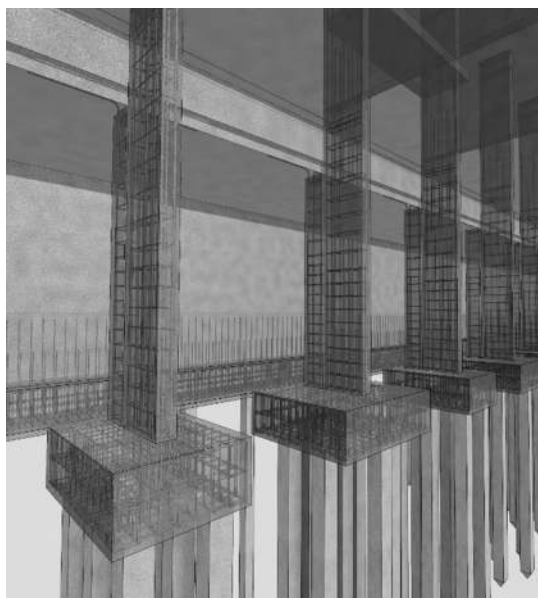


Рисунок 5 – Армирование подземного этажа

По опыту проектирования, сделаны выводы:

Использование BIM-технологий позволяет сократить затраты на строительство в среднем на 10-30% от бюджета. В то же время сроки проведения строительного-монтажных работ можно уменьшить на 10%.

Планирование бюджета на строительство, основанное на информационном моделировании, имеет в 4 раза меньше ошибок, чем при традиционном проектировании.

BIM-проектирование позволяет сэкономить от 20% до 50% времени, заложенного на разработку проекта.

Изменения вносятся в 3-5 раз быстрее, а физические и интеллектуальные пересечения между различными проектными дисциплинами (коллизии) отсутствуют.

Библиографический список:

1. <https://www.autodesk.ru/solutions/bim> - Информационное моделирование зданий
2. Попов И.В. Программа Autodesk Revit, достоинства и недостатки в строительном проектировании // VI Всероссийский фестиваль науки [Электронный ресурс]: сборник докладов в 2 т. Т 1. / Нижегород. гос. архитектур.-строит. ун-т; ред.кол.: И.С. Соболев, Н.Д. Жилина [и др.] – Н. Новгород: ННГАСУ, 2016 – 485 с. 61-64 с.

УДК 621.396.933.2

ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ КУРСОВОГО РАДИОМАЯКА ПОСАДОЧНОЙ РАДИОМАЯЧНОЙ ГРУППЫ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМОЙ ЛЁТНОГО КОНТРОЛЯ

Д.О. Пригчин

АО «Всероссийский научно-исследовательский институт радиоаппаратуры»

В связи с интенсивным развитием авиации и увеличением скоростей полётов летательных аппаратов (ЛА) непрерывно возрастают требования к качеству и объективности проверки параметров бортовой и наземной навигационной аппаратуры радиомаячных систем метрового и дециметрового диапазона.

Проверка параметров навигационной аппаратуры радиомаячных систем осуществляется, как на наземном оборудовании, так и на борту ЛА. Лётный контроль позволяет удостовериться в том, что параметры, установленные при наземном контроле, обеспечивают ЛА необходимой объективной навигационной информацией. Лётная проверка параметров радиомаячных систем проводится, как

правило, самолётом-лабораторией (СЛ), оборудованным автоматизированной системой лётного контроля (АСЛК) [1,2,3].

Цель лётной проверки – своевременный и качественный контроль соответствия параметров и характеристик наземных и бортовых радиотехнических средств для обеспечения безопасности полетов ЛА.

Важное место в составе посадочной радиомаячной группы (ПРМГ) занимает курсовой радиомаяк (КРМ).

Для КРМ ПРМГ лётной проверке подлежат следующие основные параметры:

- 1) Положение линии курса у начала взлётно-посадочной полосы (ВПП);
- 2) Ширина сектора курса;
- 3) Положение границ сектора курса относительно линии курса;
- 4) Крутизна характеристики выходного сигнала канала курса;
- 5) Асимметрия сектора курса.

1 Оценка положения линии курса по азимуту относительно оси ВПП

В соответствии с эксплуатационной документацией положение линии курса определяется при полете СЛ по курсовой линии с удаления 12-15 км.

Как правило, в АСЛК время измерений между отсчетами $t = 0,1$ с; расстояние, на котором происходит начальный видеозахват СЛ телевизионным устройством $S = 13$ км; скорость самолета при посадке $v = 55$ м/с; период контроля T составит

$$T = \frac{S[\text{м}]}{v[\text{м/с}]} = 236 \text{ с}, \quad (1)$$

Количество контрольных отсчетов определим по формуле

$$n = \frac{T[\text{с}]}{t[\text{с}]} = 2360. \quad (2)$$

Для оценки углового отклонения α_0 фактического положения линии курса ПРМГ относительно оси ВПП аэродрома следует определить значения углов траектории полета СЛ α_i в моменты контрольных отсчетов.

Для оценки положения линии курса в качестве исходных данных будем полагать, что сектор курса КРМ лежит в пределах 3-6 град; линия курса $\beta = 0$ град; количество контрольных отсчетов $n = 2360$; абсолютная погрешность измерения углов по каналу курса $\Delta\alpha = 1$ мин.

Для образования массива значений углового отклонения по азимуту используем функцию $\text{randn}(1,n)$, элементами которой являются случайные величины, распределенные по нормальному закону.

Тогда для контрольных отсчетов по азимуту и среднего значения фактического положения линии курса запишем выражения соответственно

$$\alpha_i = \Delta\alpha \times \text{randn}(1,n), \quad (3)$$

$$\alpha_0 = \text{sum}(\alpha_i) / n. \quad (4)$$

Результаты моделирования и вычислений при использовании пакета прикладных программ «Matlab» показали, что угловое отклонение линии курса $\alpha_0 = 0,017$ мин.

Угловое отклонение линии курса пересчитывается в линейное отклонение линии курса от оси ВПП у ее начала.

Полагаем, что расстояние от КРМ до начала ВПП $L = 4000$ м. Тогда для линейного отклонения получим

$$\Delta L = L \times \text{tg}(\alpha_0) = 0,019 \text{ м}. \quad (5)$$

2 Измерение сектора курса

В соответствии с эксплуатационной документацией номинальная ширина сектора курса у начала ВПП со стороны захода на посадку $l_0 = 210$ м.

Номинальный сектор курса зависит от геометрии аэродрома и определяется по формуле

$$\alpha_{\text{скн}} = \frac{l_0}{L} \times 57,3 = 3 \text{ град}. \quad (6)$$

Величина (положение) правой (левой) части сектора курса определяется по формуле

$$\alpha_{скп(л)} = \alpha_{утзн(л)} \pm \alpha_0 \pm \alpha_{0утзн(л)} [\text{град}]. \quad (7)$$

где $\alpha_{утзн(л)}$ – исходный угол, на который развернут механизм телевизионной камеры (ТЗК) вправо (влево), мин;

$\alpha_{0утзн(л)}$ – угловое отклонение правой (левой) границы сектора курса от исходного угла механизма телевизионной камеры (ТЗК).

Ширина сектора курса вычисляется как сумма углов, измеренных для правой и левой границ сектора по формуле

$$\alpha_{ск} = |\alpha_{скп}| + |\alpha_{скл}| [\text{град}], \quad (8)$$

Ширина полусектора курса вычисляется как сумма углов, измеренных на правой и левой его границах по формуле

$$\alpha_{нск} = |\alpha_{нскп}| + |\alpha_{нскл}| [\text{град}]. \quad (9)$$

В соответствии с эксплуатационной документацией погрешность установки заданных углов ТЗК $\sigma = 30$ сек.

Для оценки углового отклонения правой (левой) границы сектора курса от исходного угла механизма ТЗК используем функцию $\text{randn}(1, n)$, элементами которой являются случайные величины, распределенные по нормальному закону.

Результаты моделирования и вычислений при использовании пакета прикладных программ «Matlab» показали, что $\alpha_{0утзн(л)}$ составляет $\pm 7,428 \times 10^{-5}$ мин.

Для оценки величины (положения) правой части сектора курса воспользуемся формулой (7).

В результате вычислений $\alpha_{скп} = 3$ град, таким образом исходный угол, на который развернут механизм ТЗК вправо (влево) $\alpha_{утзн(л)}$ равен ± 90 мин; $\alpha_0 = 0,017$ мин; $\alpha_{0утзн(л)}$ составляет $\pm 7,428 \times 10^{-5}$ мин

$$\alpha_{скп} = 90 + 0,0177 + (7,428 \times 10^{-5}) = 90,017 \text{ мин} = 1,5 \text{ град}. \quad (10)$$

Для оценки величины (положения) левой части сектора курса воспользуемся формулой (7).

$$\alpha_{скл} = -90 - 0,0177 - (7,428 \times 10^{-5}) = -90,017 \text{ мин} = -1,5 \text{ град}. \quad (11)$$

Ширина сектора курса определяется по формуле (8).

$$\alpha_{ск} = |1,5| + |-1,5| = 3 \text{ град}. \quad (12)$$

Ширина полусектора курса определяется по формуле (9).

$$\alpha_{нск} = |1,5 / 2| + |-1,5 / 2| = 0,75 + 0,75 = 1,5 \text{ град}. \quad (13)$$

3 Определение крутизны характеристики канала курса

Крутизна характеристики выходного сигнала канала курса $S_{ккп(л)}$ правой (левой) части определяется после измерения ширины правой $\alpha_{скп}$ и левой $\alpha_{скл}$ частей сектора курса и вычисляется путем деления тока в цепи индикатора курса при полете СЛ по границам сектора курса на угловую величину правой или левой части сектора по формулам

$$S_{ккп(л)} = \frac{250}{\alpha_{скп(л)}} \left[\frac{\text{мкА}}{\text{град}} \right], \quad (14)$$

$$S_{ккп} = \frac{250[\text{мкА}]}{1,5[\text{град}]} = 166,6 \frac{\text{мкА}}{\text{град}}, \quad (15)$$

$$S_{ккл} = \frac{250[\text{мкА}]}{-1,5[\text{град}]} = -166,6 \frac{\text{мкА}}{\text{град}}. \quad (16)$$

где 250 мкА – ток компенсации в цепи индикатора курса, соответствующий границе сектора курса; $\alpha_{скп(л)}$ – величина правой (левой) части сектора курса.

Отклонения крутизны характеристики выходного сигнала канала курса от установленного значения справа (слева) определяются по формулам

$$\delta S_{ккп(л)} = \frac{\left| |S_{ккп(л)}| - |S_{нск}| \right|}{|S_{нск}|} \times 100\%, \quad (17)$$

$$\delta S_{ккп} = \frac{\|166,6\| - \|166,6\|}{|166,6|} \times 100\% = 0\%, \quad (18)$$

$$\delta S_{ккл} = \frac{\|-166,6\| - \|-166,6\|}{|-166,6|} \times 100\% = 0\%. \quad (19)$$

где $S_{нк}$ – номинальная крутизна характеристики выходного сигнала канала курса, установленная при первичной летной проверке радиомаяка, определяющаяся по формуле

$$S_{нк} = \frac{250}{\alpha_{\text{умпн}(л)}} \left[\frac{\text{мкА}}{\text{град}} \right] = \frac{250 [\text{мкА}]}{\pm 1,5 [\text{град}]} = \pm 166,6 \frac{\text{мкА}}{\text{град}}. \quad (20)$$

4 Определение асимметрии крутизны характеристики выходного сигнала канала курса

Асимметрия крутизны характеристики выходного сигнала канала курса определяется по формуле

$$A_{кк} = \frac{\|S_{ккп}\| - \|S_{ккл}\|}{\|S_{ккп}\| + \|S_{ккл}\|} \times 100\% = 0\%. \quad (21)$$

Оперативная оценка асимметрии сектора курса определяется по формуле

$$A_{ск} = \frac{\|\alpha_{скп}\| - \|\alpha_{скл}\|}{\|\alpha_{скп}\| + \|\alpha_{скл}\|} \times 100\% = 0\%. \quad (22)$$

Сведем результаты выполненной оценки контролируемых параметров КРМ в единую таблицу 1.

Таблица 1 – Результаты оценки контролируемых параметров КРМ ПРМГ

№ п/п	Наименование параметров	Размерность	Нормативная величина*	Результаты КРМ (ПРМГ)
1	Положение линии курса у начала ВПП	м	$\pm 7,5$	
	1) Линия курса 0 град, абсолютная погрешность измерения углов по каналу курса $\Delta\alpha = 1$ мин			0,019
	2) Линия курса 1 град			0,59
	3) Линия курса 1 град, абсолютная погрешность $\Delta\alpha = 1$ мин			0,03
2	Положение границ сектора курса относительно линии курса $a_{скп(л)}$	град	$\pm 1,5 - \pm 3$	
	1) При угловом отклонении α_0 0,017 мин справа (слева)			1,5 (-1,5)
	2) При угловом отклонении α_0 0,5 мин справа (слева)			1,5085 (-1,5085)
	3) При угловом отклонении α_0 60 мин справа (слева)			2,5 (-2,5)
3	Ширина сектора курса $a_{ск}$	град	3 - 6	
	1) При $a_{скп(л)} \pm 1,5$ град			3
	2) При $a_{скп(л)} \pm 1,5085$ град			3,017
	3) При $a_{скп(л)} \pm 2,5$ град			5
4	Крутизна характеристики выходного сигнала канала курса $S_{ккп(л)}$	%	≤ 40	
	1) При $a_{скп(л)} \pm 1,5$ град			0
	2) При $a_{скп(л)} \pm 1,5085$ град			0,52
	3) При $a_{скп(л)} \pm 2,5$ град			40
5	Асимметрия крутизны выходного сигнала канала курса $A_{кк}$	%	≤ 9	0

1) При $S_{\text{кк п(л)}} \pm 166,6 \frac{\text{мкА}}{\text{град}}$			
2) При $S_{\text{кк п(л)}} \pm 165,72 \frac{\text{мкА}}{\text{град}}$			
3) При $S_{\text{кк п(л)}} \pm 100 \frac{\text{мкА}}{\text{град}}$			

* - в соответствии с требованиями эксплуатационной документации на КРМ.

Как следует из таблицы 1, результаты оценки контролируемых параметров КРМ соответствуют нормативным требованиям эксплуатационной документации на КРМ.

Заключение

1) В процессе оценки основных параметров КРМ при помощи контрольных средств АСЛК получены численные значения основных параметров КРМ:

- при линии курса β равной 0 град и погрешности измерения углов по каналу курса $\Delta\alpha$ не более ± 1 мин положение линии курса у начала ВПП составляет 0,019 м;
- при линии курса β равной 1 град положение линии курса у начала ВПП составляет 0,59 м;
- при линии курса β равной 1 град и погрешности измерения углов по каналу курса $\Delta\alpha$ не более ± 1 мин положение линии курса у начала ВПП составляет 0,03 м;
- номинальный сектор курса $a_{\text{скн}}$ составляет 3 град;
- угловое отклонение правой (левой) границы сектора курса от исходного угла механизма телевизионной камеры (ТЗК) $\alpha_{\text{0утз п(л)}}$ составляет $\pm 1,238 \times 10^{-6}$ град;
- ширина сектора курса $a_{\text{ск}}$ составляет не более 5 град;
- крутизна характеристики выходного сигнала канала курса справа (слева) $\delta S_{\text{кк п(л)}}$ составляет не более 40%;
- асимметрия крутизны характеристики выходного сигнала канала курса $A_{\text{кк}}$ составляет 0%.

2) Полученные численные результаты оценки основных параметров КРМ соответствуют требованиям эксплуатационной документации и нормам действующего протокола лётной проверки радиомаячных систем (РМС) инструментального захода на посадку ЛА.

Библиографический список

1. Радиотехнические системы обеспечения посадки самолетов: учебное пособие / Ю.Е. Гушин, В.В. Кашинов, А.Н. Лапин и др. – Иваново: Ивановский энергетический институт; 1975. – 150 с.
2. Притчин Д.О. Методы оценки погрешности измерения коэффициента разнослышимости в радиомаячной системе посадки / Д.О. Притчин // Старт-2018. – 2018. - №51 – С. 65 – 66.
3. Притчин Д.О., Недобежкин М.И., Ву Хан Я.Л.,. Методы оценки погрешности измерения коэффициента разнослышимости навигационных сигналов инструментальной системы посадки дециметрового диапазона волн // «Военмех. Вестник БГТУ», 2018. №54. Т.2. С. 108 – 114.

УДК 621.375.026

РАЗРАБОТКА МНОГОПРОХОДНОГО ЛАЗЕРНОГО УСИЛИТЕЛЯ НА ОСНОВЕ ТОНКОГО ДИСКА УВ:УАG

Разуваева И.С., Патлан В.И.

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

В последнее время лазеры стали привлекательными и мощными инструментами в различных применениях науки и техники. Ключевыми параметрами лазера являются средняя мощность, энергия и длительность импульса, а также пиковая мощность, достижимые границы которых непрерывно расширяются. Из-за сложности эффективного охлаждения объема активной среды увеличение выходной мощности приводит к ухудшению качества излучения лазера. Для решения задачи повышения оптической мощности с требуемыми параметрами качества пучка предлагается использовать усилитель. При данном подходе параметры качества пучка определяются характеристиками лазера - задающего генератора, а усилитель является ответственным только за уровень выходной мощности.

Одной из основных проблем при разработке твердотельных лазерных усилителей является необходимость уменьшения термомеханических и термооптических искажений, вызванных выделением тепла в процессе генерации, приводящих к эффекту термической линзы, механическим напряжениям и другим эффектам. Последствиями таких эффектов могут быть: ухудшение качества луча, снижение мощности лазера и возможное разрушение материала среды. Особое влияние на качество луча оказывают температурные градиенты, перпендикулярные оси лазерного луча.

Распространенные конфигурации активных сред - стержни или слэбы, очень чувствительны к таким тепловым воздействиям из-за невозможности эффективного охлаждения по всему объему среды. В усилителях, основанных на тонком диске, поперечные температурные градиенты уменьшаются, поскольку отработанное тепло снимается с усиливающей среды в направлении, параллельном оси лазерного луча. Благодаря этой особенности дисковые усилители обладают низкой восприимчивостью к эффекту термической линзы и двулучепреломлению, вызванного внутренними напряжениями.

Лазерные усилители на тонких дисках хорошо подходят для генерации импульсов, как с высокой энергией, так и с большой частотой повторения из-за возможности создания больших апертур и маленькой толщины активного слоя, что имеет решающее значение для эффективного управления температурой усилителя. Еще одним преимуществом дискового усилителя является его масштабируемость в широком диапазоне средних мощностей путем изменения размера диска и/или количества дисков в усилителе.

Наиболее часто используемым материалом активной среды, благодаря своим физическим и механическим характеристикам, является алюмоиттриевый гранат (YAG), легированный редкоземельными металлами. Алюмоиттриевые гранаты, легированные ионами иттербия, считаются более подходящими для накачки, чем традиционные легированные неодимом кристаллы благодаря тепловым свойствам и характеристикам усиления. По сравнению с Nd:YAG кристаллами, кристаллы Yb:YAG обладают более широкой полосой поглощения, а время жизни верхнего уровня (τ_{Yb}) составляет порядка 1,2 мкс. Для лазерной генерации длительное время жизни верхнего уровня дает возможность достижения большей инверсии населенности и позволяет материалу накапливать больше энергии. Пиковые сечение поглощения на 940 нм и сечение излучения на 1030 нм показаны на рисунке 1. Ниже приведена сравнительная таблица с характеристиками кристаллов Yb:YAG и Nd:YAG.

Т а б л и ц а 1. Сравнение характеристик активных сред Yb:YAG и Nd:YAG

Параметры активной среды	Yb:YAG	Nd:YAG
Длина волны накачки, мкм	0.941	0.808
Ширина полосы поглощения, нм	8	2
Сечение поглощения, 10^{-20} см ²	0.75	6.7
Длина волны излучения, мкм	1.03	1.064
Сечение излучения, 10^{-20} см ²	2.2	28
Время жизни рабочего уровня, мс	1.2	0.23
Энергия насыщения, Дж/см ²	9.2	0.67
Интенсивность насыщения (кВт/см ²)	9.7	2.9

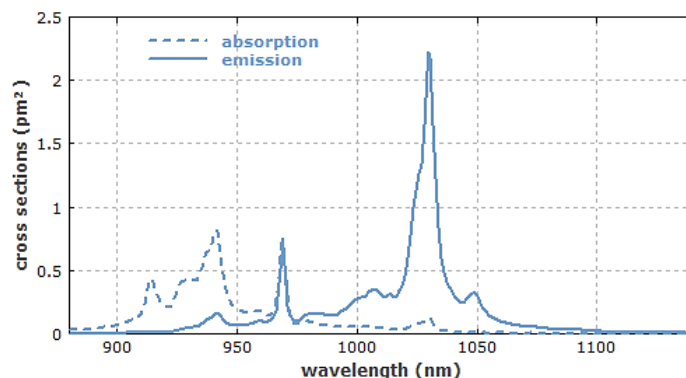


Рис. 1. Сечения поглощения и излучения Yb³⁺:YAG кристалла (при температуре 20°C) [1]

Усилитель, как и лазер, представляет собой квантрон, состоящий из системы подачи излучения накачки, активной среды и системы охлаждения, но в отличие от лазерного квантрона к усилителю подключается лазер - задающий генератор. Квантрон обеспечивает накачку активной среды - тонкого диска алюмоиттриевого граната легированного ионами иттербия. Поскольку диск достаточно тонкий, то двукратное поглощение энергии накачки будет низким, поэтому реализуется схема с многократным проходом накачки через активный элемент. На рисунке ниже показана эффективность поглощения излучения диском толщиной 350 мкм в зависимости от количества проходов.

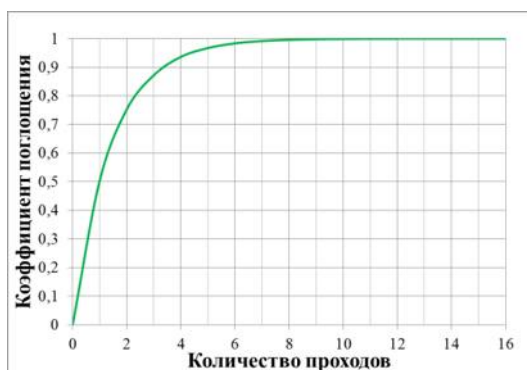


Рис. 2. Зависимость коэффициента поглощения от количества проходов

В предложенной схеме параллельный лазерный пучок от источника накачки фокусируется на диск с помощью параболического зеркала. Энергия излучения частично поглощается в объеме диска, а оставшая часть снова направляется на параболическое зеркало и распространяется далее. Затем при помощи трех отражательных призм и плоского зеркала этот пучок направляется на не засвеченный участок параболического зеркала. Прохождение пучка накачки, его поглощение, фокусировка и коллимация продолжают до того момента, пока вся рабочая поверхность параболического зеркала не будет задействована, а затем с помощью зеркала пучок перенаправляется по тому же оптическому пути в обратном направлении. Таким образом, в усилителе реализуется схема с 16 проходами излучения накачки через активную среду (8 отражений от задней поверхности диска).

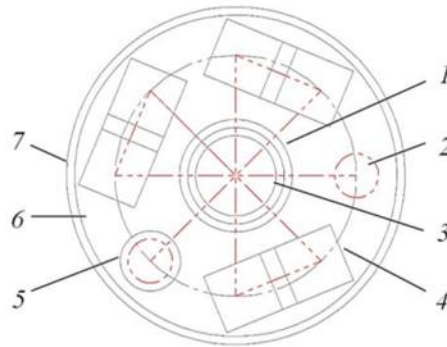


Рис. 3. Схема многопроходной накачки дискового усилителя: вид сверху. 1 – Отверстие для ввода излучения задающего генератора; 2 – пятно излучения накачки; 3 – диск Yb:YAG; 4 – оптическая призма; 5 – плоское зеркало; 6 – параболическое зеркало; 7 – основание.

Исходя из известных оптических и физических свойств активного элемента, энергетических свойств излучения накачки и задающего генератора, можно рассчитать параметры усилителя. В качестве задающего генератора выбран иттербиевый пикосекундный волоконный лазер с длиной волны 1030 нм, средней выходной мощностью 20 Вт и длительностью импульса 45 пс [2]. Источниками накачки приняты 9 непрерывных высокомоощных лазерных модулей мощностью 350 Вт каждый, с длиной волны 940 нм [3].

$$W_{\text{погл}} = F_n \cdot \sigma_{\text{погл}}, \quad (1)$$

где: $W_{\text{погл}}$ – вероятность поглощения фотона; F_n – плотность потока фотонов; $\sigma_{\text{погл}}$ – сечение поглощения.

$$N_n = \frac{E_n \cdot W_{\text{погл}} \cdot k_m}{E_\phi \cdot S_n \cdot L}, \quad (2)$$

где: N_n – концентрация фотонов накачки; E_n – энергия накачки; k_m – коэффициент поглощения за m -ый проход; E_ϕ – энергия фотона; S_n – площадь пятна; L – длина оптического пути (толщина диска).

$$\gamma_0 = (2 \cdot N_n - N_{Yb}) \cdot \sigma_{\text{изл}}, \quad (3)$$

где: γ_0 – показатель усиления; N_{Yb} – количество ионов иттербия; $\sigma_{\text{изл}}$ – сечение излучения.

$$K = e^{2 \cdot \gamma_0 \cdot L}, \quad (4)$$

где: K – коэффициент усиления.

По теоретическим расчетам, полученным с помощью выше приведенных формул коэффициент усиления составил 85. В результате усиления средняя мощность излучения возросла с 20 Вт до 1,7 кВт. Внешний вид разработанного усилителя показан на рисунках 4, 5 (ход лучей накачки и усиливаемого излучения показаны условно).

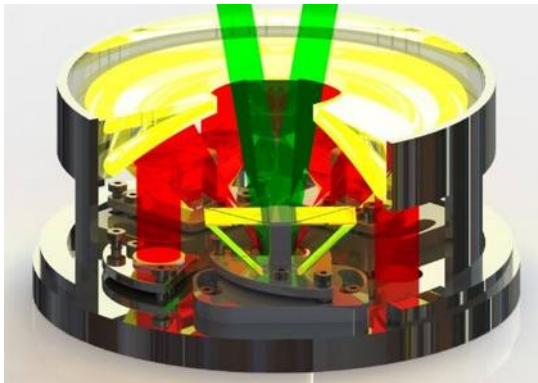


Рис. 4. Внешний вид разработанного усилителя в разрезе без системы охлаждения

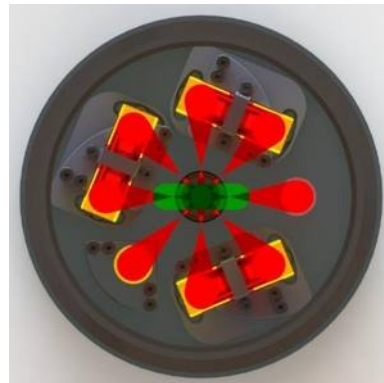


Рис. 5. Разработанный усилитель: вид сверху

Библиографический список

1. Jochen Speiser. Thin Disk Lasers – History and Prospects. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://doi.org/10.1117/12.2231529>, свободный.
2. GENKI 10 – пикосекундный лазер с низким уровнем шума. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://sphotonics.ru/catalog/pikosekundnyelazeryotonefive/genki10>, свободный.
3. Азимут фотоникс – оптоэлектронные компоненты [Электронный ресурс]: Мощные лазерные диоды в диапазоне 900-2000 нм, 2017-2018 – Режим доступа: <http://azimp.ru/catalogue/Powerful-laser-modules-with-optical-output1/60/>, свободный.
4. Звелто О. Принципы лазеров / Пер. под науч. ред. Т. А. Шмаонова. – 4-е изд. – СПб.: Лань, 2008. – 720 с.

УДК 004.658.2 (УДК 004.658.4)

СИСТЕМА ДОКУМЕНТООБОРОТА КАФЕДРЫ НА БАЗЕ SMARTPLANT FOUNDATION

М.А. Семенова, А.В. Клочков

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

В современном мире при проектировании и реализации глобальных проектов основной целью является минимизация расходов всех ресурсов, включая время. При этом снижение затрат не должно влиять на качество и возможность адаптации к возникающим изменениям в ходе реализации проекта.

При проектировании и строительстве предприятий возникает ряд трудно разрешимых задач, таких как управление информацией о предприятии при её непрерывном изменении, согласование инженерных данных между различными приложениями и программным обеспечением, а также автоматизированное отслеживание изменений и корректировка данных, возникших вследствие этих изменений.

Комплексным решением подобных проблем является универсальный консолидирующий инструмент в виде системы управления данными SmartPlant Foundation (далее SPF). SPF - продукт американской компании Intergraph, которая в настоящее время принадлежит Hexagon PPM.

SmartPlant Foundation используется в проектировании в качестве дополнительного приложением, выступая в роли центра обмена данными между основными инструментами компании Intergraph:

1. Intergraph Smart 3D (системы проектирования промышленных объектов повышенной сложности);
2. SmartPlant P & ID (проектирование функционально-технологических схем);
3. SmartPlant Instrumentation (выполнение всего объема работ, связанного с проектированием контрольно-измерительных приборов и автоматики);
4. SmartPlant Electrical (проектирование и дальнейшее информационное сопровождение электрических распределительных сетей промышленных объектов);

5. SmartPlant Materials (управление материальным обеспечением, логистическими цепочками, а также взаимоотношениями с субподрядчиками и поставщиками) и другие (рис. 1).

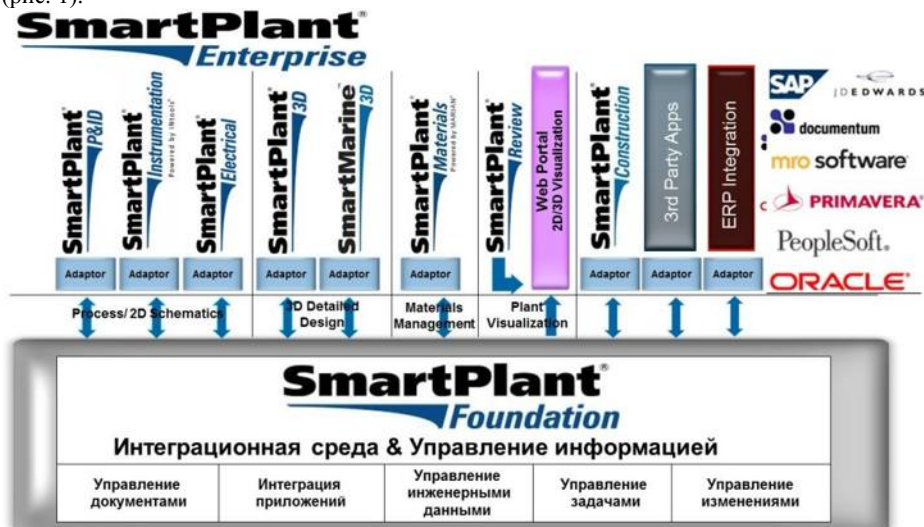


Рис. 1. Интеграционная концепция SmartPlant Foundation

SPF обеспечивает интеграцию и обмен данными с информационными системами сторонних производителей. Помимо текстовых файлов, поддерживаются файлы типов известных CAD программ, таких как Autodesk AutoCAD и Civil 3D (DWG, DXF), SolidWorks (SAT), XMpLant (XML), Aveva PDMS (RVM, RVS), Intergraph PDS (PRP, DRI, DGN), Intergraph SmartPlant 3D (SVF, VUE).

Система управления данными SPF изначально была предназначена для качественного поддержания и сопровождения данных в течение всего жизненного цикла предприятия. На начальном этапе разработки обеспечивается одновременная и совместная работа с различными исполнителями, конструкторскими бюро и компаниями. Далее, в ходе эксплуатации системы, обеспечивается непрерывная поддержка актуального состояния информации о предприятии, инженерных разработках, данных о поставщиках, спецификациях основных и вспомогательных процессов.

На сегодняшний день, пользователями решений Intergraph на территории России являются компании различных отраслей. В их числе государственные и коммерческие компании в области атомной энергетики, металлургии, добычи и переработки нефти и газа.

В статье предлагается вариант использования системы управления данными SPF на примере автоматизации документооборота кафедры высшего учебного заведения.

Существующие системы документооборота кафедры в первую очередь нацелены на автоматизацию управленческой деятельности кафедры как структурного подразделения ВУЗа. Они включают в себя обработку писем, контроль исполнения приказов и распоряжений, поступающих на кафедру от вышестоящих органов управления – факультета, ректората и прочих. Такие системы мало приспособлены к основной деятельности кафедры – учебной. С учетом появления новых требований к хранению учебной документации, которые связаны с внедрением электронных баз данных, основными особенностями стали:

1. Необходимость обработки и просмотра файлов различного формата в единой системе.
2. Активный обмен версиями учебных работ между преподавателем и студентом с сохранением истории разработки.
3. Формирование портфолио студента.

Планируется обрабатывать такую информацию, как рабочие программы дисциплин, досье преподавателей и студентов и их учебное портфолио: лабораторные работы, курсовые проекты, домашние задания, практические и контрольные работы. Процесс проверки и сдачи перечисленных учебных материалов предполагается автоматизировать. Установление контакта и организация канала обмена данными между студентом и преподавателем в ходе образовательного процесса является ключевой идеей предлагаемой разработки, благодаря которой процесс обучения должен стать более продуктивным при одновременном снижении временных затрат.

Преимущества использования системы управления данными SPF в качестве платформы для документооборота кафедры:

1. Возможность отображения в «едином окне» интерфейса данных разного формата: 3D и 2D моделей, текстовых, графических и видео-файлов, полученных в различных специализированных программах. Использование технологии «единого окна», исключает необходимость установки на компьютеры клиентов системы документооборота дополнительного программного обеспечения и снижает потребность в дорогостоящих лицензиях.
2. Возможность организации гибких связей между различными объектами, обрабатываемыми в системе. Например, возможность организации связей между учебными работами по автору, руководителю, консультанту, исследуемому объекту, использованному методу расчета и т.д., что облегчает поиск нужной информации. В качестве примера можно привести порядок нахождения необходимых сведений (рис.2).

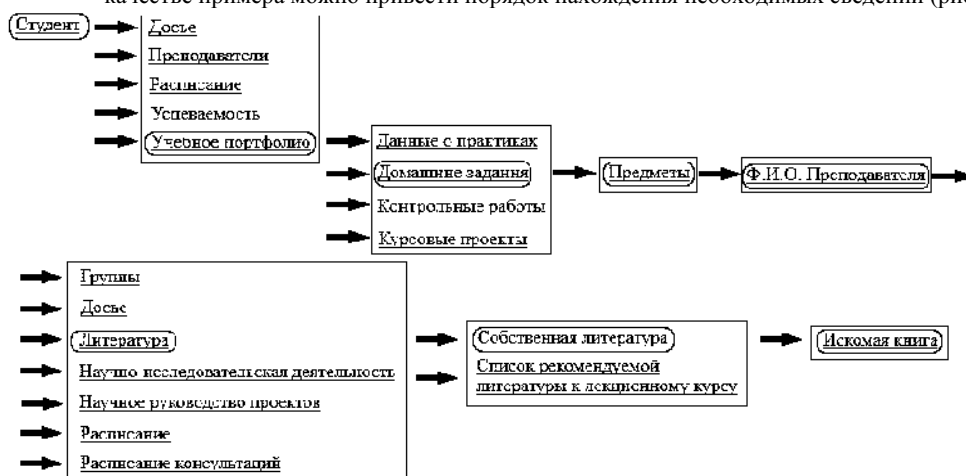


Рис. 2. Пример структурной схемы нахождения нужной информации

Поддерживать в актуальном состоянии такую объемную и динамично изменяющуюся информацию в обычных базах данных или на бумажных носителях довольно проблематично. При использовании системы управления данными SmartPlant Foundation, все работы будут храниться и изменяться с последующим фиксированием внесения новых данных. Открытие файлов с различными расширениями больше не будет проблемой, так как все они смогут открываться в едином пользовательском окне. Отслеживание изменений, легкость и простота нахождения требуемых данных увеличат эффективность работы и уменьшат время поиска необходимой информации без изучения пользователем сложного механизма интеллектуального анализа данных.

Используемая университетом система управления обучением Moodle (модульная объектно-ориентированная динамическая обучающая среда), представляет собой свободное веб-приложение, распространяющееся по универсальной общедоступной лицензии. Moodle предоставляет возможность организации курсов для онлайн-обучения, тестирования и контроля учебного процесса, однако не обладает всеми возможностями и преимуществами системы SmartPlant Foundation.

В настоящий момент БГТУ «ВОЕНМЕХ» обладает лицензией на учебную версию SmartPlant Foundation. Студентами кафедры А5 «Процессов управления» ведется внедрение системы SPF в учебный процесс. Работы проводятся при поддержке компании ИТСК (Информационно-Технологическая Сервисная Компания – дочернее предприятие ПАО «Газпром нефть»).

Библиографический список

1. SmartPlant Foundation Visualizing Key Information from Complex Data Sources. URL: https://www.intergraph.com/assets/pdf/SmartPlant_Foundation.pdf (дата обращения 20.03.2019)
2. SmartPlant Enterprise. URL: http://esg.spb.ru/software/item/smartplant_enterprise (дата обращения 20.03.2019)
3. SmartPlant Enterprise Leverage your plant data. URL: <http://www.intergraph.com/ppm/spe.aspx> (дата обращения 20.03.2019)

**ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ АЛГОРИТМА ПОВЕДЕНИЯ ВРЕДНОСНОГО
ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ НА ХАРАКТЕР ЭПИДЕМИЙ В ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫХ
СЕТЯХ**

А.А. Царева

Научный руководитель – ст. преподаватель Н. А. Задорина

Рыбинский государственный авиационный технический университет имени П.А. Соловьева

Проблема информационной безопасности в настоящее время становится все более актуальной. Количество атак вредоносного программного обеспечения (ПО) неуклонно возрастает. В связи с этим актуальна задача прогнозирования распространения вредоносного программного обеспечения.

Характер распространения эпидемии определяется множеством факторов. В предыдущих работах было выявлено, что наиболее значимыми параметрами в распространении эпидемии являются количество узлов в сети, наличие антивирусного ПО, топология сети, алгоритм поведения вредоносного ПО. Были рассмотрены следующие факторы, влияющие на развитие эпидемии:

1. Возможность повторного заражения узла
2. Создание и рассылка собственных копий вредоносным ПО
3. Наличие на некоторых узлах антивирусного ПО

Согласно этим факторам рассматриваются 4 возможных алгоритма поведения вируса:

1. Вирус может пытаться заразить уже зараженный узел, при этом не создает своих копий.
2. Вирус заражает только ранее не зараженные узлы и не создает собственные копии
3. Вирус может заразить уже зараженный узел и создает для рассылки собственные копии.
4. Вирус заражает только ранее не зараженные узлы и создает свои копии.

В предыдущих работах автора было выявлено, что аналитическое моделирование позволяет дать достаточно грубую оценку, а также существующие аналитические модели не учитывают все те факторы, которые согласно нашей гипотезе имеют наибольшее влияние на характер развития эпидемии в локальной сети. Поэтому было целесообразно провести имитационное моделирование. Для этой цели была разработана программа, моделирующая распространение вредоносного ПО в локальной сети. Модель локальной сети, состоящая из трех подсетей, соединяющихся через определенные узлы, определяется матрицей инцидентности.

Таблица 1. – Матрица инцидентности

Номер вершины	Инцидентные вершины
1	2,3,4,5
2	1,3,4,5
3	1,2,4,5
4	1,2,3,5,6
5	1,2,3,4,6,7
6	4,5,7,8,9,10
7	5,6,8,9,10,11
8	6,7,9,10,15
9	6,7,8,10
10	6,7,8,9
11	7,12,13,14,15
12	11,13,14,15
13	11,12,14,15
14	11,12,13,15
15	8,11,12,13,14

В разработанной программе топология сети фиксирована. Это обуславливается тем, что в настоящее время практически все локальные сети имеют топологию звезда. Было решено построить сеть таким образом, чтобы она имела подсети, поскольку, если сеть не имеет подсетей, то процесс распространения эпидемии сводится к тривиальному процессу.

Данная программа рассматривает описанные алгоритмы поведения вируса в условиях наличия или отсутствия антивирусного ПО. Было проведено моделирование с различными начальными вершинами, частотой попыток заражения и вероятностью успешного обнаружения вредоносного ПО антивирусом. Для каждого набора параметров было проведено 1000 экспериментов и посчитаны средние значения.

Были проведены испытания, направленные на:

1. Сопоставление процессов развития эпидемии для моделей, учитывающих разный набор факторов.
2. Сопоставление процессов развития эпидемии в зависимости от начального узла.
3. Сопоставление процессов развития эпидемии при различном уровне и характере защиты от вредоносного ПО.

По результатам испытаний, направленных на сопоставление процессов развития эпидемии для моделей, учитывающих разный набор факторов, были выявлены следующие средние значения времени распространения эпидемии (при начальном узле -1 и в моделях с антивирусным ПО оно установлено на всех рабочих станциях и обнаруживает вредоносное ПО с вероятностью 0,5):

Таблица 2. – Зависимость времени эпидемии от различных наборов факторов

Номер эксперимента	Факторы			Время распространения, врем.ед
	Повторное заражение (+/-)	Вирус создает свои копии (+/-)	Антивирусное ПО (есть на всех узлах (+), не установлено ни на одном узле (-), есть на некоторых узлах (*))	
1	-	+	-	252,23
2	+	+	-	287,61
3	-	-	-	4697,36
4	+	-	-	4783,32
5	-	+	*	261,9
6	+	+	*	300,87
7	-	-	*	4447,08
8	+	-	*	4404,12

По результатам испытаний, направленных на сопоставление процессов развития эпидемии в зависимости от начального узла, были выявлены следующие средние значения времени распространения эпидемии (антивирусное ПО установлено на всех рабочих станциях и обнаруживает вредоносное ПО с вероятностью 0,5, нет повторного заражения и вирус создает свои копии):

Таблица 3. – Зависимость времени эпидемии в зависимости от начальной вершины

Номер начальной вершины	Время заражения, врем.ед.
1	267,26
2	271,25
3	265,25
4	246,68
5	247,04
6	203,6
7	140,63
8	201,8
9	209,56
10	216,62
11	236,43
12	253,87
13	257,41
14	249,6
15	250,27

По результатам испытаний, направленных на сопоставление процессов развития эпидемии при различном уровне и характере защиты от вредоносного ПО., были выявлены следующие средние значения времени распространения эпидемии (антивирусное ПО установлено на всех рабочих станциях и обнаруживает вредоносное ПО с вероятностью 0,5, нет повторного заражения и вирус создает свои копии):

1. Если в одной из подсетей, которые соединены напрямую только с одной подсетью, на рабочих станциях не установлено антивирусное ПО, то скорость эпидемии будет больше, если эпидемия начнется со станции из этой подсети.

При начальной вершине -1 время эпидемии – 262,26.

При начальной вершине -11 время эпидемии – 140,55.

2. Если в подсети, которая соединена напрямую с двумя подсетями, на рабочих станциях не установлено антивирусное ПО, то скорость эпидемии будет больше, если эпидемия начнется со станции из этой подсети.

При начальной вершине -1 время эпидемии – 276,28.

При начальной вершине -11 время эпидемии – 200,05.

3. Если в подсети установлено антивирусное ПО различной степени защиты, то

Лучше защищен узел связанный с другими двумя подсетями, время заражения - 284,12

Лучше защищены узлы из подсети имеющей доступ к двум другим подсетям, время заражения – 316,6

Лучше защищены узлы из подсетей, имеющих связь только с одной подсетью, время заражения – 262,41.

Таким образом, наиболее быстрое заражение происходит, когда вирус создает свои копии и не пытается заразить уже зараженные узлы. В случае, когда вирус не создает свои копии эпидемия развивается крайне медленно, независимо от возможности повторного заражения и наличия антивирусного ПО. Наиболее быстро эпидемия развивается из узла имеющего доступ в две другие подсети, практически также быстро эпидемия развивается из узлов, имеющих доступ хотя бы в одну другую подсеть. Также было выявлено, что антивирусное ПО не всегда помогает в достаточной мере сдерживать развитие эпидемии. Достаточная эффективность установки антивирусного ПО наблюдается только в том случае, когда антивирус установлен на узлах, имеющих доступ в несколько подсетей.

УДК 621.396.24

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ КАНАЛА РАДИОУПРАВЛЕНИЯ И ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ БПЛА Яфясов Р.Р., Моисеева Н.М.

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

Современные малогабаритные беспилотные летательные аппараты широко применяются в военных операциях по всему миру. Они выполняют задачи передачи разведанной телеметрической информации, организации радиоэлектронной борьбы, контроля территории и т.д. [1]

В связи с тем, что на данный момент нет достаточно продуманного искусственного интеллекта способного полностью автономно управлять летательным аппаратом, присутствует необходимость в системе радиоперехвата.

Одним из способов реализации управления БПЛА является создание канала управления и обмена данными с помощью геостационарного спутника. Геосинхронная орбита проходит над Землей на высоте порядка 42164 км, один спутник может покрыть 34% земной поверхности, следовательно, тремя такими спутниками можно управлять устройством на всей территории планеты. Однако, этот метод обеспечивает слишком маленькую скорость передачи данных, большие затраты на мощность сигнала, низкую помехоустойчивость и высокую стоимость реализации проекта.

Ещё одним методом управления можно выделить сотовую систему подвижной связи, но в таком случае область действия беспилотника будет ограничена областью покрытия радиовышек, к тому же появится дополнительная нагрузка на данные станции, так как этот способ применяется в системах сотовой связи, ВВС, авиации и др. Оптимальным является реализация прямого радиоканала между БПЛА и наземным НПУ.

Главными препятствиями на пути создания систем связи дальнего действия являются:

- Обеспечение радиовидимости между ЛА и НКУ.

- Компенсация сильного затухания сигнала на трассе.

Прямую видимость между ЛА и НКУ можно осуществить посредством выбора более высокой траектории БПЛА и увеличением высоты подъёма наземной антенны. Передача данных с высокой скоростью на расстояния более 100 км становится доступной только с внедрением ретрансляторов.

Для компенсации большого затухания сигнала надо увеличить выходную мощность передатчика и коэффициент усиления приёмника.

Многие задачи, решаемые современными комплексами беспилотных летательных аппаратов, требуют наличия высокоскоростных линий передачи информации между БПЛА и наземным комплексом управления. Например, задачи оперативного мониторинга или разведки с помощью технологий БПЛА предполагают получение на борту и доставку на НКУ растровых изображений разного разрешения, получаемых с датчиков различных диапазонов длин волн. Наиболее распространенная на сегодняшний день технология передачи информации заключается в непрерывной трансляции изображения по мере его получения в цифровом или аналоговом формате, структура которого не меняется в течение всего полета. Необходимо учесть, что непрерывная трансляция изображений имеет следующие особенности:

- значительная часть визуальной информации может не иметь искомым признаков;
- отсутствует гарантия достоверной доставки информации;
- требуется постоянное излучение сигнала передатчиком, что позволяет легко обнаружить БПЛА и установить его координаты.

Существующая технология доставки изображения не эффективно использует ресурсы радиоканала. В этой связи становится актуальным решение следующих задач:

- реализация функции гарантированной доставки (особенно для изображений высокого пространственного разрешения);
- реализация адаптивного снижения разрешения видеопотока в зависимости от актуального бюджета канала связи;
- реализация возможности получения прошлого снимка в полном разрешении с целью уточнения деталей изображения;
- создание адаптивной системы передачи информации, способной эффективно использовать энергетический и спектральный ресурс канала связи [2-4].

Как правило, на борту БПЛА размещаются не менее двух систем связи: дуплексная/полудуплексная аппаратура передачи командно-телеметрической информации и симплексная система передачи информации полезной нагрузки [1]. Аппаратура передачи командно-телеметрической информации предназначена для низкоскоростной передачи командной информации с НКУ на борт БПЛА и низкоскоростной передачи телеметрической информации с борта БПЛА на НКУ. Аппаратура передачи информации полезной нагрузки предназначена для односторонней высокоскоростной передачи информации полезной нагрузки с борта БПЛА на НКУ. [2] Без учета рефракции в атмосфере и при отсутствии препятствий на пути распространения радиоволн существует возможность организации прямой связи между БПЛА и НКУ на дальностях до 100 км. Для повышения дальности работы системы связи необходимо увеличивать высоту полета ЛА и использовать мачтовые сооружения для антенны НКУ (рис. 1).

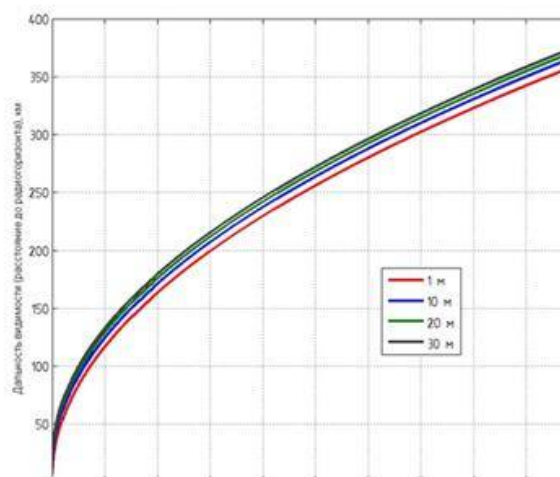


Рис. 1. Дальность прямой видимости БПЛА в зависимости от высоты полета и высоты подъема антенны НКУ.

Большое расстояние между БПЛА и НКУ приводит к большому затуханию сигнала на трассе (рис. 2), которое необходимо компенсировать повышением выходной мощности сигнала передатчиков и использованием антенных систем с большим коэффициентом усиления.

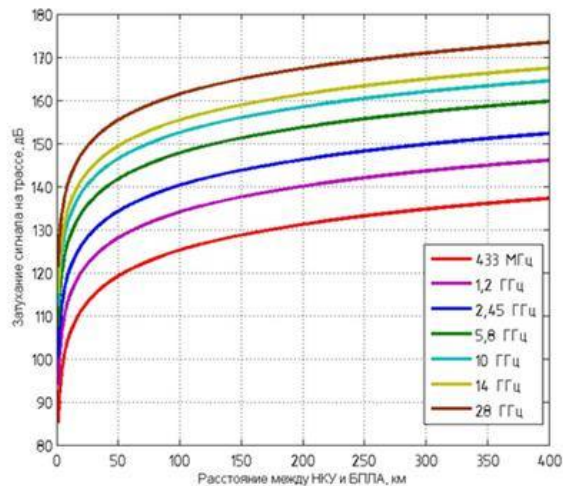


Рис. 2. Затухание сигнала на трассе для различных диапазонов длин волн и при различном расстоянии между БПЛА и НКУ.

Передача информации с высокой скоростью (десятки и сотни Мбит/сек) возможна только в диапазонах частот выше 1 ГГц. Для обеспечения бюджета канала связи при большом затухании сигнала на трассе необходимо использовать направленные антенны на борту БПЛА.

Кольцевая антенная решетка (рис. 3) может быть использована для создания антенной системы с управляемым направлением максимума диаграммы направленности. Благодаря кольцевой симметрии антенной решетки удастся получить направленные диаграммы, которые мало меняются при сканировании в пределах 360° в плоскости решетки.

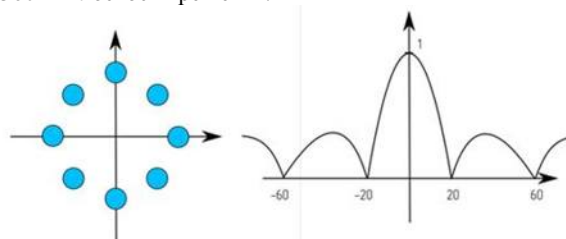


Рис. 3. Кольцевая антенная решетка.

Для получения большого коэффициента усиления кольцевой антенной решетки необходимо увеличивать число элементов (32, 64 и более). Преимуществом антенной решетки является возможность немеханического сканирования как в азимутальной плоскости, так и по углу места. При этом во время сканирования передача сигнала может не прерываться. Использование многоэлементной антенной решетки осложняется необходимостью изготовления сложных и дорогих диаграммообразующих устройств. [2]

Для каналов управления современных БПЛА малого класса наиболее характерным является применение быстрой псевдослучайной перестройки рабочей частоты (ППРЧ), который повышает помехоустойчивость РТС и скрытность. Для радиоприемного, радиоконтрольного и радиоизмерительного оборудования начального или среднего класса, обнаружение самого факта работы РЭС «быстрого ППРЧ» является крайне сложной задачей. Даже для имеющего достаточно высокие характеристики поискового РПУ, задача надежного выявления самого факта работы РЭС «быстрого» ППРЧ - носит негарантированный, во многом случайный характер. При высокой степени помехоустойчивости - критические нарушение функции управления БПЛА наступают только в случае подавления практически 100% каналов «сетки ППРЧ». В случае не подавления даже 1-2 каналов, у

оператора БПЛА сохраняется возможность осуществлять устойчивое управление летательным аппаратом. [3]

Для канала управления данного БПЛА (ППРЧ) характерно:

- диапазон – 2.4 ГГц;
- 40-канальная «сетка ППРЧ» в полосе 40 МГц;
- быстродействие ППРЧ – 1000 ск/сек;
- ширина одиночного импульса – около 1.1 МГц;
- между импульсный интервал – около 0.8 ГГц.
- Тип модуляции – OFDM.
- Количество каналов «сетки ППРЧ» – до 40.

Для одновременной связи с несколькими БПЛА в простейшем случае используются кодированные OFDM-сигналы. В системе управления используется ассиметричное шифрование сигнала. [4]

Для увеличения точности координат БПЛА используется модуль GPS/ГЛОНАСС, но в связи с уязвимостью данной технологии к spoofing-атакам, применяются жестко направленные антенны на борту ЛА. [5] Вдобавок, необходимо отказаться от аналоговых радиоканалов управления, так как они наиболее подвержены взлому, поэтому основные каналы будут цифровыми.

В итоге применения всех вышеуказанных решений, получаем летательный аппарат способный передвигаться на расстояния до 100 км, с достаточно высоким быстродействием передачи телеметрических данных, большой помехоустойчивостью и разведзащищенностью, точным позиционированием и защитой от наиболее актуальных атак РЭБ.

Библиографический список

1. Радиоавионика ; [редкол.: А. А. Марков (пред.) и др.]. - Санкт-Петербург : Политехника, 2016. – 587
2. <http://uav-siberia.com/news/postroenie-sistem-svyazi-besplotnykh-letatelnykh-apparatov-dlya-peredachi-informatsii-na-bolshie-ra/> (дата обращения 19.03.2019).
3. http://specintek.ru/media/uav/uav_detection/ (дата обращения 19.03.2019).
4. В. Слюсар радиолинии связи с БПЛА. Примеры реализации, ЭЛЕКТРОНИКА: Наука, Технология, Бизнес -2010. -5. -56-60.
5. <https://topwar.ru/106252-uyazvimost-kanalov-upravleniya-shtatovskimi-takticheskimi-bpla-tehnologicheskie-momenty.html> (дата обращения 19.03.2019).

УДК 621.548

УДК 625.4

ПРИМЕНЕНИЕ ВЕТРОГЕНЕРАТОРОВ С ВЕРТИКАЛЬНОЙ ОСЬЮ ВРАЩЕНИЯ В УСЛОВИЯХ МЕТРОПОЛИТЕНА

З.Р. Атауллин, А.А.Гомзин

*10 Научная рота Военной академии материально-технического обеспечения
им.генерала армии Хрулева А.В., г.Санкт-Петербург.*

Один из способов получения энергии – это использование силы ветра. Установив ветряной преобразователь, можно превратить кинетическое движение воздушных масс в механическое вращение ротора, с которого, в свою очередь, перенаправить крутящий момент, например, на электрический генератор. Таким образом, будет выработана электроэнергия от возобновляемого природного источника, — ветра.

Данный метод получения энергии является безопасным, но все же имеет недостатки. К примеру, неблагоприятное воздействие ветроэнергетики на окружающую среду, которая выражается в следующем:

1) отчуждение земель;

Ветровые генераторы не могут находиться близко друг к другу, так как вследствие интерференции их мощность будет пониженной. Ветровые электростанции требуют приблизительно 0,1 км² свободного пространства на 1 мегаватт номинальной мощности.

2) влияние на животный мир;

Влияние на животный мир выражается в опасности для водных организмов, птиц и насекомых. Воздействие на ихтиофауну наиболее опасно в период строительства ВЭС: нарушения в среде обитания приводят к миграциям и гибели рыбы. Воздействие на морских млекопитающих (дельфины, тюлени, киты) невелико. В период сооружения изменяются донные осадки и структура турбулентных потоков, что неблагоприятно отражается, прежде всего, на донных организмах. Величина воздействия зависит от характера субстрата, оно минимально в случае скальных донных грунтов. В период эксплуатации при передаче электроэнергии по подводному кабелю у рыб и донных животных может возникнуть реакция отпугивания и тогда кабельная линия станет препятствием для миграции рыб. Что касается воздействия на птиц, то их гибель птиц составляет 0,3-0,4 птицы на 1 гигаватт-час электроэнергии.

3) шумовое воздействие;

Шумовое и визуальное воздействие относительно невелико.

4) визуальное воздействие;

5) электро-, радио- и телевизионные помехи.

Из-за отражения радиоволн УКВ- и СВЧ-диапазона от движущихся лопастей нарушается нормальная работа навигационного оборудования авиалайнеров и затрудняется прием телевизионных передач.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что использование ветрогенераторов (ветроустановок) в открытой местности имеет множество ограничений и недостатков.

Для более экологичного использования ветрогенераторов предлагается способ использования ветрогенератор в закрытых местностях (например, в метрополитене).

С учетом необходимости наличия ветра для работы ветрогенераторов, было проведены исследования и получены следующие результаты:

Средняя скорость движения поездов в метро составляет 40 - 50 км/час, а с учётом остановок, разгонов и торможений – 40 км/ч.

Таблица 1. Статистика средних скоростей метropоездов в городах РФ и СНГ

№	Город	Средняя скорость движения метropоездов, км/ч (м/с)
1	Москва	48,6 (13,5)
2	Санкт-Петербург	45,2 (12,55)
3	Киев	43,4 (12,05)
4	Нижний Новгород	47,9 (13,83)



Б)

Рисунок 1 – Расположение оборудования в метро

Как видно из рис.1 в тоннелях метро возможно устанавливать оборудование различного назначения. При этом мы видим, что имеется достаточно места для установки ветрогенераторов с малым диаметром.

Наиболее эффективно будет работать ветрогенератор с пятью лопастной конструкцией. Она обладает гораздо большим геометрическим заполнением. Отсюда вытекает и оборотистость при относительно малом ветре, а также большой быстроходностью, что является хорошим показателем.

Материалом для изготовления основы ветроколеса, за исключением лопастей, послужит алюминий, так как он обладает малым весом и достаточной прочностью. Так же он не подвержен коррозии, что в условиях метро очень необходимо.

Полученные или ожидаемые результаты.

Для автономной работы любого ветрогенератора необходима минимальная скорость ветра равная 2 м/с.

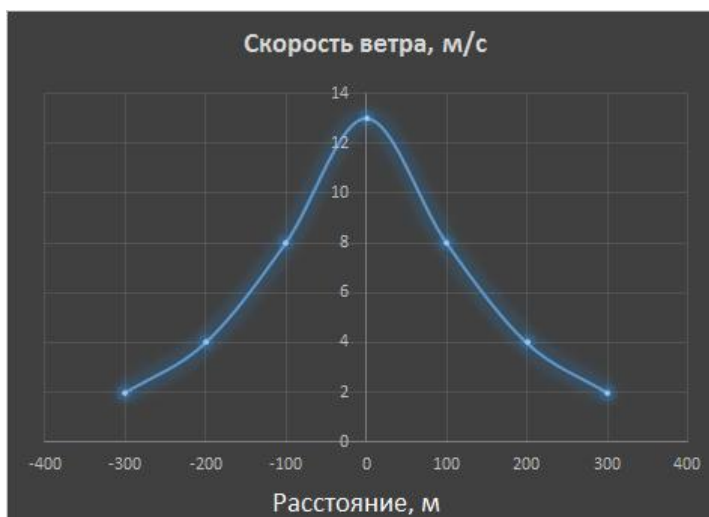


Рисунок 2 – Зависимость скорости ветра относительно приближения подвижного состава.

Для определения допустимых размеров ветрогенератора с вертикальной осью вращения были спроектированы чертежи с габаритами подвижного состава, строений и оборудования. При этом учитывалось то, что обслуживающий персонал должен свободно перемещаться по тоннелю и не иметь никаких препятствий.

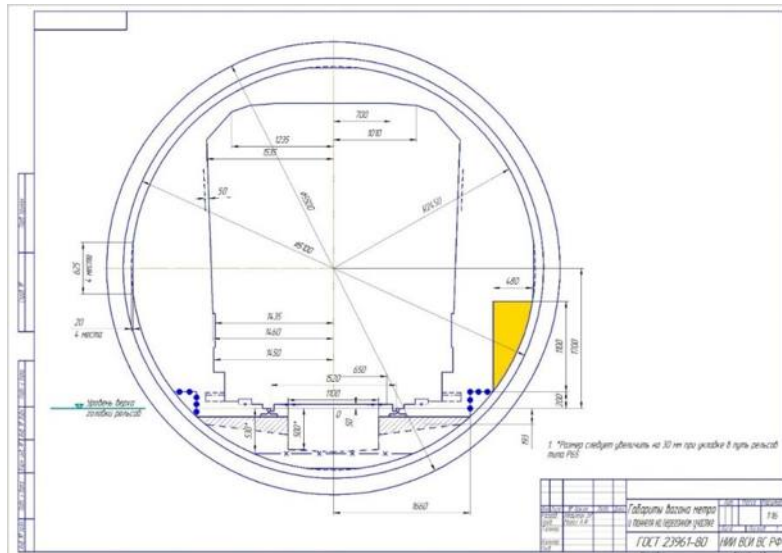


Рисунок 3 - Совмещенный чертеж габаритов оборудования, подвижного состава и приближения строений.

Из рис.3 видим, что ветрогенератор должен быть в пределах габаритов 480 * 1100 мм.

Короткий интервал между поездами (3...4 мин. в часы «пик» снижающийся до 1,5 мин) с непродолжительным (3,5...4 ч и только в ночное время) обеспечит практически бесперебойную работу ветрогенераторов в тоннелях метро.

Пример: работа метрополитена в сутки 18 часов, длина вагона в поезде метро – 19,2 м, в среднем в поезде 6 вагонов, средний интервал между поездами 3 минуты, скорость движения поезда на перегонных участках 60 км/ч (16,7 м/с)

тогда:

18 * 60 = 1080 минут – работа метрополитена в сутки;

1080/3 = 360 поездов – проезжает за сутки мимо одного ветрогенератора;

19,2 * 6 = 115 м – длина одного поезда;

115 / 16,7 = 7 с – время проезда поездом мимо ветрогенератора (при максимальной скорости вращения ветрогенератора 16,73 м/с);

360 * 7 = 2520 с = 42 мин = 0,7 час – время работы одного ветрогенератора при скорости ветра 16,73 м/с (в сутки).

Определим вырабатываемую одним ветрогенератором мощность.

Мощность ветрогенератора зависит от мощности воздушного потока (N), определяемой скоростью ветра и ометаемой площадью:

$$N = pSV^3 / 2$$

где: V — скорость ветра, p — плотность воздуха, S — ометаемая площадь.

Ометаемая площадь—площадь через которую проходит ветровой поток. Для пропеллерных ветрогенераторов, это площадь круга: $S = 3.14 \times D^2 / 4$, где S-ометаемая площадь, D-диаметр пропеллера. Для вертикальных: $S = D \times H$, где D-диаметр ветроколеса, H-его высота.

D = 0,35 м, H = 0,6 м.

Плотность воздуха p = 1,28 кг/м³.

Ометаемая площадь S = 0,35 * 0,6 = 0,21 м².

Определим мощность одного ветрогенератора при максимальной скорости ветра 16,73 м/с:

N = 1,28 * 0,21 * 16,73/2 = 629 Вт.

Далее по формуле подставляя получим:

$$N_1 = 1,28 * 0,21 * 2^3 / 2 = 1,07 \text{ Вт при } 2 \text{ м/с};$$

$$N_2 = 1,28 * 0,21 * 4^3 / 2 = 8,6 \text{ Вт при } 4 \text{ м/с};$$

$$N_3 = 1,28 * 0,21 * 8^3 / 2 = 68,81 \text{ Вт при } 8 \text{ м/с};$$

$$N_4 = 1,28 * 0,21 * 12^3 / 2 = 232,24 \text{ Вт при } 12 \text{ м/с}.$$

Определим время работы ветрогенератора при приближении и удалении поезда, т.е. при разных скоростях ветра.

Скорость ветра, отмеченная точками на графике (2, 4, 8 м/с) будет средней при проезде поездом очередных 100 метров пути (50 метров до точки, 50 метров после). График по приближению симметричен графику по удалению, следовательно, расчетные значения умножаются на два (т.е. каждая точка графика скорости ветра считается для 200 метров). Участки приближения и удаления по 50 метров до и после места расположения ветрогенератора рассчитаем как один участок длиной 100 метров со средней скоростью ветра 12 м/с.

Расчитаем время проезда поездом участков 200 метров и 100 метров.

$$t_{200} = 200 / 16,73 = 12 \text{ с.}$$

$$t_{100} = 100 / 16,73 = 6 \text{ с.}$$

Определим время проезда поездами данных участков 200 метров и 100 метров в течение суток.

$$T_{200} = 12 * 360 = 4320 \text{ с} = 1,2 \text{ ч.}$$

$$T_{100} = 6 * 360 = 2160 \text{ с} = 0,6 \text{ ч.}$$

Определим количество вырабатываемой энергии (по отдельным участкам) в сутки, учитывая коэффициент использования энергии ветра (КИЭВ) равный 0,5:

$$A = (629 * 0,7 + 1,07 * 1,2 + 8,6 * 1,2 + 68,8 * 1,2 + 232,2 * 0,6) * 0,5 =$$

$$= 336,8 \text{ Вт} * \text{ч.}$$

При установке 10 ветрогенераторов будем получать энергию приблизительно равную 3,36 кВт * ч в сутки.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что данный научно-технический продукт сможет обеспечить энергией:

- информационные стойки (стенды);
- места для зарядки телефонов;
- терминалы банкоматов (как источники бесперебойного питания);
- слаботочные системы;
- освещение тоннелей;
- аварийно-ремонтные бригады при работе в ночное время;

А также, аккумулировать энергию для последующего использования.

Библиографический список

1. Poznauka: Интернет портал: Классификация ветроэнергетических установок. Подъемная сила и сила сопротивления. – URL: <http://poznauka.org/s46846t1.html> Дата обращения 10.05.2017
2. Безруких П.П., П.П. Безруких (мл.), С.В. Грибков Ветроэнергетика. Справочно-методическое издание. «Теплоэнергетик» Москва, 2014 – Том 1, УДК 621.47
3. EnergyLand: Интернет портал сообщества ТЭК: ВЭУ с вертикальной осью вращения: сравнительная оценка технических решений и перспективы развития – URL: <http://www.energyland.info/analytic-show-52412>. Да-та обращение: 20.05.2017
4. Игнатьев К.В. Управление автономным асинхронным генератором при переменной скорости вращения. СПбГЭТУ «ЛЭТИ». Санкт-Петербург, 2014 - УДК 681.51
5. Ковчин С.А., Сабинин Ю.А. Теория электропривода. «Энергоатомиздат» Санкт-Петербургское отделение, 2000. ISBN 5-283-04508-0
6. Иванов – Смоленский А.В. Электрические машины. Издательство МЭИ. 2004. – Том 1 УДК 621.313
7. Радин В. И., Брусникин Д. Э., Зохорович А. Е. Электрические машины. Асинхронные машины. "Высшая школа" Москва, 1988г.
8. Бесекерский В.А. Теория систем автоматического управления. «Профессия» Москва, 2007
9. Черных И.В. Моделирование электротехнических устройств в MATLAB, SimPowerSystems и Simulink. «ДМК Пресс». Москва, 2008 - УДК 004.438
10. Автоматизация и Электрика: асинхронный генератор – URL: <https://www.asutpp.ru/generator/asinxronnyj-generator.html> Дата обращения: 20.05.2017

УДК 621.3

МИНИАТЮРНЫЙ ЭЛЕКТРОПРИВОД ДЛЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ФОРМОЙ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Гамадаева Д.Г., Горбунов А.В.

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

В настоящее время широко распространено применение трансформируемых конструкций космического назначения, которые при транспортировке в составе космического аппарата находятся в сложенном положении. Конструкция по прибытии на орбиту должна принять заданную форму. Существует большое количество способов раскрытия и фиксации элементов трансформируемых конструкций в пространстве, как активных, так и пассивных. Увеличение габаритов конструкции привело к необходимости разработки активных систем настройки формы. Так, для конструкций, в основе которых лежат пространственные вантовые системы поддержания формы, одним из основных элементов систем управления формой является исполнительное устройство, предназначенное для регулировки длины формообразующих вант и тросов. Известно применение электромеханических актуаторов различного типа, состоящих из комбинации электромеханического привода, редуктора и различных систем намотки или перебора троса располагаемых на силовых элементах трансформируемых конструкций. Данное техническое решение, при условии не усложнения вантовой структуры, ограничивает количество точек управления формой. Одним из вариантов решения проблемы увеличения точек регулировки является применение индивидуальных электроприводов.

Электропривод для управления формой трансформируемых конструкций представляет собой исполнительное устройство, кинематическая схема (рисунок 1) которого включает в себя последовательно соединённые двигатель с установленным на его валу датчиком Холла для контроля положения вала, планетарной передачи, червячной передачи, двух шкивов, установленных на оси червячной передачи, и подшипников качения.

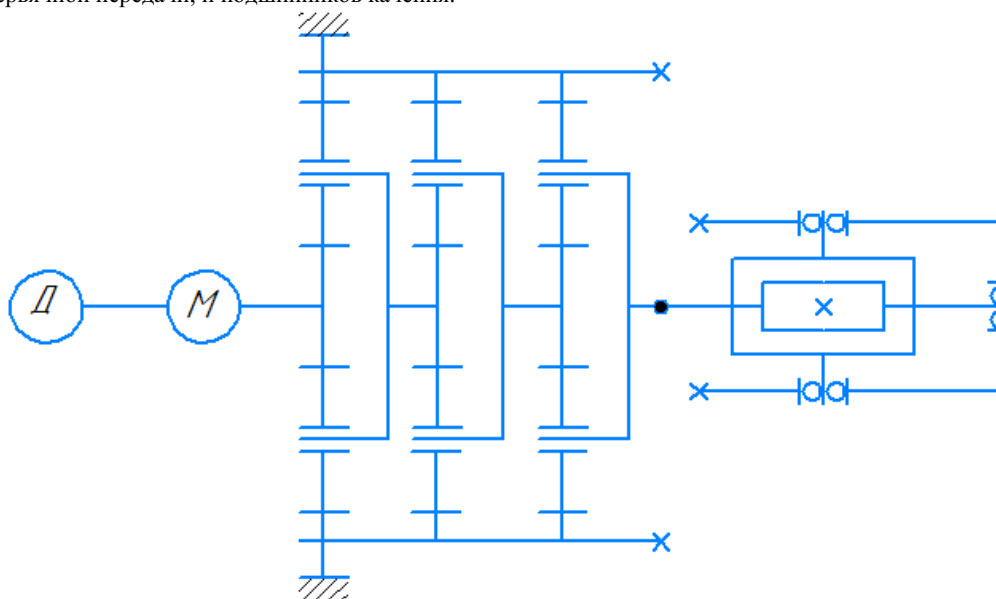


Рисунок 1. Кинематическая схема электропривода, слева направо: датчик, двигатель, планетарный редуктор, червячная передача со шкивами и подшипниками.

Так как к описываемому исполнительному устройству не предъявлялись требования по ограничению скорости намотки (смотки) троса, решаемой задачей в разработке электропривода являлась минимизация массогабаритных характеристик. На первом этапе проектирования было принято решение об использовании самотормозящей червячной передачи, которая обеспечит плавную передачу движения только в одном направлении - от червяка к колесу. Также червячное зацепление обеспечивает возможность получения большего передаточного числа при малых габаритах системы.

Задавшись модулем зацепления червячной передачи, равным 0,4, и количеством зубьев – 32, были рассчитаны геометрические и прочностные характеристики червячного колеса и червяка

(таблицы 1, 2). Материал венца червячного колеса - бронза оловянная литейная. Допускаемое контактное напряжение 600 МПа. По результатам анализа была получена величина расчётного контактного напряжения 392,536 МПа. Это даёт запас прочности выше, чем в 1,5 раза, что обеспечивает достаточно надёжную работу полученной червячной передачи при расчётной нагрузке 3 Н. Момент силы на шестерне равен 0,0204 Нм.

Таблица 1. Расчёт на прочность и износостойкость ортогональной передачи "Цилиндрический червяк - Цилиндрическое косозубое колесо" при действии максимальной нагрузки

Наименование и обозначение параметра		Червяк ^{z1}	Зубчатое колесо ^{z2}
<i>Исходные данные</i>			
Число витков (зубьев)	z_1, z_2	1	32
Модуль, мм	m	0,4	
Коэффициент диаметра червяка	q	10	
Вид червяка	—	ZI	
Угол профиля исходного контура	α_{n1}, α_{n2}	19°11'58"	20°00'00"
Степень точности	—	9-D	9-D
Коэффициент смещения червяка (исходного контура)	x_1, x_2	0	-0,081
Межосевое расстояние, мм	a_w	8,4	
Передаточное число	u	32	
Твердость активных поверхностей витков червяка, HRC	—	45	
Шероховатость активных поверхностей витков	—	Ra0,63	
Материал венца червячного колеса	—	БрО10Ф1 ГОСТ 613-79	
Притирка в паре	—	нормальная	
Расчетная нагрузка (крутящий момент на червячном колесе), Н*м	T_{max}	0,05	
Частота вращения червяка, об/мин	n_{max}	1	
<i>Определяемые параметры</i>			
Скорость скольжения, м/с	v_s	0	
<i>Расчёт на контактную прочность</i>			
Расчётное контактное напряжение, МПа	σ_{Hmax}	392,536	
Допускаемое контактное напряжение, МПа	σ_{HPmax}	600	
Коэффициент запаса по контактным напряжениям	η_H	1,529	
<i>Расчёт на прочность при изгибе</i>			
Расчётное напряжение изгиба, МПа	σ_{Fmax}	25,138	
Допускаемое напряжение изгиба, МПа	σ_{FPmax}	120	
Коэффициент запаса по напряжениям изгиба	η_F	5,238	

Расчёт на износостойкость		
Коэффициент трения в паре	f	0,09
Допускаемая нагрузка (крутящий момент на червячном колесе), Н*м	T_{lim}	0,609
Коэффициент запаса по износостойкости	n_H	12,171

Таблица 2. Геометрический расчёт ортогональной передачи "Цилиндрический червяк - Цилиндрическое косозубое колесо"

Определяемые параметры		
Межосевое расстояние, мм	a_w	8,4 ± 0,03
Передаточное число	u	32
Делительный диаметр, мм	d	4 12,864
Угол наклона зубьев на делительном цилиндре зубчатого колеса	β	5°44'21"
Делительный угол подъема	γ	5°42'38"
Начальный угол подъема	γ_w	5°42'38"
Основной угол подъема	γ_b	20°00'00"
Основной диаметр, мм	d_b	1,099 12,082
Высота витка червяка, мм	h_1	0,9
Высота головки витка червяка, мм	h_{ad}	0,4
Диаметр вершин, мм	d_a	4,8 13,6
Диаметр впадин, мм	d_f	3,001 11,8
Длина нарезанной части червяка, мм	b_1	4,2
Ширина венца зубчатого колеса, мм	b_2	2
Радиус кривизны переходной кривой червяка, мм	ρ_{fl}	0,14
Угол зацепления	α_w	19°17'52"

Исходя из полученных геометрических характеристик червяной передачи, был спроектирован минимально возможных размеров корпус электропривода. Он представляет собой два симметричных элемента с отверстиями для облегчения массы. В корпусных элементах были сделаны углубления для позиционирования червячной передачи и двигателя. В качестве материала был выбран TECASINT серии 1051. Данный материал является угленаполненным полиимидом. Он обладает идеальным сочетанием требуемых характеристик для работы в космосе, представленных в таблице 3: высокие значения износостойкости и прочности при низком коэффициенте теплового линейного расширения, устойчивость к радиации и высоким температурам. Корпусные элементы между собой скрепляются винтовым соединением. Размеры конструкции не превышают 57x21x8 мм.

Таблица 3. Характеристики ТЕКАСИТ-1051

Показатель	Данные
Плотность, кг/м ³	1410
Температура пл., °С	305-370
Разрушающее напряжение МПа, при: -растяжении -изгибе	120 -

-сжатии	53
Относительное удлинение при разрыве, %	10
Ударная вязкость кДж/м ²	10
Твердость по Бринеллю, МПа	200
Теплостойкость по Мартенсу, °С	-
Морозостойкость, °С	-250
Водопоглощение за 24 часа, %	4,5
Коэффициент трения по стали	0,8
Показатели пожароопасности:	
Т _в -температура воспламенения	-
Т _{св} -температура самовоспламенения	-
Предел прочности, МПа	120
Относительное удлинение, %	-
Модуль упругости, МПа	4500
Твердость, МПа	240
Предел рабочих температур (верхний/нижний), °С	-250/+275
Коэффициент теплового расширения при 50-200° С, 10 ⁻⁶ х К ⁻¹	40

Для электропривода был выбран бесколлекторный скоростной двигатель постоянного тока MAXON ECX SPEED с минимально возможным диаметром корпуса 6 мм. В комплектации двигателя предусмотрен датчик Холла. Момент, развиваемый на валу, - 0,322 мНм.

Для того чтобы подобрать редуктор для электропривода, необходимо учесть следующее: КПД червячных передач обычно колеблется в пределах 0,7-0,75; передаточным числом передачи является количество зубьев - 32. Из выше описанного получаем, что величина крутящего момента на валу меньше момента силы на колесе в 32 раза и с учетом КПД червячной передачи составляет примерно 0,5 мНм. Таким образом, передаточное число редуктора должно быть не менее 1,5. С учетом коэффициента запаса 2, из представленной продукции MAXON был выбран редуктор PLANETARY GEARHEAD GP с диаметром корпуса 6 и передаточным числом 57:1

Работа электропривода, представленного на рисунке 2, осуществляется следующим образом. Двигатель приводит во вращение планетарный редуктор. Установленный на его выходном валу червяк осуществляет перемещение червячного колеса, которой в свою очередь передаёт вращение двум расположенным на его оси шкивам с тросами. Таким образом тросы наматываются на шкивы в противоположных направлениях.

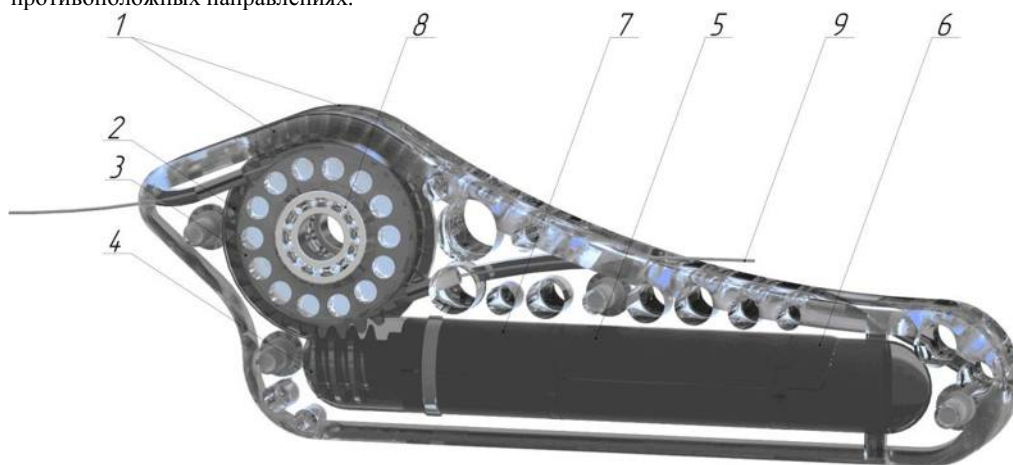


Рисунок 2. Структурная схема электропривода: 1 – корпусные элементы, 2 - червячное колесо, 3- шкив, 4 - червяк, 5 - электродвигатель, 6 - датчик Холла, 7 - редуктор, 8 - шариковый подшипник, 9 - трос.

В результате проделанной работы был получен компактный, лёгкий, технологичный электропривод для систем управления формой трансформируемых конструкций. Масса конструкции – не более 16 г. Себестоимость – около 11,5 тыс. руб. В настоящее время идёт разработка стенда, предназначенного для испытаний электропривода.

Библиографический список

1. Глухарев Е.И., Зубарев Н.И. Зубчатые соединения. Ленинград.: Машиностроение, 1983.
2. Крылов А.В., Чурилин С.А. Особенности процесса раскрытия крупногабаритных трансформируемых замкнутых космических конструкций // Красноярск: Решетнёвские чтения, 2014.
3. HIGH PRECISION DRIVES AND SYSTEMS. 2018-2019. – Sachseln, Switzerland: Maxon Motor AG, 2018. – 508 с.

УДК 623.8/9

ОРГАНИЗАЦИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБМЕНА С ГЛУБОКОВОДНЫМИ АВТОНОМНЫМИ НЕОБИТАЕМЫМИ ПОДВОДНЫМИ АППАРАТАМИ

А.А. Буцких, В.Д. Мелентьев

Научная рота ВУНЦ ВМФ «Военно-морская академия»

В условиях ведения высокотехнологичных боевых действий на море остро встает необходимость организации информационного обмена между кораблями-носителями и морскими робототехническими комплексами, например, такими как автономные обитаемые подводные аппараты (АНПА). Основными требованиями, предъявляемыми к беспроводным системам связи, в независимости от среды передачи и вида используемых сигналов, остаются скорость и достоверность передаваемой информации. Усилия разработчиков различных модулей гидроакустических систем связи (ГАСС) в первую очередь направлены на достижение высоких показателей качества, но при этом не должны уходить на второй план и такие важные для автономных систем показатели как энергопотребление и надежность, что напрямую зависит от используемой элементной базы. Информацию под водой можно передавать при помощи различных каналов связи (оптического, радио, проводного), но основным беспроводным каналом является гидроакустический, причем при выполнении задач АНПА подо льдом гидроакустический канал становится единственно возможным для взаимодействия с обеспечивающим кораблем.

Эффективность применения АНПА во многом зависит от возможностей его системы управления (СУ), создание которой представляет собой весьма нетривиальную задачу, поскольку она, кроме обеспечения выполнения поставленной задачи, должна принимать решение в различных трудно предсказуемых нештатных ситуациях. Кроме того, при принятии решения приходится учитывать большое количество ограничений, обусловленных автономностью аппарата, средой обитания, ограниченными ресурсами.

Для двухсторонней связи АНПА необходимо использовать радиомодем со скоростью передачи данных не менее 20 кбод на дистанции не менее 7. Поддерживаются следующие возможности связи:

- передача на борт АНПА команд СУ, позволяющих управлять его движением по поверхности;
- перепрограммирование и перезапуск АНПА с новой миссией;
- получение данных с борта АНПА.

Важной составляющей является аппаратура гидроакустических командного информационного каналов связи. Система гидроакустической связи, телеуправления и телеметрии обеспечивает на дистанциях до 14 км прием команд управления и излучение сигналов ответа (при общем числе команд 15-22 и скорости передачи – единицы бод), передачу на судно текущей телеметрической информации, содержащей значения скорости, курса, высоты, глубины и координат АНПА, а также прием телеметрической информации с борта судна.

Информационный канал ГАСС в составе АНПА представляется в двух вариантах:

- система высокоскоростной односторонней передачи данных по гидроакустическому каналу для оперативного контроля хода обзорно-поисковых работ путем передачи кадров ТВ и акустических изображений, полученных на борту АНПА;
- система двухсторонней передачи данных для контроля и супервизорного управления АНПА.

Можно выделить основные требования, предъявляемые к современным гидроакустическим информационно-измерительным комплексам:

- автономность работы, обусловленная повышением функциональности подводного объекта и автоматизацией выполнения миссий;
- низкое энергопотребление, обусловленное ограничением массогабаритных показателей (системы элементов питания составляют значительную часть подводных объектов);
- высокая точность обнаружения момента прихода сигналов для обсервации и высокая помехоустойчивость передачи данных, обусловленные выполнением более сложных миссий без вмешательства человека;
- повышенная дальность функционирования, обусловленная уменьшением количества используемых подводных объектов.

Гидроакустический канал, как известно, имеет принципиальные отличия от радио и проводных каналов связи. Для него характерны следующие особенности:

- зависимость коэффициента затухания гидроакустических сигналов от частоты;
- малые скорости распространения;
- многолучевое распространение.

Высокая направленность параметрической антенны значительно улучшает ситуацию с многолучевостью.

Таким образом, необходимо использование сложных сигналов, согласованных с волноводом, так как дисперсия в волноводе приводит к изменениям структуры сигнала, что может быть использовано в пространственной обработке сигналов для их сжатия и тем самым повышение дальности гидроакустических систем.

Проблема организации информационного обмена с АНПА приобрела актуальность в 2019, в связи с тем, что фонд перспективных исследований собирается в 2019 году изучить Марианскую впадину с помощью сверхглубокого автономного необитаемого подводного аппарата «Витязь». Во время исследования аппарат изучит дно и объекты, которые находятся внутри впадины. Кроме того, он соберет гидрологические данные и проведет фото и видео привязку (рисунок 1). Первые данные о максимальных глубинах Марианского желоба получены английским судном "Челленджер" в 1951 году - тогда была зафиксирована отметка 10 963 метра. По результатам измерений, проведенных в 1957 году советским научно-исследовательским судном "Витязь", предельная глубина достигала 11 035 метров. Глубочайшая точка получила название "отметка Челленджера" - она на 2187 метров дальше от поверхности океана, чем Эверест (8848 м) - НАД его уровнем.

Российские учёные хотят устроить прямую трансляцию из Бездны - со всех уступов, поворотов и глубин Марианского желоба. И на этой без преувеличения предельной глубине продемонстрировать работающие технологии и робототехнику, пригодные не только для научных целей и подводной геологоразведки, но и для добычи конкреций полезных ископаемых.

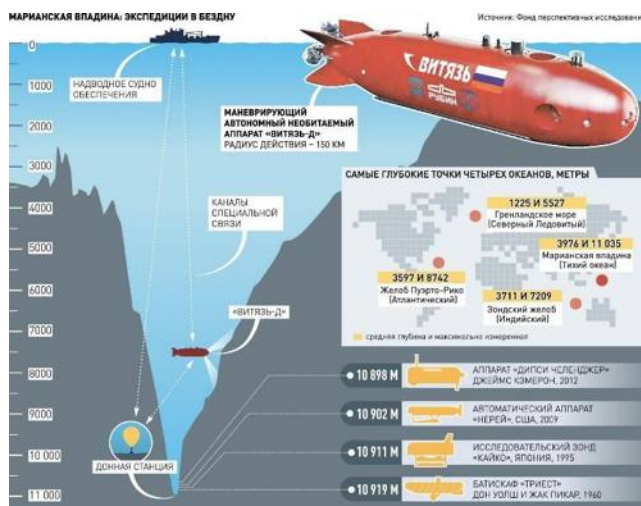


Рис. 1 – План экспедиции в Марианский желоб.

Вода по сравнению с воздухом обладает большей плотностью и меньшей сжимаемостью. В связи с этим скорость звука в воде в четыре с половиной раза больше, чем в воздухе, и составляет 1440 м/сек. Что в условиях большой глубины Марианской впадины приведёт к большим задержкам при обмене командами управления АНПА «Витязь» с оператором находящимся на поверхности.

При изучении способов передачи информации от погруженных АНПА различного назначения можно выделить два основных направления. Первое, когда аппарат после окончания миссии поднимают на борт корабля-носителя и либо подключают к нему кабель, либо по Wi-Fi - радиоканалу скачивают информацию от средств обнаружения для последующего анализа. Второй, когда аппарат в подводном положении присоединяется к подводному доковому устройству и с помощью механического подключения к линии передачи (как правило, волоконно-оптической) передает информацию на пункт управления. По гидроакустическому каналу связи происходит только обмен данными управления. При функционировании гидроакустических средств передачи информации необходимо учитывать их технические возможности, а при изменении гидроакустических условий и тактической обстановки требуется их адаптация. Эффективным способом достижения максимальной скорости передачи является увеличение полосы пропускания линии передачи

Применение частотного разделения и кодирования команд системы могут работать с различным числом объектов, а количество жестко заданных команд составляет несколько десятков. Информационный канал ГАСС в составе АНПА представляется в двух вариантах: система высокоскоростной односторонней передачи данных по гидроакустическому каналу для оперативного контроля хода работ путем передачи кадров ТВ и акустических изображений, полученных на борту АНПА, система двухсторонней передачи данных для контроля и супервизорного управления АНПА.

В качестве варианта для реализации исследования алгоритмов работы модема ГАСС предлагаем аппаратное решение, суть которого заключается в использовании системы ПЛИС типа FPGA. Это позволило провести полнофункциональную реализацию алгоритмов на современной элементной базе, характеристики которой удовлетворяют требованиям надежности и энергопотребления. Данная технология обладает большей гибкостью, поэтому они подходят для обработки видеосигнала с высоким разрешением. FPGA легко модернизировать и потому нет риска, что система быстро устареет. Сочетание на одной платформе ARM процессора, предназначенного для выполнения алгоритмов обработки видеосигнала, и матрицы FPGA, для построения связующей логики, является оптимальным решением. Применение FPGA позволяет разгрузить DSP — матрица посчитает SAD в 10 раз быстрее. Это освободит процессор для других задач. На FPGA выполняется процесс фильтрации изображения, т.к. вычисления требуют выполнения многочисленных вычислительных операций в секунду. В итоге мы получаем высокоскоростную обработку и передачу сигнала. Использование ПЛИС позволяет проектировать реконфигурируемую систему, которая может быть быстро наделена дополнительными функциями в зависимости от условий эксплуатации и требования потребителя. Аппаратная реализация модуля модема ГАСС производилась на базе FPGA beaglebone black. Использование технологии FPGA позволит избежать недостатков DSP процессоров, в частности, появится возможность распараллелить несколько процессов внутри одного устройства.

На процесс взаимодействия оператора и погруженного АНПА при использовании гидроакустического канала воздействуют неблагоприятные условия распространения сигналов и несовершенство приемо-передающей аппаратуры. Все это приводит к тому, что оператор вынужден принимать решение, основываясь на информации, полученной после подъема АНПА на борт корабля-носителя. Отсутствие адаптации к гидроакустическим условиям, а также отсутствие реакции оператора на текущую обстановку за счет оптимального использования технического ресурса приемо-передающих подсистем затрудняет или вообще нарушает процесс получения информации о подводной обстановке.

Подводя итоги хочу отметить, что проблема информационного обмена с глубоководными автономными необитаемыми подводными аппаратами является актуальной проблемой, которая с учётом гидроакустических условий требует инновационных решений как в технологическом плане там и в самой порядке организации обмена не только командами управления, но и организации видеоканала, что в условиях глубины погружения АНПА «Витязь» является необходимым требованием.

УДК 629.78, 681.51

**РАЗРАБОТКА БЕСПРОВОДНОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ФОРМОЙ
КРУПНОГАБАРИТНЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОНСТРУКЦИЙ**

Е.И. Евстигнеева, А.Д. Ширшов, Н.Г. Яковенко.

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

На сегодняшний день, разработка крупногабаритных космических антенн является одним из важнейших направлений в развитии космической связи, одной из основных задач которого является точное формирование диаграммы направленности рефлектора [1].

Подобного типа задачи могут быть решены путем проектирования системы, представляющей возможность управления формой радиоотражающего сетеполотна рефлектора. Конструктивно, спроектированный и предлагаемый ко вниманию рефлектор представляет собой ферменную конструкцию, состоящую из силового каркаса, формообразующей вантовой структуры, тыловой и фронтальной сетей, где последняя располагает на себе радиоотражающее сетеполотно. Подстройка формы фронтальной сети обеспечивается изменением длин вант, корректировка которых осуществляется посредством работы электромеханических исполнительных устройств, энергия и управляющие сигналы на которые подаются с помощью открытого оптического канала в виде мощного лазерного излучения [2]. Изображение модели рассматриваемого рефлектора представлено на рисунке 1.

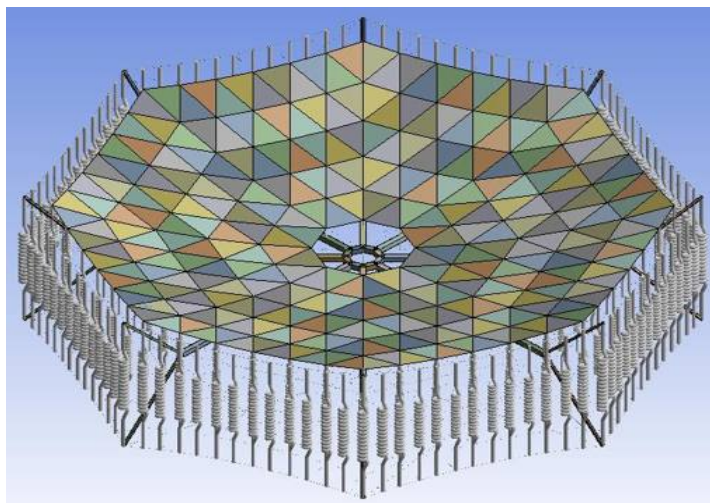


Рис. 1 – Изображение модели рефлектора

Основой проектирования подобной технической системы является разработка алгоритмов функционирования ее составных модулей. С помощью разработанных алгоритмов реализуется программное обеспечение для работы исполнительных устройств, на базе которых организована вся система привода для каждой точки актуации, т.е. для каждой точки воздействия привода актуатора на форму радиоотражающей поверхности. Структурная схема системы привода точки актуации представлена на рисунке 2.

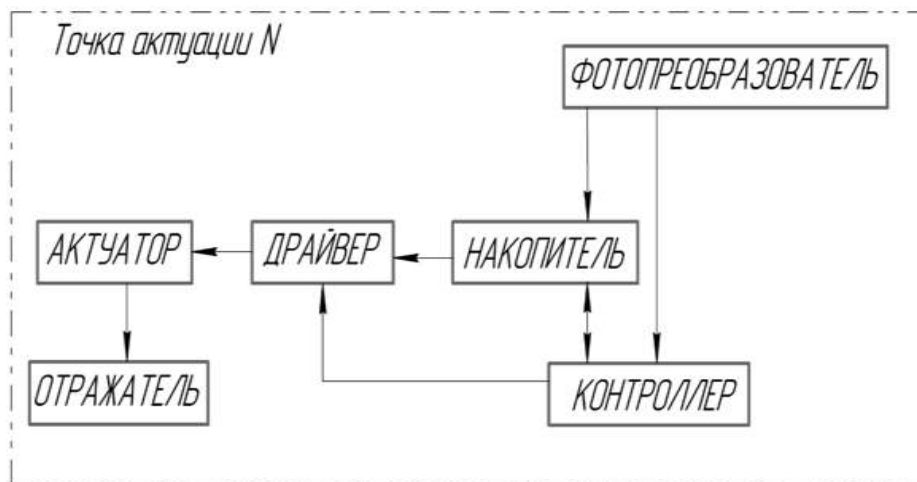


Рис. 2 – Структурная схема системы привода точки актуации

Функционирование спроектированной беспроводной системы управления формой крупногабаритных трансформируемых конструкций (БСУФ КТК) начинается с определения текущей формы поверхности сетеполотна рефлектора.

Лазерный трекер или тахеометр по сформированной области поиска начинает сканировать по спиральной развертке и, последовательно находя отражательные мишени-марки, установленные на сетеполотне, определяет положение каждой точки актуации. После получения информации о положении всех точек актуации, программа лазерного трекера или тахеометра формирует массив данных и отправляет его в центральный процессор.

Центральный процессор содержит информацию о требуемой форме сетеполотна, что позволяет вычислить разницу между требуемым и действующим положением каждой точки актуации. После проведения соответствующего вычисления разницы координат, центральный процессор формирует пронумерованный массив данных, содержащий направление и требуемую величину перемещения для каждой точки актуации. После получения данных блоком наведения и фокусировки лазерного луча, происходит подача питания на систему привода каждой точки актуации путем позиционирования луча лазера накачки на фотоэлемент точки для дальнейшей корректировки формы длины ванты.

Для передачи информации о требуемом направлении и величине перемещения используется модуляция луча лазера накачки. Импульсы лазерного излучения могут быть прочитаны микроконтроллером и преобразованы в последовательность бит данных. Учитывая то, что фотодиоды будут реагировать на любое оптическое излучение достаточной мощности, вызванное другими источниками света, необходима настройка специального протокола передачи информации. Такой протокол должен включать в себя определенную последовательность импульсов, сигнализирующую к началу передачи данных. Во избежание случайного срабатывания устройства, такая последовательность должна быть достаточно длинной, определяется в ходе проведения испытаний [3, 4].

Оптимальный прием энергии и информационных сигналов обеспечивается наличием блока преобразования энергии лазерного излучения в электроэнергию. Спроектированный блок преобразования выполнен в виде компактной платы фотопреобразователя, обладающей достаточным КПД для формирования необходимой выходной мощности. Модель макета фотопреобразователя представлена на рисунке 3.

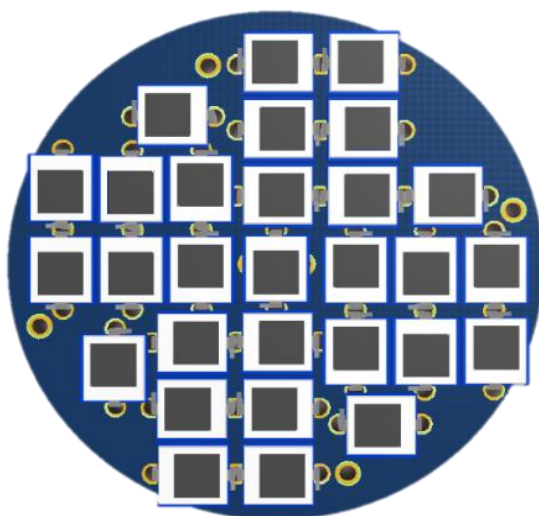


Рис. 3 – Модель макета фотопреобразователя

Для индикации точности наведения применяется сигнальное устройство на основе линии направленных параллельно соединенных светодиодов, передающее информацию от контроллера, входящего в систему привода точки актуации, к центральному звену всей системы управления.

При случайном нахождении и засветке соседней точки актуации, предусмотрена проверка. Программа контроллера точки актуации передает ее порядковый номер мерцанием светодиодов центральному процессору через камеру. В случае несовпадения, программа центрального процессора запоминает область, принадлежащую случайно запитанному актуатору, возвращая лазер накачки в исходное положение. Далее расширяется область и продолжается поиск нужной точки актуации, игнорируя область, принадлежащую ошибочно запитанному ранее актуатору или актуаторам, если итераций поиска оказалось несколько.

Накопление и сохранение электроэнергии происходит в накопителе. Основное требование к разрабатываемому накопителю – способность развить большой начальный ток для запитки актуатора (от 1 до 3 А). По этой причине наиболее целесообразно использование комбинированной системы накопления электроэнергии [5]. Используя способность суперконденсатора к быстрой зарядке/разрядке, оказывается возможным заряжать систему за достаточно малое время. С другой стороны, способность Li-ion аккумулятора к долговременному сохранению заряда позволяет увеличить временной интервал между подзарядками и хранить энергию после единичной зарядки в течение длительного времени. Такая система может быть способной взаимокompенсировать недостатки каждого типа электрических накопителей и объединить их положительные качества.

Основой системы привода каждой точки актуации являются актуаторы – электромеханические исполнительные устройства, предназначенные для изменения длин вант. При проведении испытаний система должна иметь возможность включения разных электромеханических актуаторов, таких как например шаговые, коллекторные, бесколлекторные двигатели, пьезоэлектрические актуаторы и др. Подобная возможность влечет за собой необходимость перепрограммирования управляющего устройства для обеспечения корректного управления выбранного исполнительного устройства. Оптимальным решением в этом случае является создание малогабаритной управляющей платы на основе микроконтроллера с периферией, необходимой для осуществления управления двигателем. Модель управляющей платы приведена на рисунке 4.

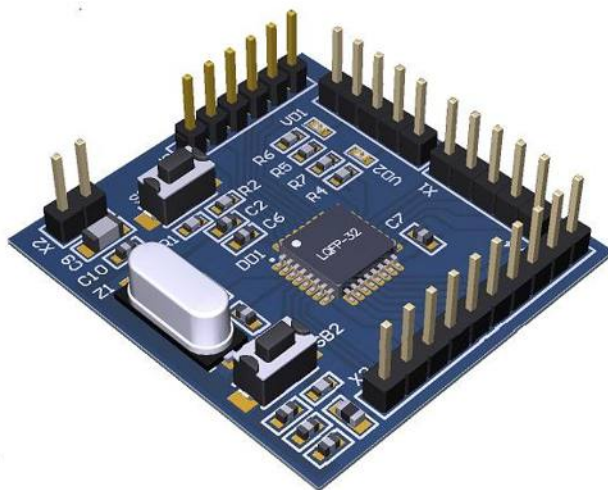


Рис. 4 – Модель платы управления точки актуации

Таким образом, создание беспроводной системы управления формой крупногабаритных антенн позволяет решить задачу точного формирования диаграммы направленности рефлектора, что в условиях космического пространства является особенно важным при приеме-передаче сигналов.

Работа выполнена в рамках реализации Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы», соглашение о предоставлении субсидии № 14.574.21.0165 от 26.09.2017, соглашение ЭБ 075-02-2018-1074 от 15.11.2018. Уникальный идентификатор RFMEF157417X0165: «Разработка беспроводной системы управления формой крупногабаритных трансформируемых наземных и космических конструкций с применением прецизионных приводов».

Библиографический список

1. Бей Н.А., Зимин В.Н. Трансформируемые антенны больших размеров для геостационарных космических аппаратов // Антенны. 2005. Вып. 10(101), С. 24 —27
2. Кочин Л.Б, Крылова М.А., Хромихин Д.А., Ширшов А.Д., Порпылев В.Г. Передача энергии и информации по оптическому каналу для управления формой космической антенны// Решетневские чтения: материалы XXI международная науч. конференция по физике высоких плотностей энергии, г. Красноярск, 2017.
3. Жданов В.В., Коштыл Ю.М., Кузнецов В.П. Анализ основных показателей современных суперконденсаторов и литий-ионных аккумуляторов для задач создания высокомоощных источников тока. СПб: ФГБУН «ФТИ им. А.Ф. Иоффе РАН», 2017. 15 с. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.rusbat.com/Interbat22032017/IoffeInterbat2017.pdf> (дата обращения 15.03.2019).
4. Матвеев С.А., Страхов С.Ю., Хромихин Д.А., Ким А.А., Дукельский К.В. Организация энергоинформационного обмена между устройствами управления формой трансформируемой антенны с применением волоконно-оптических технологий // Оптический журнал. 2016. Т. 83. № 11. С. 73-78.
5. Boreysho A.S., Kochin L.B., Strakhov S.Yu. System for transmitting energy and information using laser radiation for control of the shape of large space-based antennas. 2016 International conference Laser Optics, LO 2016, St. Petersburg.

УДК 681.532.55

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОПРИВОДА ДЛЯ УСТРОЙСТВА ПОВОРОТНОГО СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ

Д.Н. Захаров, И.Д. Фиронов

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

4 октября 1957 года был запущен первый искусственный спутник Земли – Спутник – 1. Он не имел на своем борту научной аппаратуры и обладал энергоустановкой мощностью около 40 Вт. Космический аппарат «Молния – 1К», запущенный в 1973 году, уже обладал установкой мощностью 960 Вт. С начала

освоения человеком Космоса необходимость в увеличении энергопотребления космических аппаратов непрерывно растёт по причине повышения срока службы аппаратов и появлении новых задач. Например, современный космический аппарат «Ямал - 401» имеет мощность системы электропитания 16800 Вт. Развитие и совершенствование системы энергоснабжения спутниковых систем и орбитальных станций связаны, в первую очередь, с развитием алгоритмов создания и управления солнечными панелями, так как потребление мощности излучения солнца считается одним из самых надежных и отработанных способов обеспечения космического аппарата электроэнергией.

Данная работа рассматривает вопросы создания системы управления исполнительного электропривода устройства поворотного солнечной батареи в условиях космоса, при жестких требованиях к отработке заданных угловых скоростей и ускорений. Цель работы - проектирование системы управления УПСБ, ее математическое описание и моделирование. Математическое моделирование системы проводилось средствами прикладной программы Matlab/Simulink. Результатом проделанной работы являются структурная схема системы управления исполнительного электропривода УПСБ и его математическая модель.

К современному исполнительному электроприводу УПСБ космического аппарата выдвигаются такие требования, как низкие рабочие скорости вращения выходного вала (до тысячных долей градуса в секунду), ограничение ускорения вращения ВВ и наличие высокого момента сухого трения, возникающего в контактно-щеточном устройстве передачи энергии от солнечной батареи к системе энергообеспечения космического аппарата. Принцип работы схожих систем изложены в работах [1, 2].

Рассматриваемый в данной работе привод, должен создавать угловую скорость вращения ВВ диапазоне $\pm (0; 0,0039 \dots 0,4)$ °/с. Значение углового ускорения вращения ВВ должно быть в диапазоне от 0,005 до 0,015 °/с², а погрешность создания угловой скорости в установившемся режиме должна быть не более 10 % для всего диапазона. Момент сухого трения на валу может достигать 0,5 Н·м [3, 4].

Целью работы является создание ИЭП УПСБ КА, обеспечивающего заданные требования.

Для достижения поставленных условий, необходимо решение следующих задач:

- разработка системы управления скоростью вращения и угловым ускорением ВВ ИЭП, построение структурных схем;
- построение структурной схемы, учитывающей преодоление моментов сухого трения на ВВ ИЭП
- математическое описание модель

Структурная схема системы управления по контуру угла предполагает интегрирование задающего сигнала скорости от датчика солнца и последующая работа в режиме следящей системы по угловому положению ВВ. Информацию об угловом положении можно снять с датчика угла, установленного на ВВ. В качестве регулятора контура угла в таком случае можно использовать ПД - регулятор [5,6].

Структурная схема такого ИЭП УПСБ работающего в режиме следящей системы по линейно изменяющемуся углу представлена на рис. 1, где ДС - датчик солнца; СУ - система управления, Ф - формирователь; И - интегратор скорости; РУ - регулятор контура угла; ВШИМ - векторный широтно-импульсный модулятор; КУМ - ключевой усилитель мощности; ДВ - двигатель; СБ - солнечная батарея; ДУ ВВ - датчик угла ВВ; ЭП ДУ ВВ - электронный преобразователь датчика угла выходного вала; МК - микроконтроллер; БУУП - блок управления устройством поворотным; ИЭП - исполнительный электропривод; N_{ω} - код задаваемой угловой скорости вращения ВВ; $N_{\phi}^{зад}$ - расчётный код поворота ВВ; ΔN_{ϕ} - сигнал рассогласования контура угла; $N_{ШИМ}$ - входное значение кода ВШИМ; T_a ; T_b ; T_c - длительности сигналов ВШИМ, управляющие КУМ; $U_{амп1}$; $U_{амп2}$; $U_{амп3}$ - амплитудные значения линейных напряжений подаваемых на двигатель; $\alpha_{ВВ}$ - значения углового положения ВВ; $\omega_{СБ}$ - значения угловой скорости СБ; $M_{упр}$ - значение упругого момента создаваемого СБ; $N_{ВВ}$ - код измеренного угла поворота ВВ; НЗ - нелинейное звено.

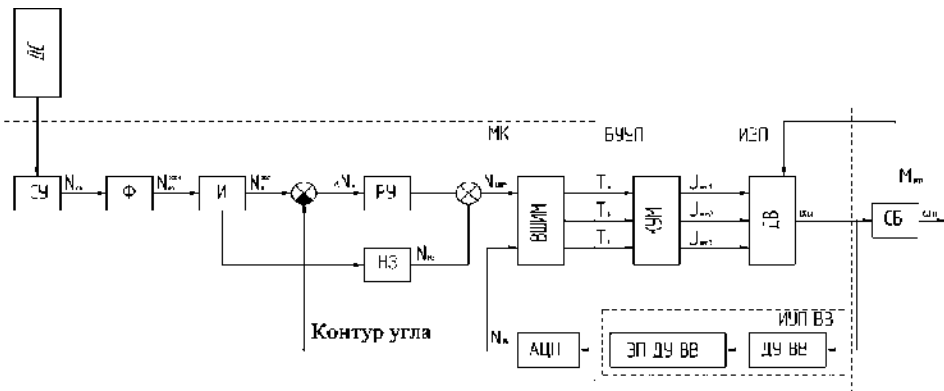


Рис. 6 - Структурная схема УПСБ

Датчик солнца передает управляющий сигнал в систему управления, реализованную посредством микроконтроллера. Задача МК состоит в обеспечении отработки требуемых скоростей и реверсирования, по командам управления от датчиков солнца. Код скорости от СУ попадает в формирователь, задача которого состоит в преобразовании кода скорости так, чтобы скорость ВВ набиралась плавно, далее код скорости попадает в интегратор, на выходе которого получаем код угла. Датчик угла, реализованный как двухотсчетный синусно-косинусный вращающийся трансформатор, передает информацию о положении ВВ, после чего, на выходе УС получим сигнал рассогласования кодов угла, далее этот сигнал поступает в регулятор угла, а затем - в ВШИМ, где вычисляется 3-х фазный ШИМ сигнал управления ключевым усилителем мощности. КУМ обеспечивает преобразование напряжения источника постоянного тока в трехфазное ШИМ напряжение управления двигателем, управляющий сигнал поступает в двигатель, который механически связан с объектом управления (солнечной батареей соответственно). Для решения задачи моделирование в контур регулирования включено нелинейное звено (НЗ), которое формирует код $N_{НЗ}$ для повышения номинальной крутизны привода в области малых угловых рассогласований путём изменения рассчитанного кода в зависимости от знака кода рассчитанной угловой скорости [4].

Нагрузка на ИЭП УПСБ - внешний возмущающий момент, момент трения и упругий момент, вызванный взаимодействием ВВ с СБ. Схема взаимодействия УПСБ с СБ представлена на рис.2.

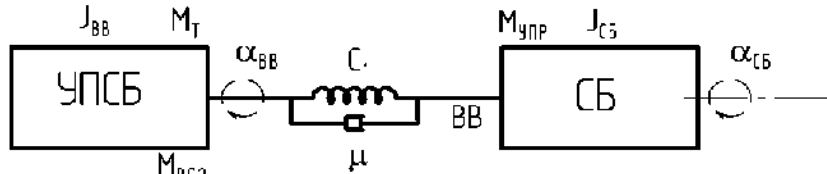


Рис. 7 - Схема взаимодействия УПСБ с СБ.

Упругое взаимодействие привода с нагрузкой представлено двухмассовой системой и описывается уравнением движения нагрузки:

$$J_{СБ} \ddot{\alpha}_{СБ} = C_1 (\alpha_{ВВ} - \alpha_{СБ}) - \mu \dot{\alpha}_{СБ}$$

где $J_{СБ}$ - приведенный момент инерции СБ;

$\alpha_{СБ}$ - угол поворота СБ;

C_1 - угловая жесткость нагрузки;

$\alpha_{ВВ}$ - угол поворота ВВ;

μ - коэффициент демпфирования нагрузки.

Учтем момент упругой связи первого элемента СБ с ВВ, обеспечивающий имитацию торсионного эффекта, который является приложенным к ВВ моментом нагрузки.

Уравнение СБ, упруго связанного с ВВ:

$$\varphi_1 = W_1(s) \alpha_{ВВ},$$

где $W_1(s)$ - передаточная функция СБ по углу поворота стыка СБ.

$$W_1(s) = \frac{\alpha}{P(s)},$$

где α - угол поворота СБ;

$P(s)$ - передаточная функция СБ.

$$P(s) = \omega^2 + \varepsilon \times s + s^2;$$

где ω^2 - значение собственной частоты СБ;

ε - коэффициент неупругого сопротивления СБ.

Уравнение упругого момента, вызванного действием СБ:

$$M_{\text{упр}}(s) = C_1 \times (\alpha_{\text{ВВ}} - \varphi_1).$$

Момент трения имеет следующую зависимость от скорости и движущего момента:

$$M_T = \begin{cases} -M_C^{\text{sat}} \dots M_C (M_{\text{ДВ}} + K \times \omega_{\text{ВВ}}), & \text{при } |\omega_{\text{ВВ}}| \leq \Delta\omega_{\text{ВВ}}, \\ M_C \times \text{sign}(\omega_{\text{ВВ}}), & \text{при } |\omega_{\text{ВВ}}| \geq \Delta\omega_{\text{ВВ}} \end{cases},$$

где M_C - суммарный момент сопротивления вращения ВВ

$\Delta\omega_{\text{ВВ}}$ - минимальный порог скорости ВВ;

$M_{\text{ДВ}}$ - момент двигателя;

K - коэффициент подбираемый опытным путем.

Таким образом, максимальный момент нагрузки, приведенный к валу двигателя определяется по следующей формуле:

$$M_H = M_{\text{ВОЗ}} + M_T + M_{\text{УПР}}.$$

Математическое описание ИЭП

Для обеспечения диапазона регулирования $\omega_{\text{ВВ}}$ в пределах $\pm(0; 0.0039 \dots 0.4) \%$, примем полное количество разрядов управляющего кода угловой скорости вращения ВВ $N_\omega = 12$, в котором старший разряд знаковый, а остальные 11 разрядов – значащие. Тогда максимальное значение кода будет составлять $2^{11} - 1 = (2047)$, что будет соответствовать угловой скорости 0.4% . Цена единицы младшего разряда УКС (дискретность по скорости ВВ) будет составлять:

$$D_{\text{ВВ}} = \frac{0,4}{2047} = 0,000195$$

Блок Φ_ω после поступления N_ω формирует линейно нарастающий (убывающий) код угловой скорости $N_\omega^{\text{расч}}$ с ограничением на уровне соответствующем коду N_ω . Для обеспечения ограничения среднего углового ускорения ВВ ($\varepsilon_{\text{ВВ}}$) в диапазоне от 0.005 до 0.015% , скорость нарастания (убывания) расчётного кода угловой скорости вала двигателя определяется по разностному уравнению:

$$N_\omega^{\text{расч}}(n) = k_{\text{ИФ}} \times T_s \times N_\omega(n) + N_\omega^{\text{расч}}(n-1),$$

где n - номер такта работы ИЭП;

T_s - период дискретизации,

$k_{\text{ИФ}}$ - коэффициент интегратора формирователя

$$k_{\text{ИФ}} = \varepsilon_{\text{ВВ}} \times \frac{1}{\omega_{\text{ВВ}}}$$

где $\omega_{\text{ВВ}} = N_\omega(n) \times D_{\text{ВВ}}$.

Для обеспечения требования технического задания по ускорению ВВ от $0,005$ до $0,015 \%$, по результатам моделирования, было выбрано среднее значение углового ускорения ВВ:

$$\begin{cases} \varepsilon_{\text{ВВ}} = 0,005, \text{ при } N_{\omega} > N_{\omega}^{\text{расч}} \\ \varepsilon_{\text{ВВ}} = -0,005 \text{ при } N_{\omega} < N_{\omega}^{\text{расч}} \\ \varepsilon_{\text{ВВ}} = 0 \text{ при } N_{\omega} = N_{\omega}^{\text{расч}} \end{cases}$$

Тогда

$$\begin{cases} k_{\text{ИФ}} = \frac{\varepsilon_{\text{ВВ}}}{N_{\omega}(n) \times D_{\text{ВВ}}}, \text{ при } N_{\omega} > N_{\omega}^{\text{расч}} \\ k_{\text{ИФ}} = \frac{-\varepsilon_{\text{ВВ}}}{N_{\omega}(n) \times D_{\text{ВВ}}}, \text{ при } N_{\omega} < N_{\omega}^{\text{расч}} \\ k_{\text{ИФ}} = 0, \text{ при } N_{\omega} = N_{\omega}^{\text{расч}} \end{cases}$$

Код $N_{\omega}^{\text{расч}}$ поступает на вход интегратора, который осуществляет его преобразование в двоичный код угла $N_{\varphi}^{\text{зад}}$ путем интегрирования по времени, в соответствии с разностным уравнением:

$$N_{\omega}^{\text{зад}}(k) = k_{\text{И}} \times T_{\text{S}} \times N_{\omega}^{\text{расч}}(k) + N_{\varphi}^{\text{зад}}(k-1),$$

где $k_{\text{И}}$ – коэффициент (масштаб) преобразования.

Код угла $N_{\varphi}^{\text{зад}}$ на выходе И сравнивается с кодом углового положения ВВ $N_{\text{ВВ}}$, на выходе получаем код угла рассогласования ΔN_{φ} , который поступает на регулятор угла.

Проработка ИУП ДУ ВВ показала возможность обеспечения дискретности преобразования угла поворота ВВ в код

$$\alpha = \frac{360 \times 3600}{2^{16}} = 0,0054931^{\circ},$$

тогда коэффициент интегратора

$$k_{\text{И}} = \frac{D_{\text{ВВ}}}{\alpha} = \frac{0,000195}{0,0054931} = 0,0355733 \text{ с}^{-1}.$$

Блок ВШИМ в качестве входных сигналов должен принимать 16-ти разрядный код угла $N_{\text{ВВ}}$ и код $N_{\text{ШИМ}}$. При этом диапазон изменения угла: от 0° до 360° . Диапазон изменения $N_{\text{ШИМ}}$ от -640 до +640 е.м.р.

Алгоритм работы блока ВШИМ [3].

КУМ обеспечивает преобразование напряжение источника постоянного тока 27 В в трехфазное широтно-импульсное модулированное напряжение управления двигателем.

Суммарный коэффициент передачи блоков ВШИМ и КУМ:

$$k_{\text{ВШИМ+КУМ}} = \frac{U_{\text{Амп}}}{N_{\text{ШИМ}}} = \frac{27}{640} \approx 0,0422 \text{ В/е.м.р}$$

Для математического описания двигателя используется система координат q - d жестко связанная с ротором, при этом ось d совмещается с направлением магнитного поля ротора. В этом случае операторные уравнения, которыми описываются электромагнитные и электромеханические процессы в двигателе, имеют вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} U_d = R_\sigma \dot{\times} (T_d \dot{\times} s + 1) \dot{\times} i_d - \omega \dot{\times} L_q \dot{\times} i_q \\ U_q = R_\sigma \dot{\times} (T_q \dot{\times} s + 1) \dot{\times} i_q - \omega \dot{\times} L_d \dot{\times} i_d + \psi_0 \dot{\times} \omega \\ M = p \dot{\times} \frac{m}{2} \dot{\times} \psi_0 \dot{\times} i_q \\ s \dot{\times} \omega_m = \frac{1}{J_{ДВ}} \dot{\times} (M - M_n) \\ s \dot{\times} \theta_m = \omega_m \\ \omega = p \dot{\times} \omega_m \end{array} \right.$$

Где U_d, U_q, i_d, i_q – проекции напряжения и тока статора на ось;

T_d, T_q, L_d, L_q – постоянные времени и индуктивность обмоток статора по продольной и поперечным осям;

ψ_0 – проекция потокосцепления ротора на ось d;

$\omega_m, M, M_n, \theta_m$ – угловая скорость вращения вала двигателя, электромагнитный момент, момент нагрузки и механический угол поворота вала двигателя;

S – оператор Лапласа;

ω – скорость вращения электромагнитного поля.

Представленной системе уравнений соответствует элемент Permanent Magnet Synchronous Machine библиотеки Simulink.шппш

Permanent Magnet Synchronous Machine – синхронная машина с возбуждением от постоянных магнитов установленных на роторе.

Расчёт цифрового регулятора угла проводился по методу желаемых логарифмических характеристик (ЖЛАХ) [5]. Значения коэффициентов ПД регулятора $k_p = 1, k_D = 0,14318$.

Результат моделирование системы в среде Matlab/Simulink представлен на рис. 3.

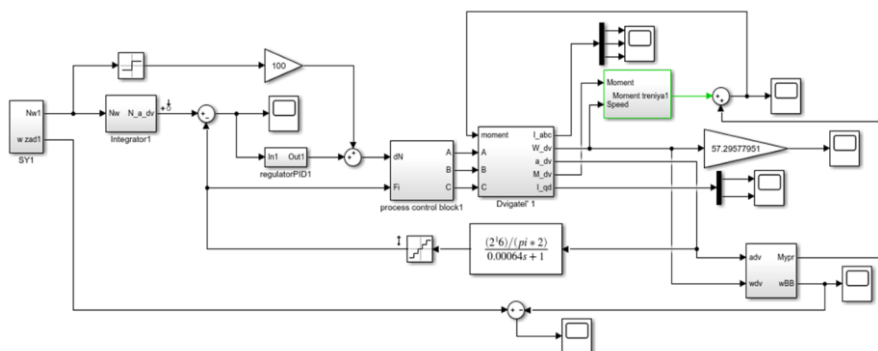


Рис. 8 - Модель УПСБ в среде Matlab/Simulink

Результат отработки ИЭП УПСБ представлен на рис.4. Как видно из графика, привод набирает скорость плавно, ускорение находится в пределах технического задания.

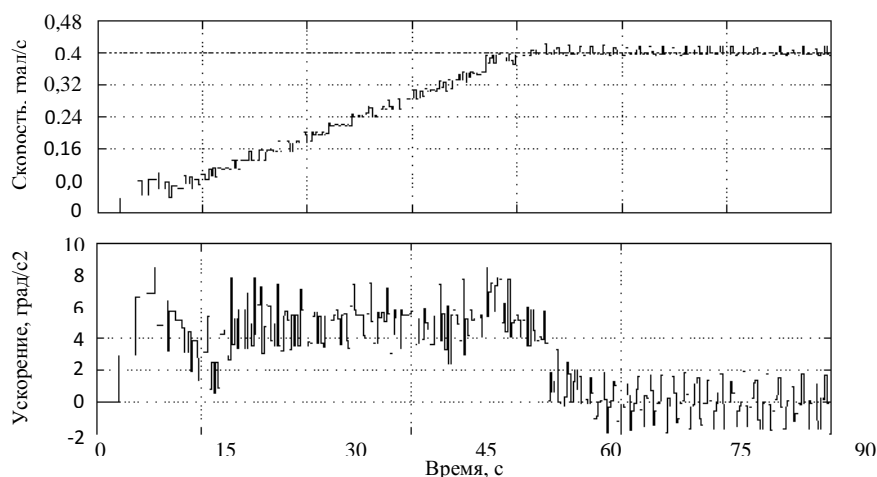


Рис. 9 - Результат моделирования в среде Matlab/Simulink

В работе представлен метод управления ИЭП УПСБ. Его смысл заключается в последовательном двойном интегрировании заданного углового ускорения, с промежуточным ограничением угловой скорости вращения, заданной в систему управления от датчика солнца. Управление устройством производится по контуру угла с использованием ПД - регулятора и векторной широтноимпульсной модуляцией. Разработаны структурные схемы привода. Устройство математически описано и смоделировано в среде Matlab Simulink. Полученные результаты удовлетворяют техническому заданию. ИЭП обеспечивает отработку скорости, с погрешностью не более 10%, при вычислении скорости по приращению угла не менее чем за 1 с.

Таким образом, результаты моделирования ИЭП УПСБ показали эффективность принятых схемотехнических решений. Предложенная структура привода позволяет обеспечить точное управление скоростью вращения с управляемым значением ускорения в условиях действия большого нестабильного момента сухого трения.

Библиографический список

1. Гуцин В. Н. Основы устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.
2. Yakimovsky D., Polozhentsev D., Dzhukich D. Low-speed electric drive of the solar battery pivot device // 12th international scientific-technical conference on electromechanics and robotics «Zavalishin's reading». 2017 DOI: 10.1051/mateconf/201711301010
3. Mui'nuddin Maharun, Mohamad Noor Iman Mohd Nor A study of torque vectoring and traction control for an allwheel drive electric vehicle // MATEC Web of Conference 13, 01003 (2014) DOI: 10.1051/mateconf/20141301003
4. Д.И. Джукич, Д.О. Якимовский, Д.С. Положенцев. Организация систем управления низкоскоростных электроприводов // Сборник докладов конференции «Завалишинские чтения» 14». – СПб.: ГУАП, 2014. – С. 139–141.
5. Трахтенберг Р.М. Импульсные астатические системы электропривода с дискретным управлением. / Под ред. Р.М. Трахтенберг. М.: Энергоиздат, 1982. 168с
6. Филипс Ч. Системы управления с обратной связью / Ч. Филипс, Р. Харбор. М.: Лаборатория базовых знаний, 2001. – 616 с
7. Nagorniy V., Aristov A. Mathematical simulation of the asynchronous electric drive of periodic movement // MATEC Web of Conferences 91, 01042 (2017) DOI: 10.1051/mateconf/20179101042
8. С.Г. Герман-Галкин. Лекции по курсу «Моделирование мехатронных систем». // «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова.
9. Liting Lu, Steffen Müller Model Predictive Speed and Headway Control with Energy Optimization for a Series Hybrid Vehicle with Range Extender // MATEC Web of Conference 35, 02003 (2015) DOI: 10.1051/mateconf/20153502003
10. Поляков, В.Ф. Шишлаков, Д.В. Шишлаков Т.Г., Проектирование электромеханических систем автоматического управления малой мощности // СПбГУАП, Санкт-Петербург, 2013 г.
11. Романов А.В., Тестоедов Н.А. Основы проектирования информационно-управляющих и механических систем космических аппаратов // АНО ЛА «Профессионал», 2015

Введение и постановка проблемы

Шаговые двигатели (ШД) уже давно используются в различных устройствах точного воспроизведения заданных параметров движения [1]. И не удивительно, ведь электроприводы на базе ШД позволяют получить большие моменты при низких скоростях вращения, обладают высокой точностью позиционирования, надёжны и при этом не требуют датчиков обратных связей [2, 3].

На сегодняшний день самым популярным способом управления ШД является полушаговый режим. Однако, данный метод имеет существенные недостатки. Так, например, при низкой скорости вращения он вызывает сильные вибрации и шум. Поэтому нами было принято решение разработать новый алгоритм управления, который удовлетворял бы следующим требованиям:

1. Возможность изменения скорости в широком диапазоне.
2. Разгон и торможение с заданными ускорениями.
3. Обработка заданного положения с точностью до шага.
4. Постоянный ток потребления во время движения.
5. Низкие вибрации.
6. Отсутствие датчиков угла и тока.

Описание аппаратной части

В ходе работ по разработке устройства высокоточного позиционирования навигационных объектов – гексапода (НИОКТР выполняется при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации, договор от 01.12.2015 № 02.G25.31.0160) была разработана плата драйвера ШД макета блока управления гексапода для отработки основных алгоритмических решений [4, 5, 6]. В основе данной платы лежит микроконтроллер STM32F407VET6, а ШД управляются с помощью двухмостовых драйверов управления электродвигателями L298P. На этой плате и происходила отладка разрабатываемого алгоритма.

Подключение ШД к драйверу L298P приведено на рисунке 1. Данная микросхема имеет четыре силовых выхода OUT1 – OUT4, управляемых с помощью входов IN1 – IN4. При подаче высокого уровня на вход, соответствующий ему выход присоединяется к напряжению питания ШД VS. При подаче низкого уровня – к земле. Таким образом, мы можем контролировать оба конца каждой обмотки, то есть регулировать направления токов в них, а используя широтно-импульсную модуляцию (ШИМ) ещё и их величину. Входы ENA предназначены для включения выходов OUT1 и OUT2, ENB – входов OUT3 и OUT4.

В ходе работ использовался биполярный ШД FL28STH32, характеристики которого представлены в таблице 1.

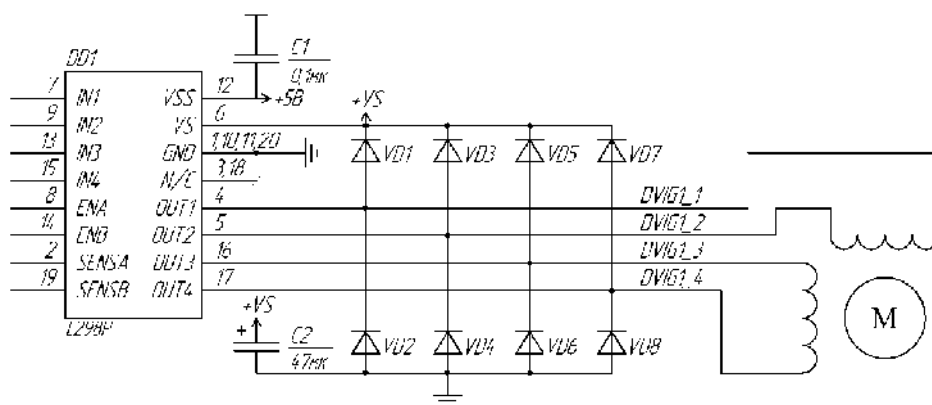


Рисунок 1 – подключение ШД к драйверу L298P

Таблица 1 – характеристики ШД FL28STH32

Характеристика	Единица измерения	Значение
Ток/фаза	А	0,67
Сопротивление/фаза	Ом	5,6
Индуктивность/фаза	мГн	3,8
Крутящий момент	г*см	600

Составление математической модели

Математическая модель составлялась в виде структурно-динамических схем в пакете математического моделирования Matlab Simulink с использованием библиотек Simscape Power System. Данную модель можно разделить на несколько частей:

- Модель шагового двигателя (реализовано посредством блока Stepper Motor).
- Модель драйвера (реализовано с помощью блоков Mosfet)
- Модель системы управления.

Фрагмент модели двигателя и драйвера приведён на рисунке 2. Благодаря блокам NOT происходит моделирование метода управления драйвера L298P (возможность подключить выход либо к земле, либо к питанию). Принципиально данная модель полностью соответствует приведённой выше электрической схеме (рисунок 1). Управление полумостами осуществляется подачей сигналов на генераторы ШИМ (англ. PWM).

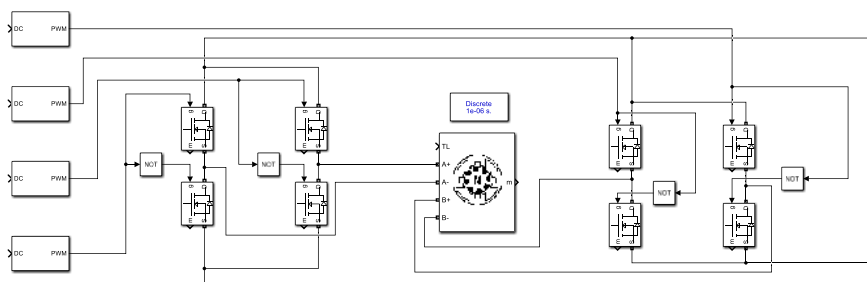


Рисунок 2 – модель ШД с драйвером

Описание алгоритма движения

Для обеспечения возможности регулирования скорости в широком диапазоне с сохранением низкого уровня вибрации было принято решение использовать синусоидальные токи в обмотках двигателя. Однако, популярный метод микрошагового режима всё равно не гарантирует плавности движения (и как следствие отсутствия вибраций) при низкой скорости вращения. Поэтому нами было принято решение, в отличие от традиционных методов, которые по сути осуществляют квантование сигналов по уровню, разработать подход, в основе которого будет лежать квантование сигналов по времени (дискретизация).

В каждый период дискретизация будет происходить вычисление требуемых токов в обмотках ШД, как функций синуса и косинуса. Воспроизведение данных токов будет происходить следующим образом: в зависимости от направления (знака) тока один конец обмотки подключается к земле, а на втором с помощью ШИМ формируется необходимое напряжение. При этом мы вводим допущение, что ток в обмотках двигателя пропорционален коэффициенту заполнения ШИМ.

Входными данными для алгоритма являются:

- Ω_0 – требуемая скорость вращения двигателя, об/мин;
- A_p – ускорение при разгоне, об/мин/с;
- A_m – модуль ускорения при торможении, об/мин/с;
- S – расстояние в шагах.

В первую очередь необходимо перевести данные величины (которые привязаны к вращению ШД) в величины, привязанные к вращению электромагнитного поля:

$$\omega_0 = \frac{\pi Q \cdot \Omega_0}{120} \quad a_p = \frac{\pi Q \cdot A_p}{120} \quad a_m = \frac{\pi Q \cdot A_m}{120} \quad s = \frac{\pi S}{2}$$

где Q – количество шагов в одном обороте ШД.

Затем необходимо определить достижение заданной скорости за отведённое количество шагов. Всего возможно два варианта, представленные на рисунке 3. На данном рисунке: s_1, s_2, s_3 – количество шагов во время разгона, движения с постоянной скоростью и торможения соответственно; t_1, t_2, t_k – моменты времени окончания разгона, начала торможения и окончания движения; t_u – время перехода разгона в торможение; ω_ϕ – фактически развитая скорость.

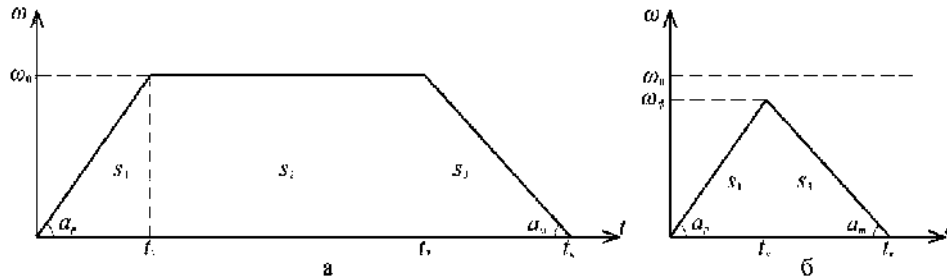


Рисунок 3 – графики скорости при заданных параметрах: а – с достижением заданной скорости, б – без достижения заданной скорости

По входным данным можно однозначно определить принадлежность к одному из видов движения (а или б). Для этого необходимо рассчитать расстояние s_2 по следующей формуле:

$$s_2 = s - \frac{\omega_0^2}{2} \left(\frac{1}{a_p} + \frac{1}{a_m} \right)$$

Если $s_2 > 0$, то заданная скорость ω_0 достигается (вариант а, рис. 3а), в противном случае торможение начинается раньше (вариант б, рис. 3б).

Для переключения режимов (разгон, движение, торможение, останов) принято решение ориентироваться по времени. Для определения моментов времени t_1, t_2, t_u, t_k для конкретного случая необходимо воспользоваться следующими формулами:

$$\begin{aligned} \text{а)} \quad & t_1 = \frac{\omega_0}{a_p}; \quad t_2 = t_1 + \frac{s_2}{\omega_0}; \quad t_k = t_2 + \frac{\omega_0}{a_m} \\ \text{б)} \quad & t_k = \sqrt{2s \left(\frac{1}{a_p} + \frac{1}{a_m} \right)}; \quad t_u = \frac{2s}{a_p \cdot t_k} \end{aligned}$$

Скорость вращения ШД зависит от частоты вращения электромагнитного поля, которая, в свою очередь, зависит от частоты синусоид токов в обмотках двигателя. Было установлено, что, если $x(t)$ – дифференцируемая на рассматриваемом промежутке функция времени, то мгновенная частота синусоиды $y = \sin(x(t))$ равняется производной данной функции $dx(t)/dt$. Очевидно, что данное утверждение аналогично тому, что угловая скорость есть производная угла. Верно и обратное, то есть, задавшись необходимой частотой (или законом её изменения) и проинтегрировав её, можно получить функцию $x(t)$, синусоида от которой будет иметь заданную частоту.

Разгон

Для обеспечения плавного разгона необходимо обеспечить линейное возрастание частоты от 0. Тогда требуемая функция будет иметь вид:

$$\omega = a_p t \Leftrightarrow x(t) = 0.5 a_p t^2 + x_0$$

где ω – частота тока, $x(t)$ – аргумент функций синуса и косинуса, x_0 – начальное смещение по фазе.

Начальное смещение по фазе является постоянной интегрирования. В данном случае её значение можно выбирать, исходя из текущего положения ротора двигателя, или, как в нашем случае, так как оно равно целому шагу, принять равным нулю.

Движение с постоянной скоростью

В данном случае частота является константой, поэтому формула значительно упрощается:

$$\omega = \omega_0 \Leftrightarrow x(t) = \omega_0 t + x_1$$

Однако, в данном случае уже нельзя пренебрегать смещением x_1 , иначе при переходе от разгона к движению с постоянной скоростью фазы синусоид не будут совпадать, и будет резкий скачок тока. Данное смещение можно высчитать по формуле:

$$x_1 = x_0 - 0.5\omega_0 t$$

Торможение

Данный режим является самым сложным. Для удобства в момент начала торможения заново начнём отсчёт времени. Задавшись линейно убывающей от ω_* частотой, получаем:

$$\omega = -a_m t_* + \omega_* \Leftrightarrow x(t) = -0.5a_m t_*^2 + \omega_* t_* + x_*$$

где для различных вариантов:

$$\begin{array}{lll} \text{а)} & t_* = t - t_2 & \omega_* = \omega_0 & x_* = x_1 + \omega_0 t_2 \\ \text{б)} & t_* = t - t_u & \omega_* = \omega_\phi = a_p t_u & x_* = x_0 + 0.5a_p t_u^2 \end{array}$$

Итоговая функция

Объединяя всё вышесказанное, можно составить зависимость значений ШИМ (u_1 и u_2) в обмотках двигателя для двух вариантов. Ниже приведен пример формул для одной обмотки. Для второй обмотки они будут аналогичны, только с косинусом. К слову, при замене синусов и косинусов местами, меняется направление вращения двигателя.

$$\begin{array}{l} \text{а)} \\ \text{б)} \end{array} \left\{ \begin{array}{l} u = A \sin(0.5a_p t^2 + x_0), t < t_1 \\ u = A \sin(\omega_0 t + x_1), t_1 \leq t \leq t_2 \\ u = A \sin(-0.5a_m t_*^2 + \omega_0 t_* + x_*), t_2 < t \leq t_k \\ \\ u = A \sin(0.5a_p t^2 + x_0), t < t_u \\ u = A \sin(-0.5a_m t_*^2 + \omega_\phi t_* + x_*), t_u < t \leq t_k \end{array} \right.$$

где A – амплитуда сигнала (максимальное значение ШИМ).

Ограничение тока

С ростом частоты вращения электромагнитного поля снижается потребляемый электродвигателем ток (при этом он практически не зависит от скорости вращения ротора). Для предотвращения потери момента при высоких скоростях и критических значений токов при малых необходимо применять регулирование потребляемого тока. При отсутствии датчиков тока это можно реализовать следующими действиями:

1. Заранее задаться величиной потребляемого двигателем тока I_3
 2. Запустить двигатель на вращение с постоянной скоростью ω
 3. Регулированием амплитуды ШИМ (A) добиться потребления двигателем тока I_3
 4. Повторяя пункты 2-3 снять зависимость $A(\omega)$ при I_3
 5. Полиномом аппроксимировать данную зависимость (нам хватило второй степени)
- Стоит учитывать, что ω является производной от аргумента синусоид $x(t)$.

Разработка модели управления

В MatLab Simulink была составлена подсистема формирования сигналов для обмоток ШД, представленная на рисунке 4. Для данной подсистемы была создана маска, в которой пользователь задаёт входные данные (ω_0, A_p, A_m, S). Помимо этого, в ней производится инициализация требуемых параметров ($\omega_0, a_p, a_m, S, t_1, t_2, t_u, t_k, \omega_\phi, x_1, x_*$).

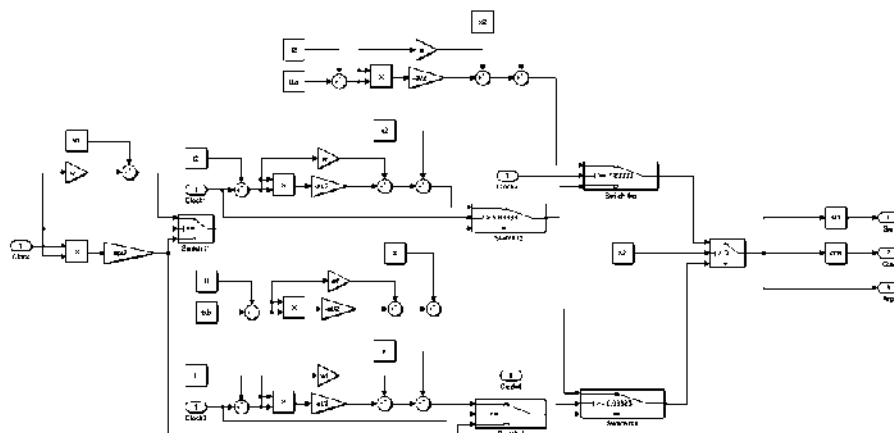


Рисунок 4 – подсистема формирования сигналов в обмотках ШД

Ограничение тока осуществляется за пределами данной подсистемы. Помимо входных данных, задаваемых в маске, необходимо на вход подсистемы подать сигнал с блока Clock. При этом между ним и подсистемой должен быть квантователь по времени с экстраполятором нулевой степени (Zero-Order Hold).

Моделирование

На рисунке 5 приведён график примера формируемого сигнала. В данном случае двигателю требовалось отработать всего 40 шагов.

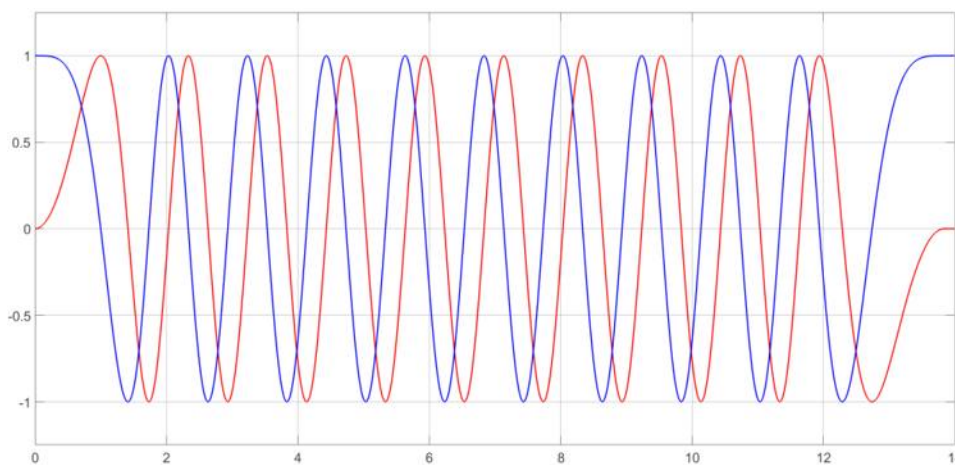


Рисунок 5 – пример формируемых сигналов

На рисунке 6 представлены графики скорости и угла ШД, полученные на описанной выше модели при $\Omega_0 = 50$ об/мин, $A_p = 10$ об/мин/с, $A_m = 5$ об/мин/с, $S = 2000$ шагов.

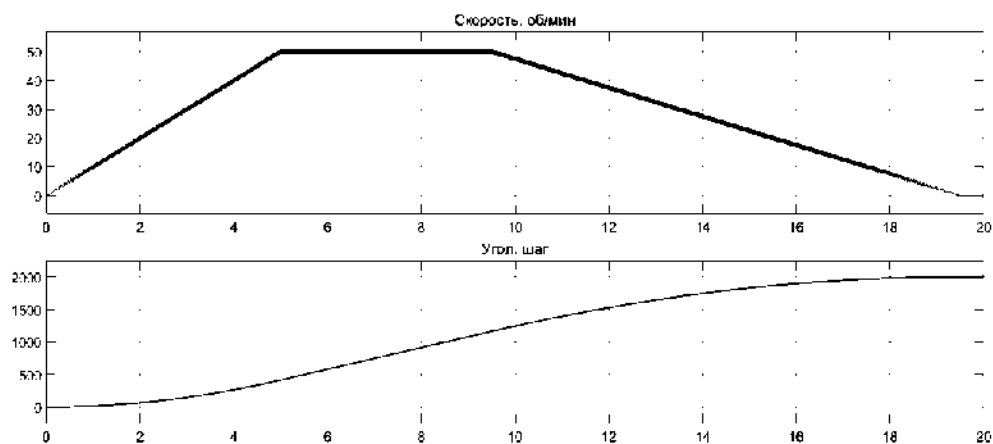


Рисунок 6 – графики скорости (сверху) и угла (снизу) ШД

Разработанный алгоритм был воссоздан на модели в Matlab Simulink. После отладки он был реализован в микроконтроллере STM32 (на описанной в этой статье плате) и показал свою высокую эффективность. Данный метод позволяет осуществить разомкнутое управление ШД с регулированием скорости и ускорений. При его использовании понижаются вибрации и увеличивается плавность движения, пропадает ярко выраженная дискретность. Помимо этого, метод позволяет поддерживать потребляемый ток на заданном значении.

Однако, описываемый метод имеет крайне существенный недостаток – большую вычислительную сложность. К примеру, используемый нами микроконтроллер совместно с операционной системой реального времени FreeRTOS не смог обеспечить частоту дискретизации в 1000 Гц. Данная операционная система потребляет весьма много ресурсов. Без нее микроконтроллер прекрасно справлялся и с 2000 Гц.

Таким образом, для развития этого метода в первую очередь необходимо улучшить быстродействие этого алгоритма. Если разрабатываемое устройство управляет одним ШД, то данный алгоритм уже можно применять. Если двумя – стоит уделить особое внимание оптимизации кода. Для большего числа ШД перспективным направлением развития данного метода будет использование табличных методов вычисления синуса или передача вычислительных функций от микроконтроллера к программируемому логическим интегральным схемам (ПЛИС).

Библиографический список:

1. Paul Acarnley. Stepping motors. A guide to theory and practice. 4th ed. London: Institution of Engineering and Technology, 2007. 159 p.
2. Кенно Т. Шаговые двигатели и их микропроцессорные системы управления: Пер. с англ. – М.: Энергоатомиздат, 1987. – 200с.
3. Жуков Ю.А., Коротков Е.Б., Слободзян Н.С. Режимы работы шаговых приводов прецизионной системы позиционирования и ориентации космического назначения на базе гексапода // Вестник Кыргызско-Российского славянского университета. 2018. Т. 18. № 4. С. 18-21.
4. Жуков Ю.А., Коротков Е.Б., Слободзян Н.С. Система управления механизмом с параллельной кинематикой для перемещения бортовых приборов КЛА на базе современного отечественного радиационно стойкого микроконтроллера с процессорным ядром Cortex-M4F // Вопросы радиоэлектроники. 2017. № 7. С. 48-53.
5. Жуков Ю.А., Коротков Е.Б., Слободзян Н.С. Управление высокоточной системой позиционирования и ориентации космического назначения на базе гексапода с «пространственным датчиком положения» // Экстремальная робототехника. 2017. Т. 1. № 1. С. 256-265.
6. Жигулина Ю.В., Киев А.В., Киселев А.А., Надежин М.И. Структура системы управления гексаподом космического назначения // В сборнике: МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС труды X Общероссийской молодежной научно-технической конференции. Сер. "Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ» №50" 2018. С. 234-238.

**СИСТЕМА ОЧУВСТВЛЕНИЯ МАНИПУЛЯТОРА ПОДВОДНОГО
РОБОТА В УСЛОВИЯХ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ****Б. И. Малых, Р. Р. Яфясов***Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова*

Автономные и беспилотные подводные аппараты (АНПА, БНПА) имеют ряд очевидных преимуществ в использовании: снижение риска для людей, прежде всего, водолазов; открытие новых возможностей для изучения мирового океана; они удобнее в использовании по сравнению с другими дорогостоящими подводными аппаратами (батискафы, батисферы). Чаще всего подводные робототехнические системы используются в обзорно-поисковых работах, обследовании затонувших объектов, строительстве и обслуживании подводных сооружений и коммуникаций (нефтепроводы, кабели), геологоразведочные работы, картографирование дна, океанографические исследования, мониторинг водной среды и другие [1].

Такой обширный перечень ответственных работ было бы невозможно организовать, если бы у АНПА и БНПА не было специального исполнительного устройства (ИУ), выполняющего двигательные функции, аналогичные функциям руки человека – манипулятора. Управление объектом манипулирования с помощью рабочего органа (РО) манипулятора может осуществляться и проводиться в разных условиях окружающей среды, например, при повышенной загрязнённости воды. Кроме того, перед выполнением поставленной задачи объект манипулирования предстоит инициализировать.

В связи с Федеральной стратегией развития Арктической зоны применение подводных робототехнических систем является залогом успешного развития северных территорий нашей страны. Качественная система очувствления (СО) позволит АНПА решать поставленные задачи, несмотря на суровые климатические условия арктического климата.

Цель работы – сделать краткий обзор наиболее активно используемых систем очувствления и остановиться подробнее на конкретном техническом решении.

Задачи работы:

- описать выбранную систему очувствления, указать достоинства и недостатки;
- рассмотреть выбранную систему очувствления в условиях высоких давлений.

Манипуляторы АНПА и других подводных робототехнических систем имеют ряд отличий от наземных: действие различных гидродинамических эффектов; более сложная математическая модель; избыточная кинематика устройства; более высокие требования к информационно-сенсорным системам, например, к их пропускной способности [2]. Условия, в которых работает манипулятор, и его техническая сложность требуют высококачественной и надёжной системы очувствления, отвечающей всем современным стандартам и позволяющей выполнить все поставленные задачи.

По способу взаимодействия с окружающей средой СО исполнительного устройства подводного аппарата можно разделить на контактные и бесконтактные. Первые измеряют действующую на манипулятор силы и моменты и фиксируют координаты точек их приложения, вторые работают с геометрическими характеристиками объектов внешней среды. Бесконтактные системы очувствления включают в себя системы технического зрения (СТЗ) и локационные системы очувствления, контактные – силомоментные системы очувствления и тактильные системы очувствления. [3] Все перечисленные информационно-сенсорные устройства используются для осуществления самых разнообразных задач от идентификации объектов на морском дне до подводной локации. В данной работе речь пойдёт о тактильных системах очувствления манипуляторов.

В робототехнике тактильные СО принято отличать от силомоментных. Тактильные датчики определяют вариацию давления на рабочие поверхности исполнительного устройства, а силомоментные измеряют динамические напряжения в сочленениях и захватном устройстве манипулятора. [4]. Итак, тактильной системой очувствления называют технические средства, предназначенные для определения координат точки касания захвата с объектом манипулирования и измерения контактного давления. Тактильная рецепция роботов, в отличие от других сенсорных функций, реализуется не локализованной в пространстве системой анализаторов, а большим количеством разнотипных датчиков, распределённых по всей поверхности рабочего органа манипулятора. Преобразование сил, возникающих при контакте робота с объектом, в электрический сигнал осуществляется двумя способами. Первый основывается на измерении упругих деформаций чувствительных элементов датчиков. Наиболее часто для этого применяют тензорезисторные, пьезоэлектрические и магнитоупругие датчики. Второй способ заключается в измерении микроперемещений калиброванных пружин датчика, деформируемых под действием внешних сил в

процессе контакта захвата с объектом. Используются такие методы измерений малых перемещений как: электрические, магнитные и оптические. Способ, основанный на измерении упругих деформаций чувствительных элементов датчиков, является наиболее предпочтительным и используемым сегодня, ввиду широкой номенклатуры измерительных устройств. [3]

Для датчиков тактильной системы осязания существуют требования, сформулированные в 1982 году по заказу Национального бюро стандартов (США) обзор основных технологических операций в области робототизированного производства:

- размерность матричных чувствительных элементов не менее 8×8;
- время реакции чувствительного элемента не более 10 мс;
- рабочий диапазон усилий 0.01...10 Н;
- малый гистерезис (но не обязательно высокая линейность);
- стойкость к воздействию агрессивных сред.

Указанные параметры в первом приближении соответствуют характеристикам пальцев человека, что справедливо, ведь для тактильных систем осязания биологическим аналогом является функция осязания.

Тактильные датчики подразделяют по следующим признакам:

- 1) По характеру измеряемых параметров (датчики контактного давления, датчики касания, датчики проскальзывания);
- 2) По размерности – одиночные, матричные;
- 3) По форме входного сигнала – дискретные (релейные), аналоговые.

Тактильные датчики контактного давления и касания обычно исполняются в матричном виде и устанавливаются на внутренней поверхности рабочего органа манипулятора. Матричное исполнение даёт возможность регистрировать контакт с объектом во многих точках, позволяя определить форму объекта, его ориентацию, а также возможное направление его проскальзывания. Для того, чтобы исключить факт проскальзывания объекта манипулирования в схвате манипулятора применяются тактильные датчики проскальзывания, устанавливающиеся аналогично контактным. Используются для обеспечения заданного усилия сжатия, если речь идёт о манипулировании хрупким объектом. Проскальзывание может определяться одним из следующих способов:

- измерение вибраций, возникающих при проскальзывании объектов;
- определение градиента изменения давления между губками схвата.

По предъявляемым к тактильным системам осязания требованиям, а также по существующей классификации можно обозначить достоинства и недостатки рассматриваемой информационной системы.

Достоинства:

- тактильные системы позволяют зарегистрировать факт наличия касания рабочего органа робота с интересующим нас объектом;
- обеспечивают определение направления и скорости относительного скольжения объекта в схвате;
- контролируемая сила сжатия захвата;
- широкая номенклатура тактильных датчиков.

Недостатки:

- относительно невысокая надёжность, из-за которой данным системам предъявляют повышенные технические требования;
- достаточно большое время обработки информации.

Важно учитывать и тот факт, что подводному роботу и, соответственно, манипулятору предстоит вести работы под водой в условиях повышенного давления. Следовательно, от СО требуется адаптация порога чувствительности чувствительного элемента (ЧЭ) к повышенному давлению внешней окружающей среды, а также к его изменению, так как АНПА может работать на разных глубинах, начиная от морского шельфа и заканчивая максимальной глубиной своего погружения. В то же время, к материалам, из которых сделана информационная система, должны предъявляться более жёсткие требования (механические, прочностные характеристики и т.п.).

Если говорить о материалах, то высокие требования к надёжности привели к появлению тактильных датчиков на основе эластомеров и композиционных материалов с волокном графита [5]. Эластомеры – вещества, обладающие высокоэластичными свойствами и вязкостью. Они могут растягиваться в 2-10 раз под действием нагрузки, а после её снятия восстановить исходную форму без остаточных деформаций, что является очень важным фактором для тактильной СО. Материал эластомера представляет собой силиконовый каучук с примесями металлов или их соединений,

например, меди. На рисунке 1 представлена зависимость удельного сопротивления R ($\text{кОм}\cdot\text{м}$) двух образцов эластомеров от внешнего давления p (кПа).

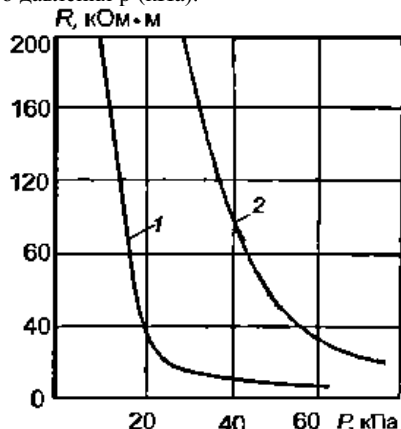


Рисунок 1 – Зависимость удельного сопротивления эластомера от внешнего действующего давления [5]

По графикам, представленным на рисунке 1 можно сказать о том, что эластомер типа 2 имеет практически экспоненциальную характеристику, что больше подходит для подводных работ, так как характеристика 1 эластомера слишком быстро достигает своего насыщения.

Основной недостаток эластомеров заключается в появлении усталостных изменений в материале, что приводит к появлению микротрещин в его структуре и, как следствие, падению удельной проводимости [5].

Прекрасной альтернативой эластомерам являются углеродные нити, каждая из которых представляет собой пучок, содержащий до нескольких тысяч волокон диаметром $7...30$ мкм. Признаки повреждения пучков углеродных нитей появляются при воздействии внешних давлений, величиной около 400 МПа, поэтому их применяют тогда, когда оказываемая величина давления не превышает 200 МПа.

Вопрос о адаптации порога чувствительности датчиков можно решать на программном уровне: зная глубину погружения подводного робота, можно определить давление, действующее на губки РО манипулятора. Если регистрируемые значения давления не превышают давление, действующее на данной глубине погружения, то в схвате манипулятора ничего нет.

Сделав анализ сильных и слабых сторон тактильной системы очувствления, можно дать заключение, что применять их следует в таких задачах как: строительство и обслуживание подводных сооружений и коммуникаций, геологоразведочные работы, обезвреживание мин и т.п.

В заключении можно сделать следующие выводы:

- 1) Тактильная система очувствления определяет вариацию приложения давления на рабочий орган исполнительного устройства, а силомоментная – измеряет динамические напряжения в сочленениях и захвате манипулятора.
- 2) При работе в условиях высоких давлений необходимо предъявлять более жёсткие требования к СО манипулятора.
- 3) Тактильную систему очувствления уместно применять тогда, когда необходима непосредственная работа с объектом манипулирования.

Библиографический список

1. Агеев М. Д. Автономные подводные роботы: системы и технологии. Ин-т проблем морских технологий. – М.: Наука. 2005. – 398 с.
2. Gianluca Antonelli, Thor I. Fossen, Dana R. Yoerger. Springer Handbook of Robotics, Vol. 43 Underwater Robotics, 987-1008.
3. Брагин В. Б. Системы очувствления и адаптивные промышленные роботы. – М.: Машиностроение, 1985. – 256 с.
4. Воротников С. А. Информационные устройства робототехнических систем: Учебное пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. – 384 с.
5. Козырев Ю. Г. Промышленные роботы: основные типы и технические характеристики: учебное пособие / Ю. Г. Козырев. – М.: КНОРУС, 2015. – 560 с.

УДК 629.58

ТЕЛЕУПРАВЛЯЕМЫЙ НЕОБИТАЕМЫЙ ПОДВОДНЫЙ РОБОТ

Н.С. Слободзян, А.В. Йосипенко, Я.Р. Михаленко, А.С. Рац

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

В Балтийском государственном техническом университете «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова студентами каф. И8, СКБ «Мехатроника и робототехника», сотрудниками НИЛ РИМС разрабатывается телеуправляемый необитаемый подводный робот (ТНПР) повышенной маневренности с манипулятором для выполнения базового набора операций под водой на глубине до 5 метров.

Данные аппараты служат для исследования дна водоемов и извлечения предметов; для выполнения операций контроля и ремонта технических систем (осмотр трасс газопроводов, телекоммуникационных систем) и городских коммуникаций; для профилактического осмотра судов; для выполнения операций с различными вентилями и задвижками; для поддержки водолазных работ; для обеспечения научных исследований; для вспомогательных операций в рыбных хозяйствах.

Описываемый робот готовится в первую очередь к участию в соревнованиях по морской робототехнике [1]. Согласно регламенту соревнований, робот должен выполнять определенный список задач. Для каждой задачи необходим определенный функционал: возможность маневрирования под водой на глубине до 5 метров, возможность дистанционного управления роботом с береговой станции, передача изображения в режиме реального времени для управления роботом и нахождения объектов под водой, возможность перемещения объектов с помощью бортового манипулятора.

В рамках разработки ТНПР был выполнен информационно-аналитический обзор существующих технических решений и выбрана структура робототехнического комплекса, включающая береговую станцию управления и непосредственно подводно-техническое средство — ТНПР. Связь между ними осуществляется по кабелю. ТНПР включает в себя герметичный корпус с системой управления, систему движителей, многопозиционный манипулятор и видеокамеру высокого разрешения.

Структурная схема ТНПР (рис. 1) содержит систему управления верхнего уровня (СУВУ), систему управления нижнего уровня (СУНУ) и систему информационного обеспечения (СИО).

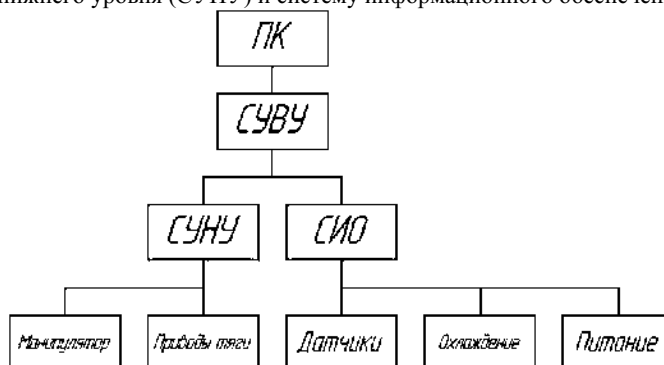


Рисунок 33 – Структурная схема ТНПР

Система управления верхнего уровня обеспечивает дистанционное управление роботом и контроль оператором изображения, получаемого видеокамерой. Для управления бортовым манипулятором и приводами была разработана система управления нижнего уровня. Для обеспечения работоспособности аппарата необходим сбор информации о температуре и давлении за бортом, а также оснащение его питанием. Эти функции выполняет система информационного обеспечения.

Система управления верхнего уровня

Управление роботом выполняется удаленно с помощью проведенного от береговой станции к аппарату информационного кабеля (с помощью технологии *Ethernet*). Предусмотрен функционал автономной работы, для чего в составе системы управления верхнего уровня присутствует одноплатный компьютер *Raspberry Pi*.

Обмен данными происходит следующим образом. От береговой станции управления по кабелю связи сигналы передаются системе управления верхнего уровня. СУВУ обрабатывает принятые команды и формирует сигналы системе управления нижнего уровня и системе информационного обеспечения. Обрато компьютеру береговой станции СУВУ передает видеосигнал со встроенной камеры ТНПР.

На языке программирования *Python* был разработан программный графический интерфейс, где присутствуют интерактивные кнопки управления движением как самого ТНПР, так и его бортового манипулятора. Также имеется окно просмотра видеосигнала, поступающего с видеокамеры, расположенной на борту ТНПА, и выбор режима работы робота (ручной или автономный). Предусмотрено наличие дополнительных кнопок, с помощью которых осуществляется регулирование мощностных характеристик двигателей.

ТНПР может совершать движения в шести направлениях. Интерактивными кнопками можно задавать следующие траектории движения: вперед, назад, влево, вправо, вверх и вниз, а также управлять бортовым манипулятором с тремя степенями свободы с помощью альтернативного набора управляющих кнопок, размещенных в разработанном графическом интерфейсе. С помощью кнопок управления манипулятором задаются координаты конечной точки схвата, далее на программном уровне рассчитываются углы, на которые нужно повернуть звенья для того, чтобы рабочий орган манипулятора оказался в заданной точке, тем самым решается обратная задача кинематики.

Структурная схема СУВУ представлена на рисунке 2.

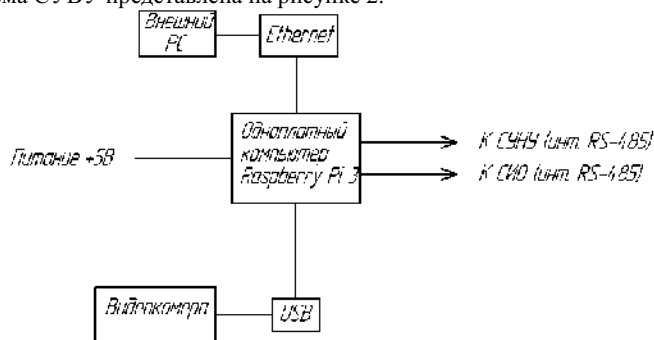


Рисунок 34 - Структурная схема СУВУ

Система управления нижнего уровня

Для обеспечения маневренности ТНПР предлагается использование двух двигателей горизонтальной тяги и двух двигателей вертикальной тяги. Осуществление поворота аппарата вокруг своей оси происходит благодаря расположению двигателей горизонтальной тяги под углом друг к другу.

На роботе устанавливается автономный источник питания (аккумулятор), от которого питаются двигатели и электронные модули. Использование двигателей постоянного тока с щеточно-коллекторным узлом требует герметизации корпуса двигателя маслом, что запрещено регламентом соревнований. Так же они имеют большие габариты при малых мощностях, а щеточно-коллекторный узел требует обслуживания и является малонадежным, поэтому в качестве приводных двигателей для аппарата выбраны бесколлекторные двигатели постоянного тока. Были выбраны двигатели фирмы *Blue Robotics* герметичного исполнения мощностью 350 Вт с установленным винтом. Их особенностью является акриловое покрытие обмоток статора и отсутствие в конструкции материалов, подверженных коррозии.

Выбранная кинематическая схема манипулятора требует обеспечения трех степеней подвижности — одну для обеспечения захвата и еще две для поступательного и вращательного движения схвата. Таким образом, требуется использование трех двигателей. Наиболее оптимальным вариантом является использование серводвигателей, конструктивно выполненных в виде законченных позиционных приводных модулей, замкнутых обратной связью по положению. При подборе серводвигателей так же требуется учитывать требования к герметичности. Были выбраны серводвигатели фирмы *JX Servo*, для которых требуется незначительная конструктивная доработка для обеспечения герметичности. Также в целях обеспечения возможности будущих модификаций было принято решение заложить в систему управления возможность управления шестью серводвигателями.

Была разработана система управления нижнего уровня, способная управлять четырьмя бесколлекторными двигателями постоянного тока (БДПТ) и шестью серводвигателями в соответствии с принимаемыми командами от системы управления верхнего уровня.

Управление фазными обмотками БДПТ осуществляется по полумостовой схеме. Она построена на МОП транзисторах, так как они имеют меньшие потери при высоких частотах управления. Особую важность имеет расчет режима работы и рассеиваемой мощности на транзисторах для подбора управляющей схемы и отвода тепла. Выходные транзисторы управляются по бутстрепной схеме.

Для управления фазной обмоткой двигателя требуется два силовых транзистора, каждый двигатель имеет три фазы, аппарат имеет четыре БДПТ, таким образом необходимо 24 транзистора. Каждый из них требует радиатор и активный отвод тепла, что затруднительно реализовать в малогабаритном аппарате. Решением этой проблемы служит крепление транзисторов изнутри герметичного модуля к металлическому корпусу аппарата. Так как аппарат находится под водой, его корпус будет эффективно отводить тепло.

Для управления БДПТ применяется бездатчиковое управление и управление на основе датчиков Холла [2]. Оба этих принципа заложены в систему управления, для возможного применения при усовершенствовании аппарата в будущем. При управлении БДПТ необходимо соблюдать правило перпендикулярности магнитного поля статора и ротора, для этого нужно переключать фазные обмотки двигателя в зависимости от положения ротора и его магнитного поля соответственно. Положение ротора может определять благодаря датчикам Холла, реагирующим на магнитное поле ротора, что и происходит при управлении на основе датчиков Холла. При бездатчиковом же управлении, положение ротора определяется по обратной ЭДС, наводимой на неподключенные в каждый момент времени обмотки.

Сервопривод представляет собой законченный мехатронный модуль, имеющий двигатель, датчик положения (потенциометр) и систему управления. Это значительно упрощает применение и управление данным приводом. Выбранный сервопривод построен на основе бесколлекторного двигателя постоянного тока, имеющего более высокий момент при том же токопотреблении, что и коллекторный двигатель. Сервопривод имеет встроенную цифровую систему управления, благодаря чему время реакции двигателя на возмущающее воздействие составляет до нескольких миллисекунд, что в десятки раз меньше чем и аналоговых сервоприводов. Управление сервоприводом осуществляется с помощью ШИМ-сигналов. Положение ротора задается коэффициентом заполнения ШИМ-сигнала, таким образом для каждого серводвигателя необходимо по одному каналу ШИМ.

Большое количество транзисторов для управления БДПТ затрудняет подбор компонентов системы управления, так как каждая полумостовая схема требует по одному каналу ШИМ микроконтроллера, каждый серводвигатель датчик Холла так же требуют по отдельному каналу и учитывая периферию, необходимое число каналов оказывается выше среднего числа каналов в микроконтроллере. Был выбран микроконтроллер STM32F407VET6. Он имеет 14 таймеров, 8 из которых позволяют управлять проектируемой системой приводов и подключать датчики Холла для управления БДПТ.

Таким образом, были подобраны компоненты системы управления (рис. 3) приводами телеуправляемого обитаемого подводного робота, обеспечивающей управление всеми приводами для манипулирования роботом с учетом возможного расширения функционала системы.

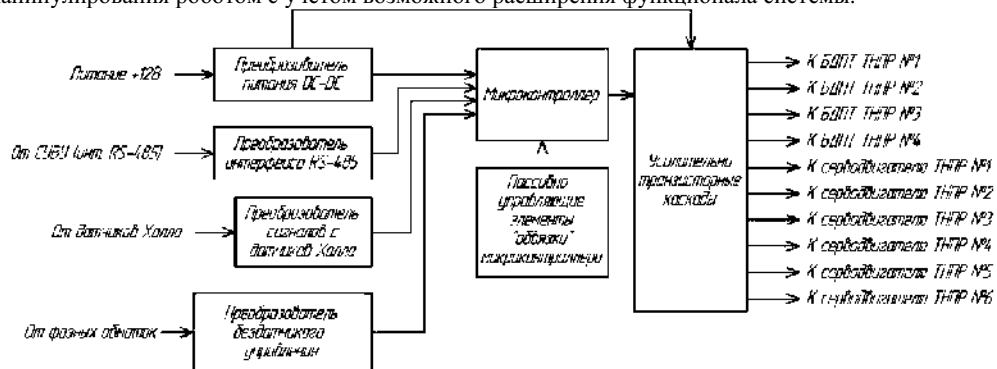


Рисунок 35 - Структурная схема СУНУ

Система информационного обеспечения

Система информационного обеспечения отвечает за работу трех блоков, физически расположенных на одной печатной плате: блок датчиков, блок контроля питания и блок системы охлаждения. Связующим звеном всех блоков является микроконтроллер семейства STM32F103, передающий по шине интерфейса RS-485 пакеты данных на вычислительную систему Raspberry Pi.

Блок датчиков включает в себя датчики температуры, ультразвуковые датчики расстояния и блок МЭМС-акселерометров и гироскопов и магнитного компаса.

Датчики температуры располагаются внутри и снаружи подводного аппарата, их прямой задачей является контроль температуры бортовой электроники и забортной воды для обеспечения качественной работы системы охлаждения.

Ультразвуковые датчики дистанции отвечают за ориентацию аппарата под водой и определение расположения предметов поиска. Для этой задачи были выбраны датчики типа МА40Е7. Их особенностями являются влагозащищённость и дальность измерения до 4х метров, что удовлетворяет условию работы под водой в небольшом искусственном водоеме.

Блок МЭМС-акселерометров, гироскопов и магнитного компаса служит для координатной стабилизации и контроля перемещения подводного робота. Данные от микросхемы акселерометра-гироскопа передаются на микроконтроллер с помощью I2C интерфейса. В состав пакета данных входят значения по координатного ускорения, силы магнитного поля и градусного отклонения за единицу времени.

Блок системы охлаждения включает в себя активное и пассивное охлаждение. В качестве активного охлаждения предусматривается два кулера, управляемые драйвером L293D для электродвигателей. Установленные кулеры имеют диаметр 40мм и частоту вращения 15000 об/мин при напряжении питания 12В. Автоподстройка частоты их вращения обеспечивается обратной связью по температуре и наличием ШИМ управлением драйвером.

В качестве пассивного охлаждения установлен радиатор с медными трубками, которые сообщаются с внешней стороной корпуса, тем самым создавая отвод тепла от электронной аппаратуры.

Необходимость встраивания системы охлаждения обуславливается высоким тепловыделением бортовых устройств в герметичном корпусе небольшого объема.

Блок контроля бортового питания построен по схеме с байпас-коммутацией источника питания. Эта особенность позволяет заряжать аккумулятор, не извлекая из подводного аппарата, тем самым, не нарушая герметичность корпуса. Выполняется непрерывный контроль параметров аккумулятора: текущий ток заряда, напряжение и ёмкость.

Выбран литий-ионный трех-баночный аккумулятор на 11,1 В. Заряд аккумулятора осуществляется от внешней линии питания +12 В. Емкость аккумулятора в 5000мА/ч позволяет сохранять автономность на протяжении 2,5 часов. Питающие напряжения устройства составляют +11,1В для силовой части, +5В для транзисторных ключей, +3,3В для логического уровня и +2,5В для опорного напряжения.

Таким образом, была разработана система информационного обеспечения телеуправляемого необитаемого подводного аппарата со структурной схемой, показанной на рисунке 4, обеспечивающая стабильный обмен данными между блоками и узлами устройства и контроль заряда его аккумулятора.

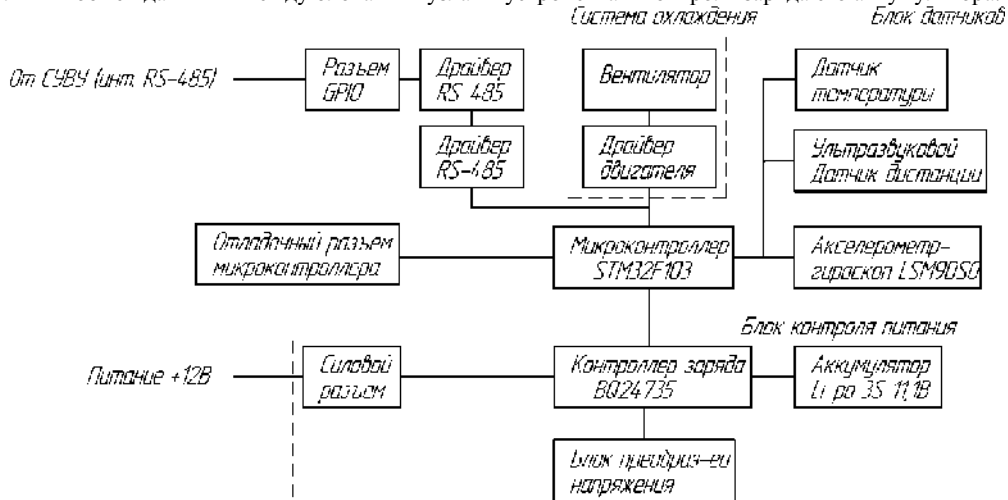


Рисунок 36 - Структурная схема СИО

Библиографический список

1. Регламент соревнований [Электронный ресурс] URL: <https://fpi.gov.ru/tenders/338/>

2. Гончаров В.О., Коротков Е.Б., Слободзян Н.С., Четвертухин А.В. Система бездатчикового управления вентиляльным приводом // В сборнике: МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС труды X Общероссийской молодежной научно-технической конференции. Сер. "Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ» №50" 2018. С. 212-217.

УДК 681.5

СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ МАЛОРАЗМЕРНЫМ ГАЗОТУРБИНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

Челушкин М.Н., Слободзян Н.С.

Научный руководитель – А.В.Побелянский

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

В течение последнего десятилетия наиболее динамичным сегментом авиационной отрасли мира стала разработка и производство беспилотных авиационных систем (БАС). Данный сегмент стабильно обеспечивают совокупный среднегодовой темп роста (compound annual growth rate, CAGR) не менее 10%. На данный момент основными потребителями БАС во всём мире являются военные структуры, несмотря на это рынок гражданского применения, как ожидается, уже к 2020 году обгонит по объёму рынок обеспечения безопасности.

Одной из основных стратегий научно-технического развития нашей страны до 2035 г. является Национальная технологическая инициатива [1], предусматривающая развитие рынка «Аэронет» — рынка разработки и производства беспилотных летательных аппаратов (БЛА). В соответствии с утвержденной дорожной картой [2] перспективными сегментами рынка «Аэронет» являются транспортные перевозки, а также поиск и спасение людей.

В настоящее время при создании БЛА в России используются только импортные силовые установки, так же в инициативном порядке ведется разработка проектов (на стадии ОКР) по локализации поршневых двигателей мощностью 500 л.с. и турбореактивных двигателей (ТРД) с тягой 150 кгс [2]. В России существует потребность в малых газотурбинных двигателях (ГТД) для беспилотных летательных аппаратов (БЛА), динамически подобных летающим моделям (ДПМ) больших воздушных судов (ВС), а также экспериментальным летательным аппаратам (ЛА).

В СКБ «Разработка авиационных двигателей» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова ведутся работы по созданию малоразмерного газотурбинного двигателя (МГТД) тягой 100 Н. При создании МГТД была поставлена задача: разработать систему автоматического управления, которая обеспечит следующие функции двигателя:

- функционирование в различных режимах работы (рисунок 1) [3] по управляющим сигналам системы управления беспилотного летательного аппарата;
- старт МГТД;
- подача топлива в камеру сгорания;
- зажигание топлива;
- контроль температуры и частоты вращения ротора;
- генерация электроэнергии до 80 Вт постоянного тока.

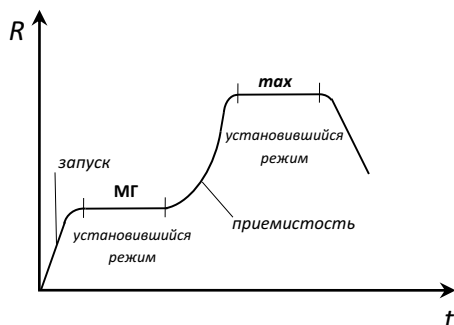
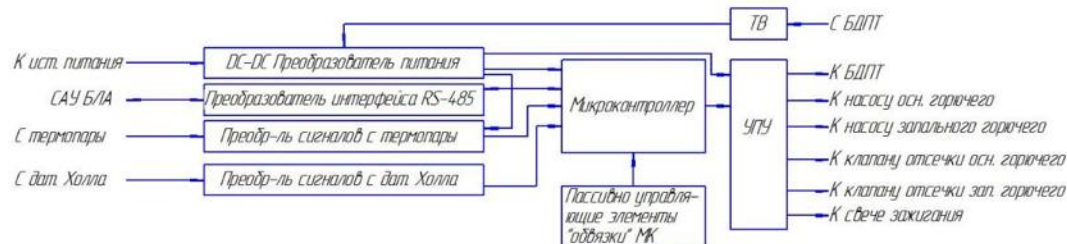


Рисунок 37 — Циклограмма режимов работы авиационного ГТД; R – тяга двигателя; t – время.

Для обеспечения данного функционала была разработана структурная схема САУ, которая представлена на рисунке 2. Питание система получает от внешнего источника (аккумуляторной батареи (АКБ) на борту БЛА). Также в систему поступает энергия, генерируемая электродвигателем и выпрямленная трёхфазным инвертором. Номинальное напряжение АКБ +24 В преобразуется для питания логической части в +5 В и +3,3 В. Сигналы от САУ БЛА поступают по интерфейсу RS-485. Информация с системы верхнего уровня обрабатывается микроконтроллером (МК), который выдаёт управляющие сигналы на блок усилительно-преобразовательных устройств (УПУ). Усиленные сигналы поступают на исполнительные элементы системы. Контроль параметров системы — скорости вращения ротора и температуры в камере сгорания — осуществляют соответствующие датчики.



УПУ – Усилительно-преобразовательное устройство

ТВ – Трёхфазный выпрямитель

МК – микроконтроллер

САУ – система автоматического управления

БЛА – беспилотный летательный аппарат

Рисунок 38 — Структурная схема САУ

Работа малоразмерного турбореактивного двигателя (МТРД) начинается с процесса запуска, который можно разбить на следующие основные этапы:

- раскрутка ротора двигателя от стороннего источника энергии;
- подача топлива и его воспламенение в камере сгорания;
- постепенное увеличение числа оборотов ротора МТРД;
- отключение стороннего источника энергии; увеличение числа оборотов ротора МТРД до достижения режима малого газа (МГ) (12000 об/мин).

В качестве стартового двигателя выбран бесколлекторный двигатель постоянного тока (БДПТ) — устройство, в котором магнитоэлектрическая синхронная машина с трапецидальным распределением магнитного поля в зазоре образует с помощью датчиков положения ротора (ДПР) и полупроводникового коммутатора замкнутую исполнительную систему.

Выбор указанного типа двигателя обусловлен следующими преимуществами:

- высокий диапазон скоростей;
- длительный срок службы;
- высокий показатель отношения крутящего момента к диаметру двигателя;
- отсутствие щеточно-коллекторного узла и, как следствие, искрений (немаловажный фактор в системах с возможными утечками легко воспламеняемого топлива).

Применение БДПТ со встроенными ДПР (датчиками Холла) позволяет упростить систему управления по сравнению с бездатчиковым управлением, а также исключает необходимость установки дополнительного датчика скорости вращения вала, который необходим для регулирования параметров ГТД.

В БДПТ поле статора и ротора вращаются синхронно. Для обеспечения вращения поля статора необходимо переключать фазные обмотки статора в такой последовательности, чтобы вектор магнитного потока статора был ортогонален вектору магнитного потока ротора. Такую работу ключей осуществляет управляющий микроконтроллер (МК). Последовательность коммутации фаз статора БДПТ (обозначим их U, V, W) представлена на рисунке 3. Питание фаз осуществляется по бустерной схеме [4] (рисунок 4).

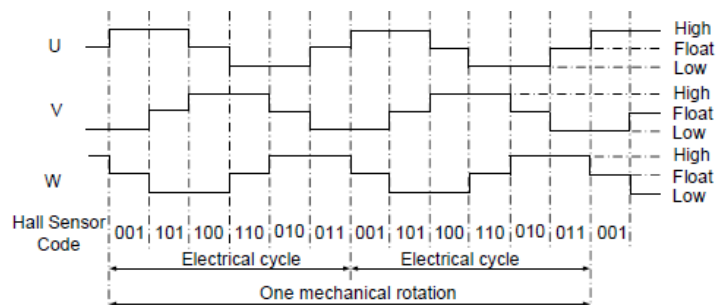


Рисунок 39 — Последовательность коммутации статорных обмоток БДПТ

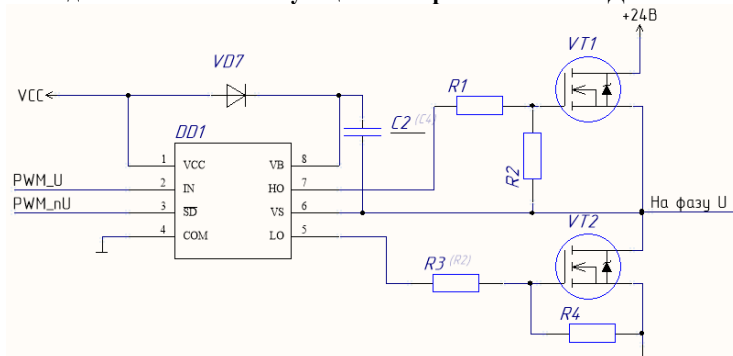


Рисунок 40 — Бутстрепная схема управления транзисторным полумостом

Наличие встроенных датчиков Холла позволяет упростить систему управления по сравнению с бездатчиковым управлением [4], а также исключает необходимость использования дополнительного датчика скорости вращения вала.

При переходе электродвигателя в генераторный режим (после достижения скорости вращения ротора МГТД в 30% от номинальной), вырабатываемый переменный ток с обмоток статора поступает на трёхфазный выпрямитель типа «звезда-Ларионова» со сглаживающим пульсации конденсатором (рисунок 5). Результаты моделирования построенной схемы в пакете Simscape Power Systems в среде Matlab Simulink [5] представлены на рисунке 6.

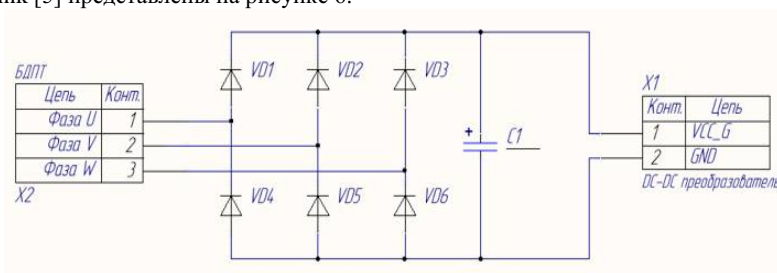


Рисунок 41 — Принципиальная схема трёхфазного выпрямителя типа «звезда-Ларионова»

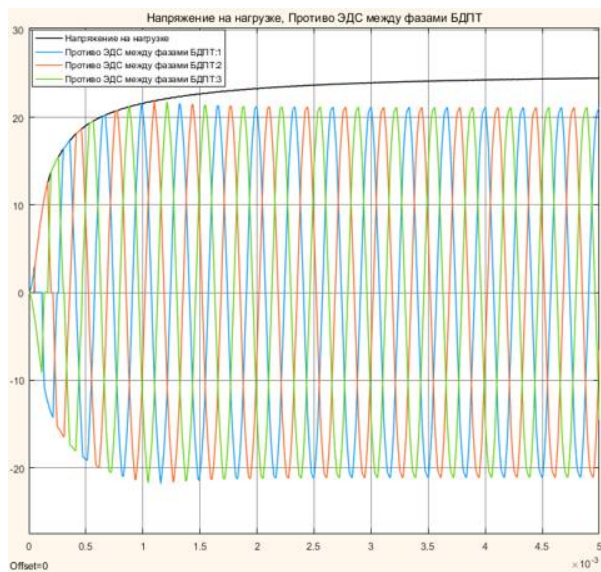


Рисунок 42 — Результаты моделирования генератора со схемой выпрямления

В качестве устройств обеспечения газотурбинного двигателя горючим топливом (запальным и основным) выбраны шестерённые насосы, поскольку они имеют малые габариты и массу, простоту регулирования, что при ограниченных габаритах играет существенную роль. Управление насосами (рисунок 8) осуществляется по схеме со двоянным драйвером нижнего плеча в режиме работы широтно-импульсного регулирования с однополярной коммутацией [6].

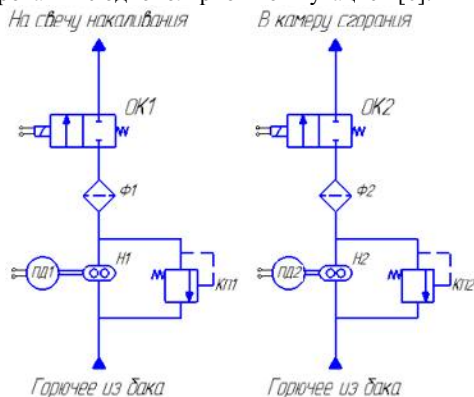


Рисунок 43 — Схема гидравлическая принципиальная топливной системы

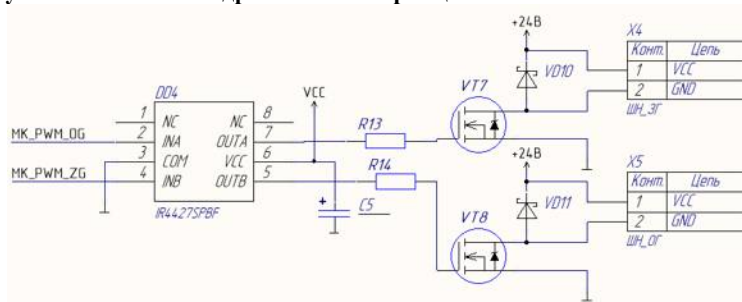


Рисунок 44 — Схема управления топливными насосами

Отсечные соленоидные клапаны ограничивают подачу топлива в камеру сгорания (КС). Свеча накалывания воспламеняет запальное топливо, которое поджигает основную топливно-воздушную смесь. Температура газов в КС перед турбиной регистрируется термопарой (материал хромель-

алюмель). Сигнал с неё усиливается операционным усилителем и поступает на АЦП микроконтроллера (рисунок 9).

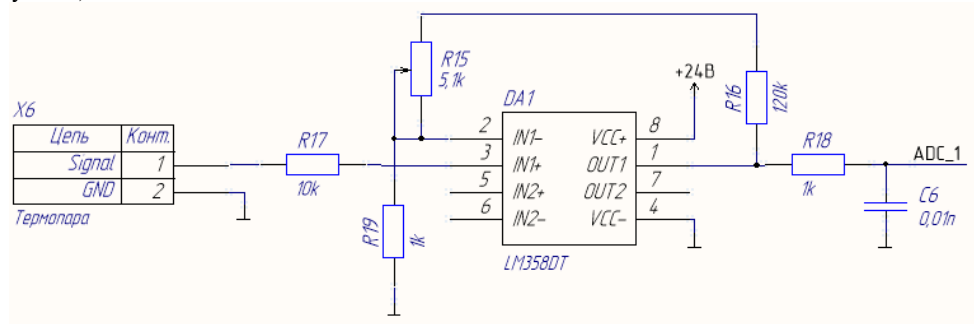


Рисунок 45 — Схема усиления сигнала с термопары

Управление исполнительными органами и преобразовательными устройствами, а также регистрация сигналов осуществляется микроконтроллером. Управление системой производится от основной платы управления БЛА или от компьютера при стендовых испытаниях.

Библиографический список

1. Национальная технологическая инициатива [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://nti.one/nti/>, свободный. Яз. рус.
2. AeroNet. Распределенные системы беспилотных летательных аппаратов. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://nti.one/markets/aeronet>, свободный. Яз. рус.
3. Автоматика и регулирование авиационных двигателей и энергетических установок. Конспект лекций.// Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова – 2015. – 77с.
4. Гончаров В.О., Коротков Е.Б., Слободзян Н.С., Четвертухин А.В. Система бездатчикового управления вентильным приводом // В сборнике: МОЛОДЕЖЬ. ТЕХНИКА. КОСМОС труды X Общероссийской молодежной научно-технической конференции. Сер. "Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ» №50" 2018. С. 212-217.
5. Герман-Галкин С. Г., Matlab & Simulink. Проектирование мехатронных систем на ПК. — СПб.: КОРОНА-Век, 2008. - 368 с.
6. Онищенко Г.Б., Силовая электроника. Силовые полупроводниковые преобразователи для электропривода и электроснабжения: Уч. пособие. — М.: ИНФРА-М, 2018. — 122 с.
7. Побелянский А.В., Левихин А.А. Теоретические основы и практическая реализация изготовления двигателей беспилотных летательных аппаратов с использованием аддитивных технологий. Сборник тезисов Всероссийской научно-технической конференции молодых учёных и специалистов «Авиационные двигатели и силовые установки». Москва. 2019 г.

УДК-623.941.4-523

**ЛОГИСТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ МОДЕРНИЗАЦИИ ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА
ПРИВодОВ НАВЕДЕНИЯ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ УСТАНОВОК**

О. И. Конотопов, Д. С. Лупарев

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

Одним из главных требований, предъявляемых к Вооруженным Силам Российской Федерации, и Военно-Морскому Флоту в частности, является высокая боеготовность. Это означает, что всё вооружение и военная техника должны находиться в исправном состоянии и быть готовыми к применению.

Артиллерийское вооружение ВМФ РФ продолжает развиваться и в настоящее время разрабатываются новые корабельные артиллерийские установки. На сегодняшний день на вооружении флота находятся артиллерийские установки, разработанные в 70-х – 80-х годах прошлого столетия. В ходе эксплуатации вооружения возникает необходимость проведения плановых ремонтов, а также замена расходных материалов с ограниченным эксплуатационным ресурсом. К тому же становится необходимо производить модернизацию конструкции старых систем для применения современных методов обнаружения цели, наведения, слежения и т.д. В связи с указами Президента РФ о “импортозамещении” возникла необходимость разработки аварийного тормозного устройства отечественной конструкции для приводов вертикального и горизонтального наведения, взамен экспортируемых из Италии (Рис. 1).

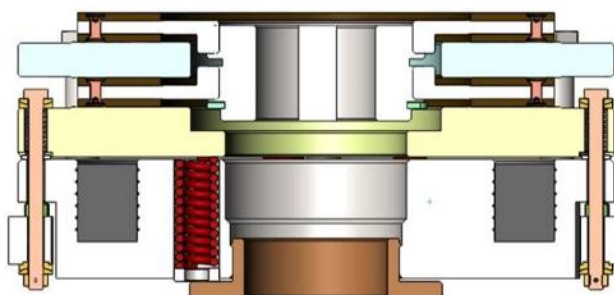


Рисунок 1 – Тормозное устройство итальянской конструкции в разрезе

В существующей конструкции тормозного устройства в качестве фрикционного материала используется неметаллическая смесь на основе фенолформальдегидных смол. Разработка отечественной конструкции подразумевает использование материалов, производящихся на территории РФ в российских компаниях. При попытке подбора фрикционного материала со схожими свойствами было обнаружено, что производство таких фрикционных изделий слабо развито на данный момент. Самый распространенный материал, который может быть применен в изделиях военного назначения – ретинакс ГОСТ 10851-94. Данный материал представляет собой абразивную смесь асбоцемента и латунной проволоки. Также в состав входят: асбест, барит с кусочками латуни, смолы фенолформальдегидные, пластификаторы. В процессе смешивания составных элементов возникает проблема неравномерного распределения большого объема исходного материала в конечном продукте. Из-за этого на выходе производства мы получаем фрикционный материал с неравномерно распределенными характеристиками коэффициента трения в пределах одной партии. Коэффициент трения такого изделия по стали колеблется от 0,27 до 0,6 только из-за несовершенства технологии производства. Таким образом, заказывая для нашего тормозного устройства этот материал, нам нужно заложить в конструкцию двукратный запас тормозного момента за счёт других величин, для обеспечения безотказной работы тормоза. В дополнение, ретинакс считается гигроскопичным материалом, его свойства могут изменяться под воздействием влаги, а на кораблях высокая влажность воздуха весомая проблема. Проведены исследования [1], которые говорят о том, что с увеличением

относительной влажности воздуха в парах трения наблюдается увеличение износа их рабочих поверхностей, вызванного ростом момента трения. Относительная влажность воздуха в межконтактной зоне пар трения несет дополнительную нагрузку и вызывает изменения их эксплуатационных параметров.

Все вышесказанное говорит о нецелесообразности применения данного материала для тормозного устройства. В текущей ситуации наблюдается дефицит производства отечественных фрикционных материалов. Многие материалы, используемые в машиностроении в СССР, на сегодняшний день не производятся в серийном масштабе, хотя их применение не потеряло актуальности. Большое количество фрикционных материалов, используемых в различных областях техники закупается за рубежом, но этот вариант не подходит для производства вооружения в текущей международной обстановке.

Исходя из вышеназванных проблем, конструкция тормозного устройства с использованием фрикционных накладок не может быть применена в настоящее время с выявленным дефицитным состоянием фрикционной продукции отечественного производства. Возникшие проблемы замедляют обновление материальной части корабельного вооружения. Нами предлагается, внесение конструктивных изменений в тормозное устройство и применение металлических пар трения.

Тормозной момент в муфте зависит от нескольких величин.

$$M = f * R_{\text{ср}} * i * F \quad (1)$$

M – тормозной момент [Н*м];

f – коэффициент трения скольжения материалов друг по другу;

$R_{\text{ср}}$ – средний радиус поверхности трения [м];

i – количество пар трения;

F – суммарная сила прижатия пружин [Н];

Ограниченное пространство внутри корпуса привода наведения не позволяет сильно увеличивать радиус. Однако, избавление от фрикционных накладок и изготовление монолитного фрикционного диска позволяет увеличить число поверхностей трения с 4 до 6, что приводит к увеличению тормозного момента в 1,5 раза. Измененная конструкция представлена на рисунке 2.

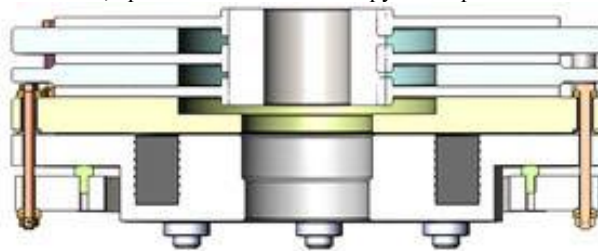


Рисунок 2 – Измененная конструкция тормозного устройства в разрезе

Используя доступное пространство по максимуму, возможно увеличить диаметры тормозных дисков, что положительно скажется на величине тормозящего момента. После вышеуказанных изменений требуемый коэффициент трения, который обеспечит надежное торможение составляет 0,2 – 0,25. Этот коэффициент вполне возможно достигнуть применением металлических пар трения. Однако существует много факторов, которые очень сложно учесть при трении различных металлов. Металлы должны несильно отличаться по твердости, во избежание срыва слоя более мягкого металла. Необходимо не допустить коррозирование металлов, для этого используется ГОСТ 9.005-72, описывающий допустимые пары металлов.

Новым препятствием, возникающим в работе тормозов и аварийных стопоров, является адгезия. Адгезия проявляется в процессе длительного прижатия фрикционной пары друг к другу. Для тормоза обратного действия, который большую часть времени находится в сомкнутом состоянии, это проблема стоит особенно остро. Адгезия зависит от твердости трущихся материалов, от чистоты металла, растворимости одного материала в другом.

Также необходимо учесть изнашиваемость металлов и их устойчивость к задирам. Все перечисленные сложности подводят к необходимости экспериментальной проверки предполагаемых избранных материалов.

В ходе проведенной работы найден возможный способ решения производственной проблемы, которая возникла из-за отсутствия требуемых материалов отечественного изготовления. Но безусловно,

полная уверенность в правильности принятых решений, касаемо выбора металлической пары трения, может быть достигнута только после проведения экспериментальных испытаний опытного образца тормозного устройства.

Библиографический список

1. Дедков А. К. Влияние влагосодержания атмосферы на фрикционно-износные характеристики пар трения / А.К. Дедков // Известия вузов: Машиностроение. 2001. №1.
2. Крагельский И. В. Фрикционное взаимодействие тел / И. В. Крагельский // Трение и износ. 2000. Т. 1.
3. Вольченко Н. А., Поляков П. А. Нанотрибология при взаимодействии поверхностных слоев пар трения барабанно-колодочных тормозов / Вольченко Н. А., Поляков П. А. // Химия и химические технологии 2012.

УДК 623.4.018

ЛОГИСТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ОБСЛУЖИВАНИЯ И КОМПЛЕКТОВАНИЯ РАЗНОЙ БРОНЕТАНКОВОЙ ТЕХНИКИ

Д. С. Лупарев, О. И. Конотопов

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

К началу 1960х годов благодаря значительному прогрессу в области двигателестроения, артиллерийского танкового вооружения, а также продвижению в технологии изготовления брони, появилась возможность создания основного танка, сочетающего в себе как подвижность, маневренность и относительную дешевизну производства среднего танка, так и огневую мощь, и защищенность тяжелого танка.

Модификация среднего танка Т-64 под названием Т-64А стала первым в мире основным танком. Он сочетал в себе 125мм гладкоствольную пушку и неплохую для того времени защищенность, оставаясь при этом маневренной машиной. За все время на Харьковском заводе транспортного машиностроения имени В. А. Малышева было произведено порядка 8000 экземпляров.

Но уже в начале 1970х годов на Уралвагонзаводе началось производство танка Т-72, одного из лучших во второй половине XX века. Эта боевая машина, а также различные модификации (всего было выпущено порядка 30 000 экземпляров), стоит в наше время на вооружении нескольких десятков стран по всему миру.

Также, в середине 1970х годов, в Ленинграде на Кировском заводе завершилась разработка первого в мире танка с газотурбинной силовой установкой. Он получил обозначение Т-80. Позаимствовав некоторые узлы у Т-64 (такие как пушка, механизм заряжания и некоторые другие агрегаты), он, в свою очередь, совершенно отличался от Т-72.

Результаты испытаний проведенных в 1976 году, показали, что танки Т-64, Т-72, Т-80, а также их модификации являются танками одного поколения с очень похожими ГТХ. Имея сравнительно одиноковое вооружение, они разноунифицированы по условиям производства и обслуживания. При всех издержках становления этих танков их, конечно же, надо было разрабатывать, изготавливать и испытывать. По результатам испытаний делать объективные и честные выводы и оставлять в серийном производстве один основной танк. Но руководителям государства, промышленности и военным не хватило смелости остановиться и принять решения в интересах государства и армии.

Даже зная то, что давно пришло время создавать новое поколение танков с учетом опыта создания предыдущего поколения танков, но вооружение нашей страны продолжают поступать модернизированные Т-72, Т-80 и Т-90, являющийся глубокой модернизацией Т-72

В наше непростое время, когда экономика России находится в не самом стабильном положении, нужно очень грамотно распоряжаться ресурсами не только денежными, но и человеческими, однако этого не происходит. Примером нерационального использования средств является закрытие 206-го бронетанкового ремонтного завода в Уссурийске (Рис.1). Это был единственный в России завод, в полном объеме ремонтирующий танки с газотурбинными двигателями, Т-80 модификаций Б, БВ и У. После закрытия завода в 2012 году в рамках военной реформы, танки с Дальнего востока возят на ремонт в Санкт-Петербург на 61-й бронетанковый ремонтный завод, преодолевая расстояние порядка 9000 километров. При этом в Северной столице не могут в полном объеме ремонтировать системы управления огнем и газовые турбины. Зато в Забайкальском крае на мощностях 103-го бронетанкового

ремонтного завода есть возможность производить полное техническое обслуживание танков Т-72 и Т-90.

В 2018 году в российские части, дислоцированные на Крайнем Севере, начали поступать танки Т-80БВМ, они по своим боевым качествам не уступают Т-90, а по скорости даже превосходят. Выбор именно этих танков для вооружения северных военных частей обуславливают тем, что Т-80БВМ оснащены газотурбинным двигателем (ГТД), который легче запускаются в сильные морозы. При температуре ниже 40 градусов оперативная готовность машин достигается за считанные минуты. Т-80 используют в качестве топлива легкий керосин, который при низких температурах не превращается в парафин, в отличие от дизельного топлива. Однако, стоит отметить опыт использования дизельной техники нашими Европейскими соседями, а именно: Финляндией, Швецией и Норвегией. На вооружении этих стран стоит основной боевой танк Леопард 2, оснащенный дизельной силовой установкой. Необходимо признать тот факт, что если эти танки стоят на вооружении, то критичных проблем использования в сильные морозы не возникает. Гораздо дешевле оборудовать дизельную технику предпусковыми обогревателями или же обустроить специальные отапливаемые боксы, чем содержать на вооружении и обслуживать совершенно отличающуюся от других танков машину.



Рисунок 1 – Бронетанковые ремонтные заводы

Единственно верный путь развития – это один основной танк, а также второй тип танков, который приходит на смену и постепенно вытесняет первый. Необходимо перевести танки Т-80, а также различные их модификации, на хранение или же продать на международном рынке. Ресурсы, сэкономленные с обслуживания такого разношерстного парка техники пустить на модернизацию устаревших Т-72 и Т-90, оснастить их современными системами управления огнем. Следующим шагом будет закупка новых образцов Т-14. При этом полностью списывать со счетов Т-80 не стоит. На его основе в учебных частях можно готовить экипажи, а также знакомить с его устройством техников, все-таки даже на данный момент на хранении находится порядка 3000 экземпляров.

Основываясь на всем вышесказанном и проанализировав ближайших потенциальных противников, необходимо разумно распределить различную бронетанковую технику по территории большой страны. Одинаковую и максимально унифицированную технику надо объединять в отдельные бригады. Также, на случай перемешивания разной техники, необходимо организовывать служебные командировки для бригад технического обслуживания. Тем самым они смогут обучиться обслуживать боевые машины, находящиеся на вооружении в других регионах страны. В ходе проведенных мероприятий повысится общая боеготовность войск, наведется порядок на складах технического обеспечения, появится возможность наладить поставки комплектующих, повысится скорость и качество ремонта выведенной из строя боевой техники.

Библиографический список

1. С. Устьянцев, Д. Колмаков. Т-72. — Нижний Тагил: Уралвагонзавод / Медиа-Принт, 2004. — С. 163.
2. М. Б. Барятинский, Все танки СССР. Самая полная энциклопедия М.: Яуза, ЭКСМО, 2012. — 512 с
3. Сост.: Б. А. Курков, В. И. Мураховский, Б. С. Сафонов и др. Основные боевые танки / Под ред. Б. С. Сафонова, В. И. Мураховского. — М.: Изд. компания «Арсенал-пресс», при участии торг. дома «Радуга» (Украина), 1993. — 191 с.

УДК 656.2

СИСТЕМА ВОИНСКОГО ЖЕЛЕЗНОДОРОЖНОГО ТРАНСПОРТА В РЕСПУБЛИКЕ ПОЛЬША

И.В. Музыкин, А.Ю. Рябченко

Военная академия материально-технического обеспечения им. генерала армии А.В. Хрулёва

Системы железнодорожных воинских перевозок за рубежом являются перспективными объектами исследования в области транспортного обеспечения войск (сил). Развитие воинского железнодорожного транспорта в мире неоднородно, вплоть до отсутствия такого в некоторых государствах. В Республике Польша этот тип перевозок исторически имеет сильные устойчивые позиции. За последнее столетие Польша пережила две мировых войны, которые характеризовались стремительными перебросками большого количества войск, а в последние 30 лет страна прошла переход от одного военно-политического блока (ОВД) к другому (НАТО). При этом преобразовалась работа различных воинских служб, в том числе система обеспечения войск железнодорожным транспортом.

В мирное время железнодорожный транспорт служит ВС Республики Польши (ВС РП), главным образом, для перевозок подразделений (ВВТ и личного состава) при проведении учений, маневров, для перевозки военной техники к месту ремонта и в целях материально-технического обеспечения частей (подразделений). В военное время железнодорожный транспорт может быть использован для перевозки подразделений НАТО, вооруженных сил стран-членов ЕС и Сил быстрого реагирования НАТО, сформированных из польских военнослужащих, которые выделены для создания оперативной группы.

Ежегодно ВС РП используют 120 – 180 поездов, сформированных из 3000 – 4000 вагонов, для воинских перевозок внутри страны и 3 – 8 поездов, сформированных из 50 – 160 вагонов, для воинских перевозок в международном сообщении [1].

2. Нормативные-правовые основы воинского железнодорожного транспорта в Польше. Классификация воинских железнодорожных перевозок.

Планирование и выполнение воинских перевозок железнодорожным транспортом проводится в соответствии с:

1. Инструкцией по перевозке войск железнодорожным транспортом. [4]
2. Правилами перевозки грузов РКР Cargo S.A.
3. Правилами воинских перевозок РКР Cargo S.A.

Польша является членом НАТО, поэтому в вопросе организации и выполнения воинских железнодорожных перевозок ее вооруженные силы руководствуются нормативными документами НАТО. Основным документом является соглашение по стандартизации STANAG 2468 Технические аспекты перевозки воинских грузов железнодорожным транспортом АМовР-4(А).

Согласно Инструкции по перевозке войск железнодорожным транспортом выделяются следующие типы воинских железнодорожных сообщений [4]:

1. С точки зрения пересечения государственной границы Республики Польши:
 - международные – маршрут следования пересекает границу Польши;
 - внутригосударственные – маршрут следования не пересекает границу Польши.
2. С точки зрения пересечения границ зон ответственности региональных логистических баз:
 - центральные – маршрут следования находится в зонах ответственности двух и более региональных логистических баз;
 - региональные – маршрут следования находится в пределах зоны ответственности одной региональной логистической базы.
3. В зависимости от количества груза, перевозимого по одной накладной:
 - маршрутные – перевозимый воинский груз перевозится целым поездом по одной накладной из пункта отправления в пункт прибытия.
 - повагонные – перевозимые по одной накладной воинские грузы занимают от 1 до 60 вагонов, которые при этом не составляют целый эшелон, а являются частью другого грузового поезда.

Воинская перевозка грузов осуществляется отдельным поездом, если масса брутто состава составляет более 800 т или в составе более 60 вагонов. Максимальная масса поезда определяется техническими и эксплуатационными параметрами линий, по которым проходит маршрут следования. В особых случаях длина поезда, осуществляющего маршрутную перевозку может составлять менее 60 вагонов. Максимальная длина состава (вместе с локомотивом), осуществляющего воинскую перевозку, составляет 600 м. [5]

Минимальное расстояние перевозки составляет:

а) при перевозке грузов, погрузка и выгрузка которых осуществляется на воинских подъездных путях и при перевозке тяжелой гусеничной техники – 50 км;

б) при перевозке грузов, погруженных на путях общего пользования – 100 км.

Перевозка на более короткое расстояние производится в случае невозможности осуществить перевозку другими видами транспорта (прежде всего в связи с тяжелой оперативной обстановкой на других транспортных коммуникациях).

На Саммите НАТО в Варшаве установлено, что силы быстрого реагирования в срок не позднее пяти дней со дня их активации должны начать перемещение в заданный район оперативного предназначения. Поэтому железнодорожные вагоны, предназначенные для транспортного обеспечения сил быстрого реагирования должны находиться в постоянной доступности. Более того, для перемещения боевых групп НАТО, ЕС и сил быстрого реагирования необходимо всегда иметь достаточное для заданного объема перевозок количество пассажирских и грузовых вагонов. [1]

3. Система управления и планирования воинского железнодорожного транспорта в Польше.

Систему управления воинским железнодорожным транспортом возглавляет Министерство национальной обороны Республики Польша. В его подчинении находится Генеральный штаб (ГШ) ВС – орган, который имеет статус центра командования всеми вооруженными силами. Стратегическим управлением транспортного обеспечения ВС занимается Управление Логистики ГШ (код Р4). В подчинении ГШ находится Инспекторат поддержки вооруженных сил. Инспекторат выполняет следующие задачи:

- организация и управление системой логистической поддержки Вооруженных сил, логистическим обеспечением воинских подразделений, пребывающих и выполняющих задачи в том числе за пределами Польши;

- управление территориальной обороной, подразделениями инженерных войск;

- материально-техническое обеспечение защиты от вражеского применения оружия массового поражения;

- планирование и реализация мобилизационных и оперативных мероприятий подчиненных воинских подразделений [2];

Инспекторату подчиняются воинские подразделения, непосредственно выполняющие задачи по материально-техническому обеспечению войск (сил), а также Управление транспорта и движения войск – Центр координации движения войск. Это подразделение занимается оперативным и тактическим управлением транспортного обеспечения вооруженных сил. Оно состоит из:

- отдела планирования и контроля движения войск;

- отдел транспорта и погрузо-разгрузочных работ;

- отдел подготовки транспортной сети;

- отдел организации центров координации и заключения договоров;

- отдел погрузо-разгрузочного оборудования и безопасности движения войск;

- отдел регистрации транспортных средств ВС и страхования;

- национальный центр слежения перевозки грузов. [3]

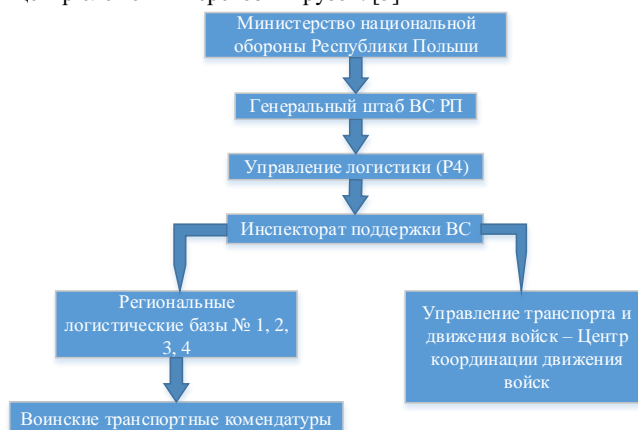


Рис. 1 Схема управления воинским железнодорожным транспортом в Республике Польша

Управлению транспорта и движения войск и региональным воинским транспортным комендатурам отводится основная роль в планировании воинских перевозок. Важнейшей задачей планирования является создание плана перевозки, который регламентирует все параметры конкретной воинской перевозки и который согласован со смежными службами (органами гражданской администрации, предприятиями, транспортными компаниями, владельцами железнодорожной инфраструктуры, Пограничной службой, военной жандармерией, полицией и Таможенной службой) для предотвращения нештатных ситуаций.

Схема управления воинским железнодорожным транспортом в Республике Польша представлена на рис. 1

Управление транспорта и движения войск занимается планированием центральными воинскими перевозками. Планирование региональных воинских перевозок осуществляют подразделения по делам транспорта и движению войск соответствующих региональных логистических баз.



Рис. 2 Последовательность составления плана перевозки [4]

Последовательность составления плана перевозки воинского подразделения представлена на рис. 2

Планы перевозок должны быть простыми и четкими, не допускать двусмысленного толкования. Они должны соблюдать требования соответствующих нормативных документов.

4. Документационное обеспечение воинской перевозки железнодорожным транспортом в Польше.

Документы, необходимые для организации воинской перевозки подразделяют на перевозочные (передаваемые перевозчику) – и вспомогательные (передаваемые коменданту военной транспортной комендатуры).

Для внутригосударственной перевозки необходимы следующие документы:

1. Перевозочные:

- накладная;
- приложение к накладной;
- ведомость перевозимых опасных грузов;
- чертежи негабаритного воинского оборудования;

2. Вспомогательные:

- список пассажиров;
- список перевозимого ВВТ;
- схема загрузки подвижного состава;
- журнал деятельности коменданта транспорта;
- инструкция для лиц, задействованных в перевозке;
- предупреждающие сигналы и оповещения, применяемые на железной дороге.

Для перевозки в международном сообщении необходимо подготовить следующие документы:

1. Перевозочные:

- железнодорожная накладная международного сообщения (ЦИМ или СМГС);
- повагонная ведомость;
- порядок перевозок НАТО;
- дипломатическое соглашение транзитных государств и принимающих государств;
- список перевозимого ВВТ с их стоимостью;
- спецификация перевозимых опасных грузов;
- форма С-302 НАТО;
- чертежи негабаритных грузов

2. Вспомогательные:

- схема загрузки транспорта;
- журнал деятельности коменданта транспорта;
- инструкция для лиц, задействованных в перевозке;
- предупреждающие сигналы и оповещения, применяемые на железной дороге.

При организации перевозки воинские подразделения готовят следующие документы:

- заявка на железнодорожную воинскую перевозку;
- план загрузки воинского транспорта;
- заявка на перевозку нестандартного груза
- приказ командира воинского подразделения на перевозку железнодорожным транспортом;
- чертежи негабаритных грузов;
- заказ на вагоны;
- журнал деятельности командира эшелона (начальника караула);
- журнал караула;
- накладная.

Заявки на воинские перевозки подаются в сроки, указанные в табл. 1 [4].

Таблица 1. Сроки подачи заявок на воинские перевозки ж/д транспортом

Предполагаемая дата перевозки	Вид воинской перевозки	
	Центральная	Региональная
I декада месяца	До 15 числа предыдущего месяца	до 14 числа предшествующего месяца
II декада месяца	до 25 числа предшествующего месяца	до 24 числа предшествующего месяца
III декада месяца	до 5 числа данного месяца	до 4 числа данного месяца
Орган, куда направляются заявки	Управление Транспорта и движения войск – Центр координации движения войск	Подразделения по делам транспорта и движения войск региональных логистических баз

При направлении заявки на железнодорожную воинскую перевозку необходимо представить следующие данные:

- станция погрузки;
- грузоотправитель (номер подразделения, в/ч или наименование коммерческой организации);
- станция выгрузки;
- грузополучатель (номер подразделения, в/ч);
- дата и время погрузки;
- тип вагонов;
- чертеж размещения груза;
- количество и тип негабаритного груза;
- масса груза;
- перевозимое оборудование;

Разработанный план перевозок Управление транспорта и движения войск доводит до:

- железнодорожного перевозчика, осуществляющего перевозку;
- командования воинских подразделений, запросивших перевозку;
- оперативных служб ВС РП и Инспектората Поддержки Вооруженных сил.

- соответствующих территориальных подразделений по делам транспорта и движения войск региональных логистических баз и военных транспортных комендатур.

- комендатуры главной военной жандармерии (при перевозках личного состава и опасных грузов).

Воинское подразделение обращается в соответствующее территориальное подразделение компании PKP Cargo S.A и вносит заявку на индивидуальный график движения в срок и в соответствии с условиями договора с перевозчиком, то есть:

- до 9:00 за 15 дней до предполагаемой даты отправки воинского транспорта (обычная доставка);

- до 9:00 за 20 дней до предполагаемой даты отправки воинского транспорта (срочная доставка)

(при перевозке опасных грузов, негабаритных грузов, грузов в специализированных вагонах, грузов с массой одной грузовой единицы более 60 т).

Затем воинское подразделение подает заказ на вагоны на станцию технического обслуживания, а в случае необходимости подает чертежи перевозимого воинского оборудования и список опасных грузов. Помимо этого, составляется накладная с приложением, которые можно заполнить как вручную, так и на официальном сайте компании PKP Cargo S.A.

5. Подвижной состав

ВС РП не располагают собственным парком железнодорожного подвижного состава, поэтому воинские железнодорожные перевозки берут на себя прежде всего государственные компании PKP Cargo (перевозка грузов), а также PKP Intercity и POLREGIO (перевозка личного состава в дальнем и местном сообщении), которые в свою очередь согласовывают воинские перевозки с оператором сети польских железных дорог компанией PKP Polskie Linie Kolejowy.

При планировании и выполнении воинских перевозок ВС РП сталкиваются с некоторыми проблемами. Так, в распоряжении PKP Cargo S.A. недостаточно вагонов-платформ грузоподъемностью более 60 т для перевозки тяжелых воинских грузов, а также имеется нехватка пассажирских вагонов для обеспечения перевозок личного состава. Лишь в меньшей степени солдат удастся перевозить в современных пассажирских вагонах, заказанных у PKP Intercity. В основном, для перевозки солдат используются крытые вагоны типа xKL (рис. 3) [1], которые оборудованы лишь печкой-буржуйкой и не имеют даже освещения – естественно, подобные условия определенно не соответствуют требованиям комфорта, предъявляемым в XXI веке.



Рис. 3 – Крытый вагон типа xKL для перевозки солдат



Рис. 4 Кухонный уголок

В связи с этим в ВС РП проводятся мероприятия по преодолению недостатка вагонов и по повышению стандартов перевозки личного состава. Так, в сентябре 2017 года ВС РП запросили 70 вагонов-платформ грузоподъемностью 70 т для транспортного обеспечения своих операций, а компания PKP Intercity закупила 8 пассажирских вагонов с максимальной скоростью движения до 200 км/ч специально для перевозки личного состава ВС, два из которых имеют исполнение, подходящее для перевозки караула (25 мест для лежания) (рис. 2), а 6 вагонов имеют 72 места для сидения (рис. 3). Компонировка вагонов для караула разработана для трех смен караула: действующей, готовящейся к заступлению и отдыхающей. Оборудование вагона для караула гарантирует автономное обеспечение солдат социально-бытовыми нуждами в течение как минимум 5 дней, а сидячего вагона на 72 места – как минимум 3 дней. Для обеспечения автономности в этих вагонах предусмотрен кухонный уголок с бытовой техникой и посудой.



Рис. 5 Схема вагона с местами для лежания для перевозки караула

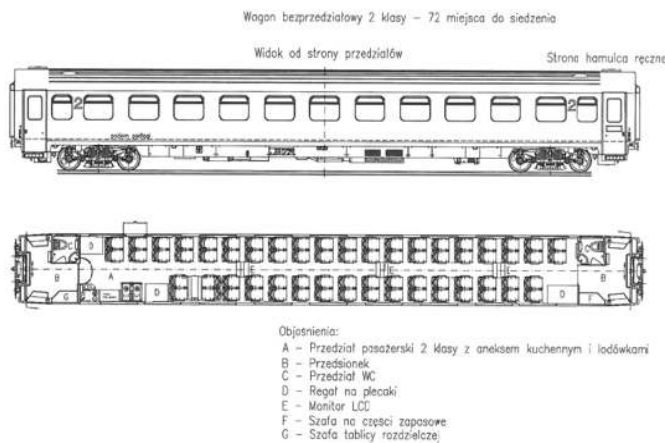


Рис. 6 Схема вагона с местами для сидения для перевозки войск

Закупка вагонов была проведена в соответствии с Программой подготовки невоенной обороны за 64 млн. злотых.

Приоритеты развития

В ВС РП проводится активная работа по модернизации системы воинских железнодорожных перевозок: повышаются стандарты перевозок личного состава, устраняется дефицит вагонов, нормативные документы приводятся в соответствие с стандартами НАТО. Однако эти мероприятия проводятся достаточно медленно. Основными приоритетами развития на ближайшее время являются:

- 1) Обновление парка подвижного состава для перевозки личного состава;
- 2) Автоматизация процесса планирования перевозки;
- 3) Сокращение времени на рассмотрение заявок на воинские перевозки;
- 4) Упрощение документооборота
- 5) Гармонизация нормативно-правовой базы воинских перевозок ж/д транспортом с соответствующими документами НАТО.

Библиографический список

1. Dobrosielski, M. Standardy wojskowych przewozów kolejowych / Mirosław Dobrosielski // Przegląd sił zbrojnych // 2018. – № 1. – С. 89 – 91.
2. Официальный сайт Инспектората поддержки вооруженных сил Республики Польша [электронный ресурс]. Режим доступа [https:// www.iwspzsz.wp.mil.pl](https://www.iwspzsz.wp.mil.pl) (дата обращения 25.02.2018).
3. Официальный сайт Управления транспорта и движения войск – Центра координации движения войск [электронный ресурс]. Режим доступа [https:// www.stirw.wp.mil.pl](https://www.stirw.wp.mil.pl) (дата обращения 25.02.2018).
4. Zasady przewozu wojsk transportem kolejowym. DU - 4.4.1(B) Szef Kom.183/2014,
5. Puskiewicz, W. Transport kolejowy wojsk własnych i sojuzniczych / W. Puskiewicz // Autobusy // 2018. – №6. – С. 1097 – 1105.

УДК 621.952.8

АКТУАЛЬНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МОДЕРНИЗИРОВАННЫХ СТАНКОВ ДЛЯ ГЛУБОКОГО СВЕРЛЕНИЯ В УСЛОВИЯХ СОВРЕМЕННОЙ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ И ВНЕШНЕПОЛИТИЧЕСКОЙ СИТУАЦИИ В СТРАНЕ

Магистрант Д. А. Туриков

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

Особенность станкостроительной отрасли заключается в том, что она подвержена цикличности (от периодов роста спроса до его падения). Цикличность проявляется по всему миру и отражается на всём рынке одновременно. В отдельных странах границы цикла отличаются, но общая тенденция неизменна. Данный фактор является негативной чертой отрасли. Те фирмы, которые увеличивают мощности производства в период высокого роста спроса, во время падения оказываются на грани банкротства. Это было прекрасно видно в 90-ые годы, во время развала Советского союза, когда резко сократились заказы. Бюджет промышленности снизился по всему миру. Огромное количество контрактов было «заморожено» или аннулировано. По этой причине многие знаменитые и топовые фирмы разорились. В настоящий момент на рынке станкостроения доминируют страны Германия, Япония, США (рис 1).

	I	II	III	IV		
1.	Trumpf	Германия	Январь 2008 г.	2770	3153	Trumpf, TruPunch, Trubend, Trulaser
2.	Yamazaki Mazak	Япония	Март 2008 г.	2604	2604	Mazak
3.	Gildemeister	Германия	Декабрь 2008 г.	2508	2801	Gildemeister, Geckel Maho, Gildemeister Italiana
4.	Amada	Япония	Март 2008 г.	2099	2478	Amada, Amada Wasino
5.	Okuma	Япония	Март 2008 г.	1877	1877	Okuma

Рис. 1. Крупнейшие станкостроительные фирмы мира

В отличие от других отраслей промышленности, которым государство помогает льготными кредитами и дотациями, в станкостроении, кроме деклараций, серьёзной политики импортозамещения, к сожалению, не ведётся.

Так же, в данный момент, ситуация усугубляется санкциями, вводимыми Западными и Европейскими странами. Так, ведущий мировой поставщик инструментов, Шведская компания Sandvik Coromant, в ближайшее время, возможно, перестанет поставлять свою продукцию в Россию.

Станкостроение – это не совсем рыночный бизнес (опять же по причине цикличности), в нём существуют свои законы и особенности. В частности, те топовые иностранные фирмы, о которых говорится выше, существуют в 3-4 поколениях. Им уже больше 100 лет. У них наработан колоссальный опыт технологии и инженерии. И чтобы вернуться в этот закрытый клуб лидирующих станкостроителей, необходимо приложить колоссальные нерыночные усилия. Для этого отрасль должна развиваться, невзирая на экономику, с помощью государственной экономической и политической поддержки ещё лет 10. И только тогда мы сможем отправиться в «свободное плавание».

В связи со сложившейся обстановкой следует обратить внимание, на возможность модернизации уже имеющегося у производителя оборудования. В нашем институте БГТУ «Военмех» на кафедре Е2 уже имеется многолетний опыт модернизации токарных станков, в станки способные выполнять

операции глубокого сверления, а как известно детали с глубокими отверстиями требуются во всех областях машиностроения.

Анализирую современный рынок был выделен ряд зарубежных и отечественных компаний, занимающихся изготовлением станков для глубокого сверления. Со стороны конкурентов это такие компании как: «UNISIG» - Германия, «Precihole» - Индия, «tibo» - Германия (рис 2). Средняя стоимость их продукции составляет 41000 – 101200\$ (2706000 – 6679200 руб.), что в условиях высокого курса является дорогим удовольствием, даже для крупных предприятий. С отечественной же стороны выступает ООО «Группа СТАН» - это станкостроительная компания, которая объединяет крупнейшие отечественные заводы станкостроения. Стоимость отечественных станков разнится от 2549000 – 5890000 руб., что тоже не делает их более доступным продуктом, для потребителя. Несмотря на небольшое преимущество отечественных станков по цене, по сравнению с Европейскими, наши станки, зачастую, обладают более низким качеством сборки и изготовления отдельных узлов станка, а также бывают менее технологичны, нежели зарубежные аналоги. Однако, покупка отечественного станка, позволяет решить большинство проблем, касающихся диалога между покупателем и продавцом, а именно упрощается получение консультаций у производителя и, при необходимости, технического обслуживания станка.



Рис. 2. – Фирмы производители станков

Модернизация станка, позволяет существенно снизить затраты на оборудование, так как модернизируются уже имеющийся станок, а, следовательно, часть узлов, необходимых для выполнения операции глубокого сверления уже есть в наличии, а точность полученного отверстия ничуть не уступает специализированным станкам для глубокого сверления.

Основными сложностями модернизации являются необходимые расчеты, важнейшим из которых является гидравлический расчет, а также выверка всех узлов, относительно ТОТС (теоретическая ось технологической системы). Еще одной проблемой является невозможность быстрой модернизации всего имеющегося оборудования в виду того, что каждая модернизация к конкретному станку требует универсальный подход и занимает определенный объем времени.

Модернизации также могут быть подвержены старые токарные станки, что позволяет делать глубокие отверстия, обладающие высокой точностью, даже на устаревшем оборудовании. Это дает возможность производителю не утилизировать старые станки, а использовать имеющееся оборудование и получать от него прибыль.

Исходя из выше сказанного можно сделать следующий вывод. Из-за разрушенного потенциала российского станкостроения в 90-е годы, говорить о рыночной конкуренции с западными производителями сейчас бессмысленно. Следует обратить внимание на способы модернизации уже имеющегося оборудования. Так как чтобы создать мощную станкостроительную отрасль необходимы огромные инвестиции и помощь от государства по конкретным направлениям.

Библиографический список

1. Звонцов И. Ф., Серебrenицкий П. П., Схиртладзе А. Г. Технология сверления глубоких отверстий: Учебное пособие. – СПб.: Издательство «Лань», 2013. – 496 с;
2. Уткин Н. Ф., Кижняев Ю. И., Плужников С. К. и др. Обработка глубоких отверстий. Под общ. ред. Уткина Н. Ф. – Л.: Машиностроение. Ленингр. отд-ние, 1988. – 269 с;
3. Уткин Н. Ф. Приспособления для механической обработки. – 2-е изд., перераб. и доп. – Л.: Лениздат, 1983. – 175 с;

4. Немцев Б. А., Яковлев П. Д., Яковлев С. П. «Технология глубокого сверления отверстий малых диаметров с наружным подводом СОЖ» журнал «Металлообработка» №4, Издательство «Политехника», СПб, 2015г.
5. Кижняев Ю. И., Немцев Б. А., Яковлев П. Д., Яковлев С. П. «Рекомендации по проектированию маслоприемников для глубокого сверления отверстий малых диаметров» журнал «Металлообработка» №6, Издательство «Политехника», СПб, 2016г.
6. Немцев Б. А., Кижняев Ю. И., Шаманин А. А. «Переоборудование и оснащение универсальных токарно-винторезных станков для обработки глубоких отверстий» журнал «Металлообработка» №3, Издательство «Политехника», СПб, 2006г.
7. Кижняев Ю. И., Немцев Б. А., Яковлев П. Д. «Особенности образования и способы уменьшения уводов при глубоком сверлении отверстий диаметром 7 – 30 мм в валах и плитах без вращения и с вращением инструмента» журнал «Металлообработка» №3, Издательство «Политехника», СПб, 2012г.
8. Кижняев Ю. И., Немцев Б. А., Яковлев П. Д., Яковлев С. П. «Учет разнотвердости заготовок валов при разработке и осуществлении операции кольцевого глубокого сверления» журнал «Металлообработка» №1, Издательство «Политехника», СПб, 2017г.
9. Кижняев Ю. И., Немцев Б. А., Плужников С. К. «Прогрессивные инструменты для глубокого сверления отверстий диаметром 35...100 мм и результаты их применения в производстве деталей-валов» журнал «Металлообработка» №1, Издательство «Политехника», СПб, 2006г.
10. Справочник технолога-машиностроителя. В 2-ч т. Т.2 / Под ред. А.Г.Косиловой, Р.К.Мещерякова. – 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1985. – 496 с.

УДК 355.48:94(37)

**УПАДОК КЛАССИЧЕСКОЙ РИМСКОЙ ВОЕННОЙ МАШИНЫ.
ЛЕГИОНЫ В III - V ВЕКАХ НАШЕЙ ЭРЫ.**

Петров С.М., Петрова И.Л.

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

В связи с изменением геополитической и внутреполитической обстановки на границе и внутри Римской империи в III - V веках нашей эры, стали явно видны изменения произошедшие в сфере вооруженных сил осколков, некогда единого и великого государства. Ряд процессов, самым ярким из которых, без сомнения, является варваризация армии, кардинально изменили её.

Целью данной работы является рассмотрение изменений, постигших римскую армию в период III - V веков нашей эры: причины – социальные, политические и экономические; задачи, которые послужили толчком к изменениям внутри армии; предпосылки этих изменений; структура и вооружение, а также особенности комплектования личного состава, боевая подготовка и боевые приёмы позднеримских легионеров.

В 123 году н.э. при императоре Адриане политика Римского государства изменилась. Рим отказался от экспансии и приготовился к глухой обороне. Можно сказать, что именно с этого момента начинается необратимое изменение римской армии, которое в источниках [1 - 6] называется деградацией.

Одним из наиболее частых аргументов, сторонников такой точки зрения является варваризация армии. Сама по себе варваризация представляет собой достаточно сложный, объёмный и многогранный процесс, растянутый на продолжительное время. Первое массовое использование варваров в крупных соединениях было вызвано большими потерями среди римских легионеров в войне с Парфией 166 – 180 годов н.э. Далее ситуация только ухудшалась. Из-за ухудшения состояния римской экономики всё меньше легионеров могли позволить себе качественное вооружение и экипировку. Хотя, считается, что в начале III века легионы ещё имели в своём арсенале существенное количество брони типа «лорики *segmentat'ы*» и даже имели возможность проводить необходимое обслуживание для сохранения её в надлежащем состоянии. Однако, численность воинов, вооруженных хуже стремительно росла. В определённый момент времени ауксиларии были приравнены к легионерам по уровню жалования и выполняемым задачам. В связи с этим варвары предпочитали записываться в ауксиларные части [2, 5].

Легион в структуре римского общества

Изначально, служба в легионе хорошо оплачивалась и по её прохождению, гражданин получал ряд весомых преимуществ: освобождение от налогов при ведении дел, беспопытная торговля, выделение участков земли под личные нужды, освобождение детей от службы в вооруженных силах республики/империи, пенсия в виде денег и продовольствия [2].

К тому же, по прошествии десяти лет службы легионер-ветеран имел возможность покинуть службу с сохранением всех привилегий. Однако, в большей степени, это относится к I – II веку новой эры.

Покорённые народы имели право служить в различных ауксилиях – вспомогательных частях. Наградой за верную службу становилось гражданство для воина и его детей. Тем не менее, ауксиларии не были римлянами и не могли формировать своего легиона [5].

Экипировка

Шлем классического римского легионера типа *Weisenau*, чей расцвет приходится на II век, уступает своё место шлему типа *Hedderhheim* (третий век соответственно). Этот шлем давал большую защиту по сравнению со своим предшественником. Он закрывал практически всё лицо, за исключением носа и глаз. Основным типом доспеха в III веке, до 270 – 280 годов, продолжала оставаться лорика *segmentata*. Однако имеет смысл отметить, что и она эволюционировала. Если сравнивать лорику *segmentata* у типа «Корбридж» 40 н.э. – 120 н.э. и типа «Ньюстид» 120 н.э. – 250 н.э., можно заметить, что пластины становятся шире и, соответственно, количество пластин уменьшается. Ещё несколько видов брони, стоявшей на вооружении римской армии: кольчуги, длиной до колен – лорики хаматы и чешуйчатые доспехи – лорики плюмата. В связи с техническим прогрессом варваров и выходом их на догосударственный уровень, а, следовательно и изменением стиля боевых действий, четырёхугольный полуцилиндрический щит – skutum, отлично подходящий для действия в плотном строю и блокирования колющих ударов, постепенно вытесняется его «варварскими» собратьями: овальным и гексагональными щитами. Такие щиты имели преимущество в блокировании рубящих ударов и давали пехотинцу некоторую свободу действий [4].

На смену лорике сегментате приходит упрощённый вариант лорики хаматы, так называемая кольчуга германского типа. Ярким её отличием от классической лорики хаматы, является отсутствие кольчужных пластин на уровне плеч.

Лорика плюмата – чешуйчатый доспех восточного типа.

В конце III – начале IV веков появляются гребневые шлемы или *Kammhelm*. Эти полусферические шлемы состояли в большинстве случаев из двух половин, соединённых продольным гребнем. Кроме того, отличными по форме от прежних типов боевых наголовий здесь были нащёчники, а также на ряде найденных археологами экземпляров присутствовал нехарактерный для римских шлемов предшествующего периода наносник.

На смену римскому пилуму приходит дротик плюмбата или обычная праща. Дротик представлял собой короткий дротик с оперением и утяжелением ближе к середине или окончанию, что увеличивало его пробивающую способность [4]. Судя по всему, их переносили на внутренней части щита. В переделах Аппенинского полуострова и на территории Британии, до вывода оттуда легионов, вытеснение исконно римских образцов вооружения шло медленнее, чем в других частях империи [5].

Боевая подготовка

В III – IV веках в источниках пропадают упоминания, о какой либо специальной систематической подготовке войск. Однако, в местах, где располагались гарнизоны, археологи находят плацы, которые, скорее всего, использовались для начальной подготовки личного состава. Также имеет смысл отметить, что гарнизонные части иногда получали возможность восполнить свои «пробелы» в знаниях и умениях. Единственной проблемой являлось то, что зачастую это происходило за считанные дни до сражения. Идеальный легионер должен был уметь ездить верхом и противодействовать кавалерии противника, уметь метать копьё, дротик, стрелять из пращи и лука, и удерживать боевое построение. Автор выражает крайнюю неуверенность в том, что хотя бы каждый второй легионер четвертых – пятых веков мог похвастаться всеми этими умениями, за исключением комитатов, а особенно комитатов приближенных к императору и входящих в состав полевой армии. Подготовкой воинов руководили центурионы. Эти центурионы сильно отличались от центурионов эпохи Республики. Чаще всего ими становились по выслуге лет, по приказу командира или потому, что являлись представителями правящей элиты у варваров. Отсюда можно сделать вывод о том, что дисциплина некоторым образом проседала и отличалась не в лучшую сторону относительно тех же легионов Цезаря. Характерным показателем является огромное количество дезертиров в мирное, и, особенно, военное время, иногда в количестве целых подразделений [1].

Тактика

Ключевым отличием римской армии позднего периода от предыдущих: раннеимперского и позднереспубликанского, является появление и преобладание средней пехоты и существенное сокращение тяжёлой пехоты. Средняя пехота являлась синтезом лёгкой и тяжёлой пехоты. То есть она была вооружена в том числе и метательным оружием. Из-за этого римские легионеры могли вынудить противника атаковать, а затем, используя щиты, мечи и тяжёлые копья с успехом отразить его натиск. Ещё одной яркой чертой является – обилие отрядов, специализированных для выполнения различных целей: лансеарии, митиарии, фундаторы, армигеры, протекторы.

Обычно римский боевой порядок выглядел так: сначала стояли лансеарии – тяжелобронированные воины в лорике плюмата, с копьями и метательным оружием, задачей которых являлось погасить вражеский натиск; далее, во второй линии стояли матеарии – средняя пехота с дротиками, после матеариев находились фундаторы т.е. пращники [3].

Легионы в пятом веке

Поражение при Адрианополе в 378 году ввело римскую военную систему в жесточайший кризис. Варвары стали массово переселяться на территорию Империи, что незамедлительно сказалось на всей оборонительной системе, особенно же пострадала её западная часть. Ещё одним фактором, повлиявшим на римскую армию, стала начавшаяся борьба между западом и востоком империи с привлечением варваров как союзников. К началу V века практически полностью исчезает регулярная армия Запада. Её заменила армия федератов – это были племена, заключившие договор с Империей об оказании ей военной помощи в обмен на регулярные денежные выплаты. Другим признаком разложения старой военной системы стало появление буккелариев – личной гвардии крупных военачальников [6]. На востоке некоторые гарнизонные части были переформированы в полевые армии, что значительно увеличило численность войск [3].

Выводы.

В итоге, сферический легион в вакууме V века был плохо обучен, за исключением частей, которые можно по внешним признакам приравнять к гвардейским, дисциплина присутствовала только там, где подавляющую часть состава представляли италики. Ситуация была настолько плачевной, что легионы предпочитали обороняться, ибо это был единственный способ не развалить строй сразу. Также резко упавшая численность легиона до примерно 1 – 1.5 тысяч человек, а также экономический кризис III века допустили варваризацию и, как следствие, необратимые изменения римского легиона.

Библиографический список

1. Трактат Аммиана Марцеллина «Римская история». https://vk.com/doc-48229771_457899440. Дата обращения 20 марта 2019 г.
2. Флавий Вегетий Ренат «Краткое изложение военного дела. https://vk.com/doc-48229771_457899482. Дата обращения 20 марта 2019 г.
3. Natatita Dignitatum. https://vk.com/doc-48229771_452909875. Дата обращения 20 марта 2019 г.
4. Трактат De rebus bellicis. <http://ancientrome.ru/antlitir/t.htm?a...> Дата обращения 20 марта 2019 г.
5. Банников А.В. «Римская армия в IV столетии от Константина до Феодосия» издание 2011 года: https://vk.com/doc-48229771_457484181. Дата обращения 20 марта 2019 г.
6. Банников А.В., Морозов М.А. Византийская армия (IV-XII вв.). https://vk.com/doc35528094_438015463. Дата обращения 20 марта 2019 г.

УДК 656.7

ОСНОВЫ ЭФФЕКТИВНОГО ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ ДИВЕРСИОННО-ТЕРРОРИСТИЧЕСКИМ АКТАМ НА ОБЪЕКТАХ АВИАЦИОННО-ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ

Савин А.Н.

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации

В 2013 году страна торжественно отметила 90-летие со дня создания гражданской авиации Российской Федерации как отрасли народного хозяйства. При всех успехах и проблемах в становлении и развитии гражданской авиации на протяжении этого периода главным критерием ее деятельности всегда была безопасность воздушного транспорта. Совершенствовать характеристики авиационной транспортной системы можно только при условии обеспечения безопасности воздушного транспорта, в противном случае ставится вопрос о возможности существования гражданской авиации как отрасли промышленности.

19 февраля 2019 года в Тюмени прошло совещание Совета безопасности РФ во главе с Николаем Патрушевым. Среди основных тем обсуждения были вопросы транспортной безопасности.

Глава Совбеза России заявил, что уязвимость объектов транспорта для террористических угроз остается высокой.

Секретарь Совета безопасности подчеркнул, что обеспечение транспортной безопасности является приоритетной задачей не только для спецслужб, но и собственников транспортной инфраструктуры, которые нередко нарушают законы транспортной безопасности.

По статистике авиация является самым безопасным видом транспорта, но при этом она никогда не будет абсолютно безопасной. Этого нельзя отрицать, так как авиация есть, и будет оставаться уязвимой системой. Технологичность авиационной отрасли необходима для того, чтобы бросить вызов законам гравитации, достичь высоких скоростей, использовать в качестве топлива легковоспламеняющиеся материалы и противостоять иногда непредсказуемым неблагоприятным погодным условиям. Над производственными процессами осуществляется высококвалифицированный контроль, но никто не застрахован от вероятности сбоя на разных уровнях цепи операционного контроля по причине человеческого фактора.

При разработке и кодификации международного воздушного права на Парижской конференции в 1919 году или на Чикагской конференции в 1944 году не упоминается о понятии «безопасность» в части защиты международной авиации от преступных действий. В первую очередь, на тот момент не было зарегистрировано ни одного случая такого рода преступных деяний. Кроме того, если бы они и были, то такие действия должны были бы рассматриваться в соответствии с национальными уголовными законодательствами, а не международными правилами.

Опыт последующих лет указал на уязвимость гражданской авиации к различным типам противоправных действий, в частности:

- незаконному захвату воздушного судна в полете («угон»);
- саботажу воздушного судна в полете или аэронавигационных средств и служб;
- нападению на воздушное судно на земле или на людей в аэропорту;
- недисциплинированному поведению пассажиров.

В наши дни гражданская авиация стремительно развивается, появляется больше рейсов, открываются новые направления. Воздушный транспорт притягивал и будет притягивать террористов. После двух террористических актов, совершенных в августе 2004 года было затишье, и вот крайние годы показывают, что в нашей стране объекты транспортной инфраструктуры вновь стали подвергаться актам незаконного вмешательства. Появление новых радикальных религиозных группировок, ситуация в Украине, проведение Россией масштабной военной операции в Сирии, да и вообще геополитическая обстановка в мире – все это ведет к росту террористической угрозы в стране.

Между тем, к вопросу обеспечения авиационной безопасности, в частности уровня ее обеспечения, в последние годы приковано достаточно много внимания, в том числе наблюдается нарастающее давление на аэропорты и авиакомпании со стороны государственных контролирующих органов в отношении не только исполнения международных Стандартов и Рекомендуемой практики ИКАО, но и нормативно-правовых актов, дополнительно разработанных в целях обеспечения ТБ и антитеррористической защищенности объектов транспортной инфраструктуры.

Взорванный над Синайским полуостровом Airbus A320 авиакомпании «Когалымавиа» стал ударом ножом в спину для России. Поэтому службы авиационной безопасности аэропортов и авиакомпаний должны быть готовы не только к ликвидации совершенных актов незаконного вмешательства, но должны приниматься и адекватные превентивные меры, обеспечивающие защиту гражданской авиации.

Случившаяся катастрофа над Синайским полуостровом, а затем и запрет на выполнение полетов в Турцию и в Египет показали, что мы не можем полагаться на организацию авиационной безопасности в странах со сложной обстановкой. И ведь ничего не изменилось после всего этого в деятельности служб авиационной безопасности, как аэропортов, так и авиакомпаний, кроме «повышения мер безопасности», но куда уж выше с настоящим отечественным законодательством.

К сожалению даже сегодня многие экипажи наплевательски относятся к своей собственной безопасности, ведь война идет где-то там. Сегодня в большинстве федеральных округов России войны нет и люди другие. Кажется, что время кровопролитных боев миновало и нам пора успокоиться и строить мирную жизнь. Санкт-Петербургский метрополитен 3 апреля 2017 года расставил точки над i.



Рис. 1. «Неисправная» полка



Рис. 2. «Неисправный» отсек кухни

На рисунке 1 сфотографирована полка с, возможно, неисправным замком крышки, которой «нельзя» пользоваться. Кроме обычного скотча и огрызка бумаги с надписью больше ничего не видно. В журнале экипажа эта неисправность отмечена и выходит, что по части безопасности полетов все хорошо и придаться не к чему, но забывают про авиационную безопасность. А ситуация может быть следующая: сотрудник технического персонала авиакомпании находится в сговоре со злоумышленниками (слово «террорист» специально не используется, т.к. цели могут быть различны), поместить он мог туда все, что угодно, специально повредить замок, наклеить наклейку и сделать запись в журнале. Кроме него никто не знает что там и не узнает, пока не вскрыют отсек. Экипажи, принимающие борт относятся к этому спокойно, как правило, им все равно с чем они летят.

Описанное выше, также можно интерпретировать к рисунку 2.

Все случается потому, что игнорируется вероятность некоторых событий. Например: какова вероятность того, что пятилетний мальчик, живущий в городе Тула, совершит самоподрыв закрепленным на теле зарядом взрывчатого вещества? – она равна нулю. А какова эта же вероятность

в палестинских школах для «юных шахидов», куда отдают детей в четыре года? – она равна этому событию, допустим, единице. Но ведь Палестина «где-то далеко и у нас такого точно не произойдет», только вот относительно недавно в Махачкале был закрыт детский садик, где маленькие мальчики содержались в военной форме и целый день изучали видеообращения смертников и смотрели видеосъемки суицидальных терактов – а это уже ближе, чем Палестина, около пары часов на самолете до Москвы.

В итоге получается, что мы имеем вероятность покушения от нуля до единицы. Но эти цифры будут распределены не равномерно. Основной возраст смертника – от 25 до 35 лет, там процент будет максимальным, но чем меньше вероятность подрыва, чем дальше от этого возраста, тем ошеломительней и разрушительней последствия. Если в Палестине это ожидаемо, то вот в Туле – это будет громом среди ясного неба. Как сделать, чтобы не было этого грома? У жандармского корпуса Его Императорского Величества было правило: подозревать всех, кроме императора. Вот и ответ: надо подозревать всех, кто способен атаковать, будь то мужчина или женщина.

Что же происходит на наших объектах авиационно-транспортной системы – никто никого абсолютно ни в чем не подозревает. Все друг другу друзья и «братишки», Иногда даже становится непонятно, зачем нужны службы безопасности, ведь вокруг все «свои» и угрозы ждать неоткуда.

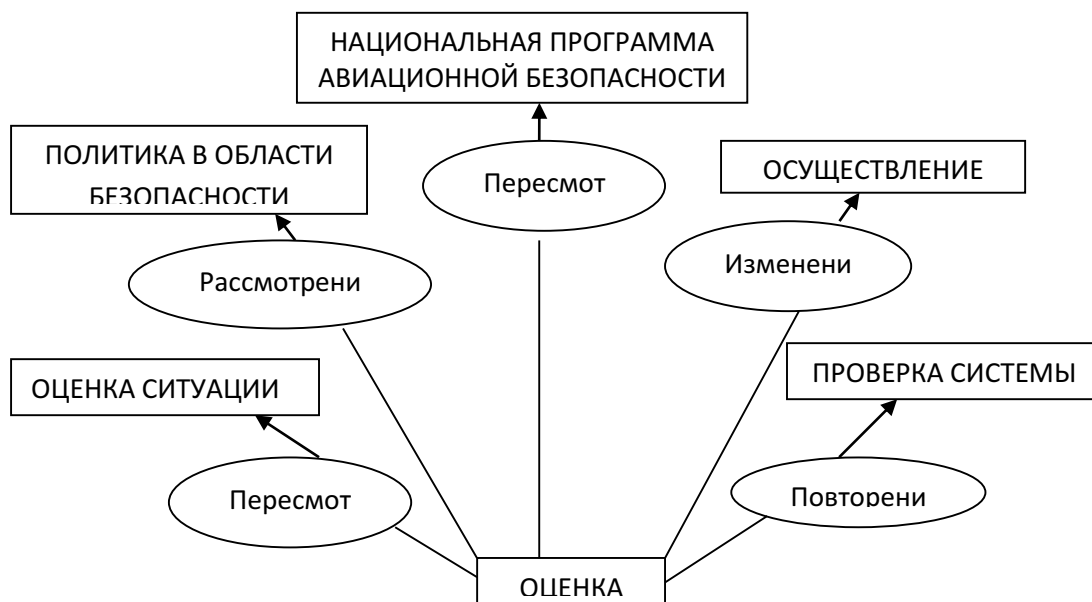


Рис. 3. Цикл планирования мер безопасности

На рисунке 3 показан цикл планирования мер безопасности применительно к авиационно-транспортной системе, но также его можно использовать для любого вида транспорта.

Рисунок 4 показывает основные сферы деятельности аэропорта. Если использовать диверсионный анализ, то мы увидим, что абсолютно в каждом блоке можно совершить противоправное действие. Повторю: абсолютно в каждом! Это может быть как техническое обслуживание (в чем можно было убедиться выше), так и банальная загрузка груза, которая, как казалось бы, проходит несколько этапов контроля, только почему-то иногда эти сами «контроллеры» не знают, что принимают к перевозке и перевозят, не разбираются в опасных грузах, но имеют право подписи перевозочных документов. Также случается, что единицы груза продолжают путешествовать на борту ВС еще несколько дней, после прибытия в пункт назначения.

Одним из ключевых моментов является подготовка персонала служб авиационной безопасности, по новому: сил обеспечения транспортной безопасности. Полученные при подготовке сил ОТБ знания, умения и навыки подлежат проверке в ходе обязательной аттестации сил ОТБ, проводимой в порядке, установленном статьей 12.1 16-ФЗ «О транспортной безопасности» от 09.02. 2007 г.

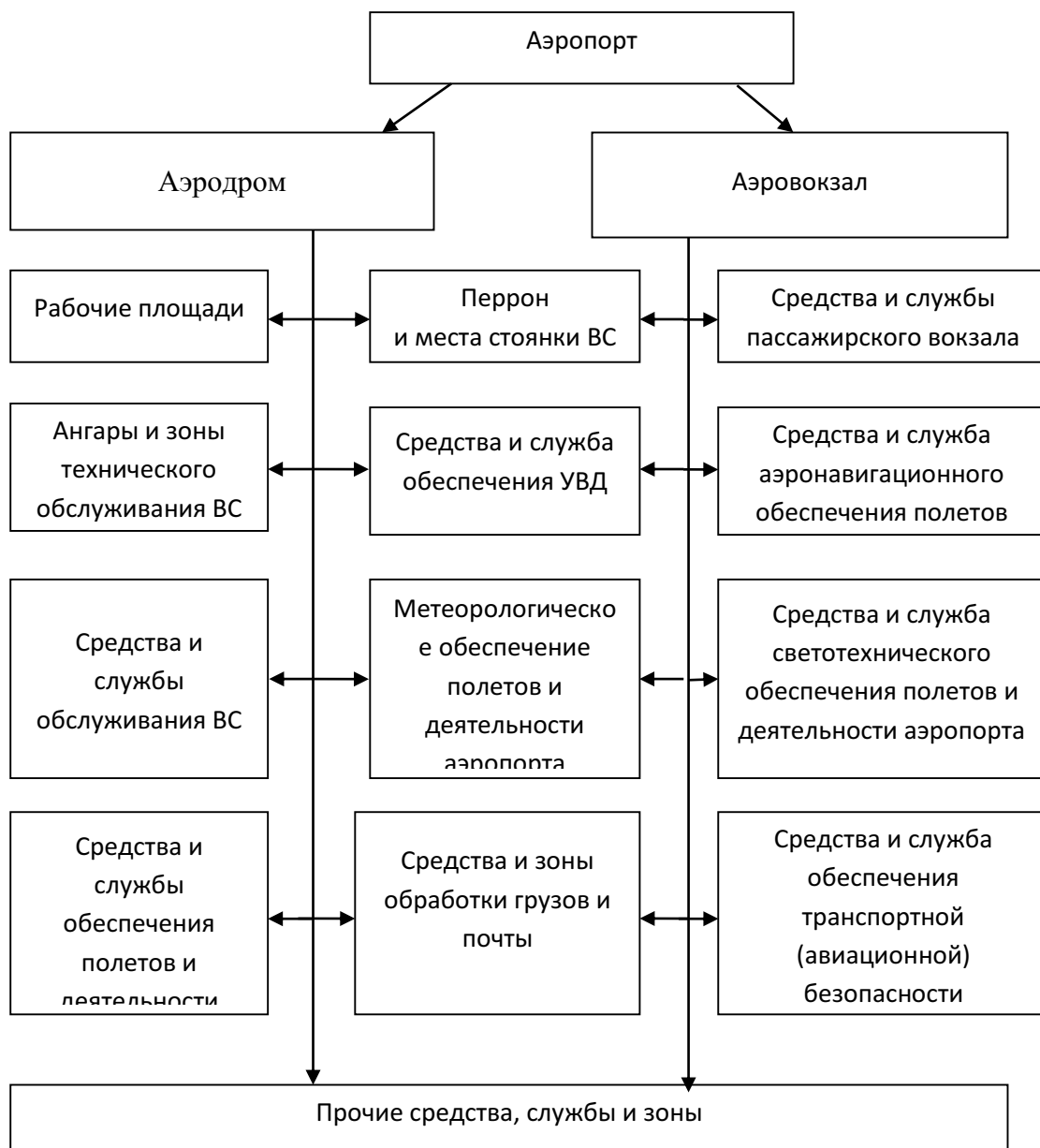


Рис. 4. Сферы деятельности аэропорта

Что касается аттестации, она только фиксирует приобретенные знания, навыки и умения работников сил ОТБ. Формальный подход вытеснил главное: работники должны уметь действовать в интересах транспортной безопасности. Сегодня можно назвать аттестацию сил ОТБ «экзаменом ЕГЭ для школьников». Образовательные организации нажимают на сдачу, а не на способность к действию.

Работодатель должен понимать, что, набирая людей с невысоким образовательным цензом, негибкостью, неумением обучаться, они подвергают неизбежной опасности жизни людей. Требуется их развитие, постоянная непрерывная подготовка по особым программам, а также тренировки и учения, предусмотренные нормативными правовыми актами.

Многие образовательные организации просто не понимают, как готовить работников сил ОТБ. Образовательные программы ведут теоретики, не имеющие отраслевого опыта.

В заключении хотелось бы привести одну из свежих новостей, касающихся транспортной (авиационной) безопасности.

Утром 9 марта 2019 года на входе терминала D аэропорта Шереметьево, в результате проведенного досмотра в багаже работника посольства США был выявлен предмет, похожий на минометную мину. Взрывотехники подтвердили, что обнаруженный предмет, является миной с взрывателем, но без взрывчатого вещества, хотя его следы еще присутствовали внутри корпуса мины.

По словам работника – мину он приобрел «для личной коллекции» и не знал, что такое перевозить нельзя, во что верится с трудом, зная какое большое внимание уделяется в США вопросам транспортной безопасности после терактов 2001 года. Есть основания полагать, что совершил он этот поступок обдуманно.

Министерство иностранных дел России полагает, что случившееся может быть попыткой провокации. По их данным: сотрудник американского посольства имеет прямое отношение к вооруженным силам Соединенных Штатов Америки, которые, возможно, стараются проверить надежность обеспечения безопасности России не только регулярно приближаясь к нашим морским и воздушным границам, но и изнутри.

В статье были обозначена лишь малая часть проблем связанных с обеспечением диверсионно-террористической защищенности объектов авиационно-транспортной системы. Подведя небольшой итог, можно сказать, что сегодня отсутствует культура безопасности у работников гражданской авиации. И здесь имеются в виду не только силы ОТБ, САБ, но и абсолютно весь персонал, который, так или иначе, связан с авиацией.

Одной из важнейших проблем в аэропортах является отсутствие концепции обеспечения безопасности как таковой.

Зарубежный подход к построению систем безопасности выглядит следующим образом: ставка на человека, который традиционно считается самым надежным элементом системы безопасности.

Библиографический список

1. Безопасность. Защита международной гражданской авиации от актов незаконного вмешательства: приложение 17 к Конвенции о международной гражданской авиации.
2. Руководство по безопасности для защиты гражданской авиации от актов незаконного вмешательства: Дос 8973.
3. Воздушный кодекс РФ: федеральный закон от 19.03.97 № 60-ФЗ.
4. Об оружии: федеральный закон от 13.12.1996 № 150-ФЗ.
5. О транспортной безопасности: федеральный закон от 9.02.2007 № 16-ФЗ.
6. Об уровнях безопасности объектов транспортной инфраструктуры и транспортных средств и о порядке их объявления (установления): постановление правительства РФ от 10.12.2008 № 940.
7. Об объявлении уровня безопасности объектов аэропортовой инфраструктуры: приказы Минтранса России от 26.01.2011 №23 и Росавиации от 27.01.2011 №23.
8. Об утверждении Федеральных Авиационных правил «Требования авиационной безопасности к аэропортам»: приказ Минтранса РФ от 28.11.2005 № 142.
9. Об утверждении Правил проведения предполетного и послеполетного досмотров: приказ Министерства транспорта РФ от 25 июля 2007 года № 104.
10. Авиационная безопасность: Учеб. Пособие: Под ред. Ю.М. Волынского-Басманова. – 3-е изд., перераб. И доп. – М.: НУЦ «АБИНТЕХ», 2009. – 692 с.
11. Безопасность на транспорте: Учебно-методическое пособие/Ю.Б. Михайлов, Ю.М. Волынский-Басманов; Под ред. В.Б. Чертока. – М.: НУЦ «АБИНТЕХ», 2014. – 584 с.
12. «International Air Law and ICAO», Michael Milde, 2012 – 433 pages.
13. Введение в теорию авиационной безопасности / Елисов Л.Н., Овченков Н. И., Фадеев Р. С.; Ярославль: Филигрань, 2016. – 320 с.
14. «Резинострел» психологические основы активной самообороны / Кузьмина Т., Фадин А., Чунихин С., 256 с.

УДК 59.002

ЗЕЛЕННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИИ
Н.Н. Храпко, Т.Н. Патрушева, С.К. Петров, А.Ю. Олейников

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

Аннотация

В наши дни многие страны и компании вкладывают инвестиции в зеленые технологии, которые способствуют уменьшению концентрации углекислого газа и изобретению новых источников энергии, что является главным ключом к устойчивому экономическому развитию. Экономическая выгода – важный стимул, но не единственный. Угроза глобального потепления, изменения климата планеты, выпадение кислотных осадков, увеличение количества отходов, с переработкой природная среда которых не справляется – частичный перечень угроз, нависших над всем живым планеты Земля. Большинство стран внедряют «экологически чистые производства» для сохранения экосистемы планеты, так как сейчас вопрос сохранения благополучия окружающей среды стоит наиболее остро.

Нами описана природоподобная, чистая технология получения электроэнергии от возобновляемого источника – солнечной энергии. Вместе с тем описывается экстракционно-пиролитическая технология изготовления безкремниевых солнечных модулей для генерации солнечной энергии батареями, производство которых так же не наносит вреда природной среде.

Ключевые слова: «зеленые» технологии, устойчивое развитие, природоподобная технология, «зеленая» химия.

Понятие «зеленая» технология

Определение «Зеленый» содержит значение «помощь в сохранении окружающей среды для будущих поколений». Суть «зеленых» технологий заключается в том, чтобы сделать человеческую деятельность и особенно производство аналогичными природным процессам с целью сокращения вредного антропогенного влияния на окружающую среду [1]. Деятельность в этой области должна идти в двух направлениях. Первое: уменьшение количества добычи и использования ископаемого сырья. Второе: снижение количества отходов, путем создания замкнутых производственных циклов, которые бы повторяли циклы, происходящие в природе.

«Зелеными технологиями» в производстве можно назвать совокупность методов, процессов, технологических операций и т.п. в ходе которых, образующиеся отходы не выбрасываются в ОС, а используются повторно или являются продуктами для смежных производств, либо утилизируются. Согласно логике ЗТ исходные материалы для производства продукции закупаются в минимально достаточных количествах и с помощью этих же технологий сокращаются потери исходного сырья при технологических процессах, транспортировки и т.д. [2].

ЗТ направлены на устойчивое развитие нашего общества и экономики. Устойчивое развитие - это развитие, которое отвечает потребностям и устремлениям общества таким образом, что оно может продолжаться бесконечно, не нанося ущерба ОС и не истощая природные ресурсы. Таким образом, экологически чистая технология или устойчивое развитие обеспечивают лучшее качество жизни для всех сейчас живущих и для будущих поколений [3].

В частности, к «зеленым» технологиям относятся: технологии получения возобновляемой энергии (безкремниевые солнечные батареи, биоэнергия), светодиоды, умные сети электроснабжения, «зеленые» машины (гибриды и электромобили), «зеленое» строительство, инновационные методы очистки природных сред от вредных веществ и утилизации отходов.

В сложившейся экономической обстановке рынок требует внедрения «зеленых проектов», что понимают многие руководители крупных компаний, а значит, придвигая такие проекты компании получают дополнительный доход, оптимизируют производство и лучше станут контролировать текущие расходы.

«Зеленые» технологии способствуют снижению риска на производстве, что влечет не только прямую выгоду (снижение затрат на больничные, выплаты по вредности), но и косвенную – увеличение эффективности труда, снижения количества отчислений в страховые фонды и другое.

Мировой опыт внедрения «зеленых» технологий.

Во многих развитых странах уже внедряется использование ЗТ, что поощряется государственными субсидиями, вливаниями и программа стимулирования экологических проектов. Создаются научно-исследовательские центры и фонды. В США и ЕС уже широко применяются

технологии, дружественные природной среде. За период с 2007 по 2013 года, согласно решению VII рамочной программы научно-технологических мероприятий, был выделен бюджет, в размере 10 млрд. евро, для исследований и внедрения «зеленых» технологий. Другим примером является практика Корейского правительства. Оно расширило свои инвестиции в НИОКР в сфере «зеленых» технологий с 2 трлн. вон в 2009 году до 3,5 трлн. вон к 2013 году, что составит почти 13 трлн. вон, поскольку выбросы парниковых газов в Корее почти удвоились в период с 1990 по 2005 год. [4]

Наблюдается внимание к ЗТ так же со стороны быстроразвивающихся стран. Такие страны как Китай и Индия выделяют значительные суммы на исследования в этой области. В Китае создано множество научных центров и исследовательских площадок, большая часть которых направлена на изучения и создание экологически чистых технологий. Китайские ученые имеют большое количество патентов в области основных направлений ЗТ.

Стоит отметить, что несмотря на всю популярность и выгодность ЗТ, они используются далеко не во всем мире. Пока лишь ограниченное число стран применяют такие технологии. В странах Организации экономического сотрудничества и развития применяются технологии по управлению и уменьшению вредных выбросов, сбросов и прочих отходов. В Австралии основное внимание уделяют проблемам загрязнения вод. В Дании активно используют возобновляемую ветряную энергетику, в Испании – солнечную. В Германии популярны технологии, уменьшающие загрязнение воздуха.

Так же в странах БРИИКС, которым относится Россия начали пользоваться технологиями управления отходами, контроля загрязнения воды и возобновляемой энергии. Но этот уровень применения экологических технологий еще не достаточен, для того что бы считать его ощутимо значимым, но выгода очевидна и работы в этом направлении продолжатся во всех странах мира. [5].

Достижения «зеленой» химии.

Зеленая или устойчивая химическая технология основана на результатах химических исследований и разработок, которые поощряют разработку продуктов и процессов, сводящих к минимуму использование и образование опасных веществ.

Кроме того, в нем основное внимание уделяется технологическим подходам к предотвращению загрязнения и сокращению потребления не возобновляемых ресурсов.

В химической промышленности работы в области применения безопасных чистых малоотходных технологий ведутся в следующих направлениях:

- снижение удельного потребления энергии;
- совершенствование способов закупки и хранения закупаемого сырья;
- снижение количества применяемых вредных и опасных веществ (ядов, кислот, токсинов) и замена их на более безопасные вещества;
- отделение опасных отходов, чтобы они не загрязняли остальные отходы;
- применение правил трех Р: рециркуляция, регенерация, рекуперация (извлечение ценных веществ из отходящих газов, с целью их дальнейшего восстановления и повторного использования);
- разработка коррозионно-стойких конструкционных материалов, таких как сплавы из нержавеющей стали, титан, тантал, хастеллой и т.д., для создания долговечных конструкций [6].

Благодаря применению таких технологий снижается не только вредное воздействие на ОС, но и труд людей в химической промышленности становится более безопасным.

Достижением «зеленой» химической науки стало создание природоподобных технологий, которые повторяют естественные замкнутые природные циклы, в ходе которых образующиеся отходы не выделяются в окружающую среду и не загрязняют ее тем самым, а продолжают использоваться в других циклах. Искусственный фотосинтез является примером технологии, аналогичной природному процессу.

Искусственный фотосинтез - это химический процесс, который реплицирует естественный процесс фотосинтеза и имитирует происходящее на растениях. Потенциально может создать бесконечный запас чистой энергии.

Фотосинтез представляет собой, по существу, две реакции окисления и восстановления. В естественном фотосинтезе молекулы воды подвергаются фотоокислению, выделяя кислород и протоны. Вторая часть реакции представляет собой реакцию, которая превращает углекислый газ в глюкозу. Исследователи, работающие над искусственным фотосинтезом, разрабатывают фотокатализаторы, способные выполнять обе реакции.

Так называемые «солнечные ячейки Гретцеля» способны повторять вышеописанный процесс, происходящий в зеленом листе, как показано на рисунке 1, а.

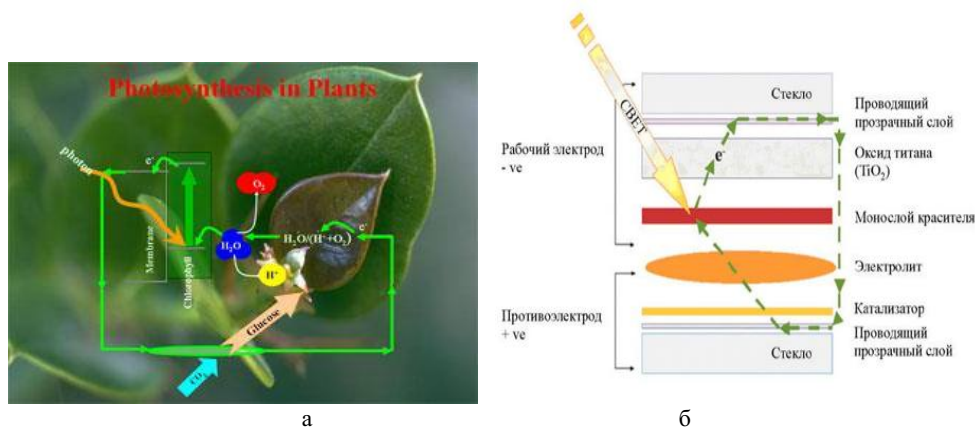


Рис. 1. Процессы получения кислорода в зеленом листе (а) и электрического тока в солнечной ячейке (б)

В солнечных ячейках на основе сенсibilизированных красителей свет, попадающий на краситель, высвобождает электроны и создает области положительного заряда вследствие потери электронов, а полупроводящие частицы двуокиси титана подбирают электроны и переводят их во внешнюю цепь, создавая электрический ток (рис. 1,б). Сенсibilизированный краситель в искусственно созданной фотохромной ячейке аналогичен хлорофиллу зеленых растений, а генерация тока в ячейках – образованию кислорода в листьях растений.

Сенсibilизированные тонкопленочные преобразователи солнечного света состоят из двух электродов - стекол с нанесенными на них проводящими тонкими прозрачными пленками, между которыми находятся слой пористого металло-оксидного полупроводника, пропитанного красителем, и слой электролита (рис. 2). Благодаря несложной технологии нанесения тонких пленок производство солнечных элементов на их основе дешевле производства аналогичных кремниевых фотоэлементов.

Солнечные элементы сконструированы таким образом, что не теряют эффективности при изменении угла падающего на них солнечного света, к тому же они не только позволяют вырабатывать электричество, но и защищать внутренние помещения от прямых солнечных лучей, что приведёт к снижению потребность в кондиционировании воздуха.

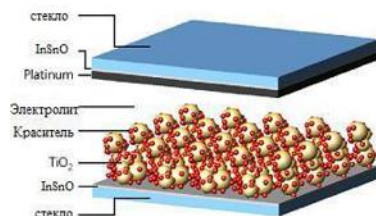


Рис. 2. Функциональная структура и компоненты DSSC

Экстракционно-пиролитический метод нанесения тонких пленок.

Весьма перспективным является изготовление компонентов сенсibilизированных красителем фотоэлементов экстракционно-пиролитическим методом, который по практичности, безопасности и дешевизне превосходит многие другие способы. Данный метод состоит из двух реакций – экстракции и пиролиза. Экстракция представляет собой выделение твердого вещества из раствора или смеси с помощью экстрагента, который является непосредственно растворителем. Процесс экстракции заключается в смешивании раствора или смеси с экстрагентом, после чего происходит разделение на две фракции – экстракт и остаток исходного раствора (рафинада) или сухого вещества. Экстракт представляет собой ценную часть, которая содержит в себе извлекаемое вещество, но с примесью растворителя. Что бы окончательно извлечь конечный продукт, остается отделить его от экстрагента. Преимущество метода заключается в возможности восстановления экстрагента и повторного его использования (из оставшегося раствора экстрагент так же извлекается). Второй процесс данного метода – пиролиз, представляющий собой экзотермическую реакцию, при которой происходит

разложение органических веществ с выделением CO₂ в процессе этой реакции, и образование слоя оксида [7].

Поэтапная схема метода выглядит следующим образом: 1) подготовка рабочих растворов; 2) экстракция металлов из водной в органическую фазу; 3) определение концентрации экстрактов; 4) смешивание экстрактов в заданных стехиометрических соотношениях; 5. Экстракции компонентов из водных растворов; 6) смешение их в требуемом соотношении в растворе; 7) пиролизе паст в тигле или смеси растворов.

Экстракционно-пиролитический метод использует экологически безопасные органические растворы экстрактов металлов для нанесения тонких пленок. Для нанесения пленок по данной технологии не требуется дорогостоящего, громоздкого оборудования, такого как вакуумные камеры. Тонкие пленки наносятся методом наката, центрифугирования или напыления. Нами выявлено, что оптимальным является метод наката.

Растворные технологии формируют свои системы по принципу от малого к большому, аналогично созданию многообразных природных систем в водных растворах, и характеризуются взаимодействием наноразмерных структур, что является убедительным аргументом перспективности развития этих технологий до процессов производственного масштаба [7].

Нами получены экстракционно-пиролитическим методом СКФЭ с многослойной структурой фотоанода, обеспечивающей адгезию полупроводникового слоя к проводящему стеклу, повышенное светособирание в нанопористом слое и рассеивание света в макропористом слое. Исследованы различные составы квазитвердых электролитов, включающие полимерный компонент, йодную пару и добавки ион-проводящих жидкостей. В качестве красителя был использован экстракт рутения. ЭП-метод позволит наносить пленки на большие поверхности, что может быть использовано для строительного дизайна.

Экономический эффект данного метода определяется : универсальностью метода; долговечностью и энергоэффективностью. Технология выдерживает множество циклов; наш продукт является выгодным с точки зрения экономических затрат на производство и обучение квалифицированных сотрудников.

Библиографический список

1. Won-Shik Chu, Doo-Man Chun, Sung-Hoon Ahn, Research Advancement of Green Technologies // International journal of precision engineering and manufacturing 2014.Vol. 15, No. 6, pp. 973-977.
2. Петров С.К., Сидоров В.Н., Петрова С.С., Основы инженерной экологии: учеб. пособие; Балт .гос. тех. Ун-т – СПб., 2009. –229 с.
3. Rosemary Ommer, Heather Castleden, Social-Ecological System(s) // Springer Science+Business Media Dordrecht 2014, pp. 6197-6198.
4. Se-Hak Chun, Seonmin Kim, Future Green Technologies and Performances: A Case Study of the Korean Stock Market; –FutureTech 2011, Part I, CCIS 184, pp. 196–199.
5. Фиговский О. Л., Гумаров В.А., Зелёные технологии. Обзор новых научно-технических разработок // Наука и техника №3 [336] 12.03.2018. URL: <http://www.relga.ru/Environ/WebObjects/tgu-www.woa/wa/Main?textid=5324&level1=main&level2=articles>
6. Огородникова С.Ю., Отходы производства и потребления: учебно-методическое пособие; – Киров: ООО «Типография «Старая Вятка», 2012. – 94 с.
7. Патрушева Т.Н., Технологии изготовления компонентов оксидных солнечных батарей: Монография / Т.Н. Патрушева – Изд. СФУ: Красноярск. 2015 – 328 с.

УДК 59.002

МЕДУНАРОДНЫЕ СТАНДАРТЫ УПРАВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ТРУДА И СИСТЕМ МЕНЕДЖМЕНТА КАЧЕСТВА

С.Д. Ломовцева

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

Необходимость внедрения систем управления безопасностью труда возникает из-за существующей проблемы регулярного оказания вреда здоровью и жизни работников небезопасными условиями на их рабочих местах.

Прежде чем обратиться к стандартам управления безопасности труда, поговорим об опасности, которая сопровождает работников на их рабочих местах. Работы на большой высоте, наличие в установках открытых вращающихся механизмов, неисправного электрооборудования, недостаточная освещённость рабочего пространства и многие другие условия, а также допуск к работе неквалифицированных сотрудников и отсутствие правильного распорядка на предприятии могут привести к несчастным случаям, которые влекут за собой травматизм, потерю работоспособности или даже смерть. Вне всякого сомнения, безграмотная и безответственная организация труда, являясь причиной аварий и несчастных случаев, становится первопричиной больших убытков предприятий. К таким убыткам относятся:

- выплаты компенсаций пострадавшим на рабочих местах,
- потери из-за простоев технологического оборудования при нетрудоспособности персонала,
- расходы на восстановление и ремонт оборудования,
- расходы по заработной плате трудящимся, принимавшим участие в спасении пострадавшего и оказании ему первой помощи, в ликвидации последствий несчастного случая или аварии,
- расходы, связанные с привлечением к расследованию несчастного случая экспертов,
- расходы, связанные с подбором и дополнительным обучением рабочего, который должен заменить пострадавшего...

Для наиболее полного понимания проблемы обратимся к фактам. Что говорит статистика о производственном травматизме?

В 2017 году на территории Российской Федерации более 25 000 человек получили повреждения различной степени тяжести с утратой трудоспособности на 1 или более дней, а также в смертельном исходе. Зарегистрирован 5 371 несчастный случай с тяжёлыми последствиями, при этом из них 3 907 — тяжёлых, 326 — групповых, 1 138 человек погибли в результате несчастного случая на производстве. [1]

Из статистики видно, что проблема управления безопасностью труда актуальна по сей день. Поэтому каждое предприятие стремится свести к минимуму количество подобных происшествий. Что же для этого делать?

Для управления безопасностью используются разные инструменты, такие как обучение, стандарты, оценки рисков, расследования происшествий, мотивация, цели, планы, политики и другие. [2]

Одним из основных средств снижения травматизма на рабочих местах является оценка рисков. Так как крупные аварии случаются редко, оценить риски их возникновения довольно трудно. Гораздо легче рассматривать мелкие инциденты, не оставляющие серьёзных последствий, но имеющие регулярный характер. Оказывается, что между малозначимыми и крупными событиями, происходящими по одной и той же причине, есть определённая вероятностная связь. Рассмотрим принцип Генриха – 1:29:300, представленный на Рисунке 1 в виде пирамиды происшествий. Он заключается в том, что на один несчастный случай с тяжёлыми последствиями или на одну смерть приходится двадцать девять происшествий мелкого травматизма по той же причине и триста событий, которые не повлекли за собой травм – по той же причине. Это значит, что, если произошло 300 событий по одной причине, и эта причина не была вовремя выявлена и устранена, то кто-то обязательно пострадает. Причинами таких инцидентов могут быть незаметные дефекты в оборудовании, несовершенство технологического процесса, мелкие недочёты в порядке проведения выполняемых работ. Главная опасность этих причин – они кажутся незначительными, и поэтому становятся постоянными факторами рабочего процесса.



Рис. 1. Принцип Генриха

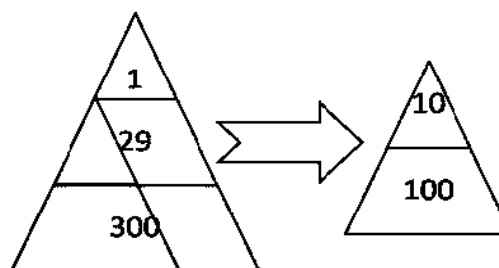


Рис. 2. Уменьшение пирамиды

Рассмотрим применение пирамиды происшествий на практике.

Наличие между блоками пирамиды происшествий устойчивой причинно-следственной связи дает возможность предсказывать риск аварий и несчастных случаев за счет планирования снижения рисков на среднем и нижнем блоках. Такое планирование позволяет перевести срочную работу по ликвидации неисправностей после аварии в планомерную работу по предупреждению таких аварий с помощью уменьшения основания пирамиды – Рисунок 2, то есть постепенному уменьшению числа несоответствий — отказов, дефектов, ошибок. Вероятность тяжёлых несчастных случаев при качественной проработке всех возможных причин будет стремиться к минимуму – Рисунок 3.



Рис. 3. Проработка причин несчастных случаев

Для эффективного управления безопасностью не следует ограничиваться только одним инструментом, стоит применять комплексный подход. Невозможно функционирование оценки рисков без планирования улучшения условий труда или действенность стандартов безопасности, без соответствующего обучения, мотивации людей и постановки целей. Равно как и эффективного обучения без высоких стандартов безопасности или оценки имеющихся рисков. Все элементы управления безопасностью людей решают свой круг вопросов и поддерживают друг друга. [2]

Поговорим теперь о стандартах. С помощью анализа мирового опыта организации трудового процесса были разработаны международные стандарты управления безопасностью труда, которые применяются предприятиями на добровольной основе в целях повышения качества условий труда и производительности, а также снижения аварий и несчастных случаев на производстве.

Предприятия, заинтересованные во внедрении и сертифицировании системы менеджмента профессионального здоровья и безопасности, используют международную систему стандартов OHSAS 18000 (Occupational Health and Safety Management Systems).

Стандарт OHSAS основан на методологии «Планировать – Выполнять – Проверять – Действовать» (ПВПД). Цикл ПВПД можно кратко описать следующим образом:

Планировать: установить цели и процессы для выполнения обязательств в рамках политики организации в области профессионального здоровья и безопасности;

Выполнять: внедрить процессы

Проверять: осуществлять мониторинг и измерения процессов согласно политике в области профессионального здоровья и безопасности, целей, законодательных и иных требований и представлять отчетность о результатах.

Действовать: предпринимать действия для постоянного улучшения результативности в области профессионального здоровья и безопасности. [3]

Этот цикл даёт возможность непрерывного самосовершенствования организации работ и позволяет полностью устранить либо снизить уровень профессионального риска, контролировать воздействие опасных производственных факторов.

В России применяется стандарт ГОСТ Р 12.0.230-2007 «Система управления охраной труда в организации. Общие требования». Данный документ был разработан на основе Технического руководства ILO/OSH 2001 Международной Организации Труда (МОТ), принципы которого тоже были учтены при разработке OHSAS 18001:2007. В начале 2013 года также стал действовать ГОСТ Р 54934-2012/OHSAS 18001:2007 "Системы менеджмента безопасности труда и охраны здоровья. Требования". Стандарт идентичен стандарту OHSAS 18001:2007.

OHSAS 18001 и указания по его внедрению OHSAS 18002 удобнее для предприятий уже внедривших и активно использующих стандарты ISO 9001, 14001, 19011, потому что разработчики

OHSAS обеспечили совместимость примерно 70% его элементов с этими стандартами. Это позволяет внедрять интегрированную систему управления и качеством продукции, и охраной окружающей среды, и безопасностью людей. Такой подход удобен, исключает дублирующие или аналогичные процессы, экономит время и ресурсы. [2]

В марте 2018 года был введен в действие международный стандарт ISO 45001 «Системы менеджмента охраны здоровья и безопасности труда», который также соответствует системным подходам к управлению стандартов ISO 14001 и ISO 9001. В нем учтены другие международные стандарты данной области, в том числе OHSAS 18001, Руководство ILO-OSH Международной организации труда, различные Национальные стандарты и международные трудовые стандарты и конвенции МОТ. [4]

ISO 45001:2018 имеет ряд различий со стандартом OHSAS 18001:2007.

ISO 45001:

фокусируется на взаимодействии между организациями и бизнес-средой,
основан на процессах,
рассматривает как риски, так и возможности.

OHSAS 18001:

фокусируется на предотвращении возможных угроз для здоровья и других внутренних проблемах,
основан на процедурах,
занимается рассмотрением рисков.

В новом стандарте уделено большее внимание требованиям к демонстрации лидерства и приверженности в области охраны здоровья и безопасности труда. Также в Политику обязательств введено новое требование исключать опасности и снижать риски в области охраны здоровья и безопасности труда и обеспечивать консультации с работниками и участие работников и их представителей.

Преимущества внедрения ISO 45001:2018

1. Гарантия совместимости с ISO 9001:2015, ISO 14001:2015 и другими стандартами, что является чрезвычайно полезным для интеграции систем менеджмента.

2. Снижение рисков – облегчает осведомленность об условиях труда, окружающей среде, защите здоровья работников на местах, оснащении, оборудовании, что позволяет уменьшить возможность несчастных случаев, штрафных санкций, судебных процессов.

3. Отсутствие происшествий, инцидентов снижает потери времени, повышает производительность, уровень доверия, уменьшает текучесть кадров, что приводит к повышению прибыльности.

4. Внедрение системы контроля и анализа рисков в области охраны здоровья и безопасности труда.

5. Улучшение процессов в цепочках поставок, взаимодействия с поставщиками и подрядчиками с возможностью устанавливать цели, требования, задачи в соответствии со стандартами ISO. [5]

Библиографический список

1. Федеральная служба государственной статистики – Таблицы из бюллетеня "Производственный травматизм в Российской Федерации в 2017 году" (обновлено 06.06.2018г). http://www.gks.ru/wps/wcm/connect/rosstat_main/rosstat/ru/statistics/wages/working_conditions/
2. OHSAS 18001 - международный стандарт профессионального здоровья и безопасности <http://ohsas18000.narod.ru/System.html>
3. OHSAS 18001:2007 «Система менеджмента профессионального здоровья и безопасности. Требования».
4. ISO Международная организация по стандартизации <https://www.iso.org/ru/iso-45001-occupational-health-and-safety.html>
5. Национальный Центр Экспертизы и Сертификации http://pvlanceks.kz/news/news_post/perekhod-na-novyyu-standart-iso-45001-2018-osnovnyye-razlichiya-mezhdu-ohsas-18001-i-iso-45001

УДК 614.841:539

ПРИМЕНЕНИЕ УСТАНОВОК ПОЛУЧЕНИЯ ВОДНОЙ СРЕДЫ В МЕТАСТАБИЛЬНОМ ФАЗОВОМ СОСТОЯНИИ ДЛЯ СВЯЗЫВАНИЯ ПЫЛИ И УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГАЗОВ В ПРОЦЕССЕ ПОДЗЕМНОЙ ДОБЫЧИ УГЛЯ, А ТАКЖЕ ТУШЕНИЯ ПОДЗЕМНЫХ ПОЖАРОВ

А.А. Ищенко¹, В.А. Родионов²

¹Московский физико-технический институт

²Санкт-Петербургский горный университет

Аннотация

В статье рассматриваются возможности применения инновационных установок пожаротушения позволяющих подавать воду в новом высоко дисперсном состоянии и с повышенными как огнетушащими, так и адсорбирующими свойствами. Рассмотрены преимущества водной среды в метастабильном состоянии, технология получения и перспективы ее применения.

Содержащиеся в настоящей статье научно-исследовательские данные свидетельствуют о том, что в России впервые в мире разработана технология непрерывного получения водной среды в метастабильном фазовом состоянии, которая при ведении добычных работ в забое шахты эффективно осаждает угольную пыль и связывает выделяющиеся углеводородные газы, а в случае эндогенного возгорания снижает температуру пожара в объеме и осаждает дым, ликвидирует горение.

Технология получения водной среды в метастабильном фазовом состоянии делает явью получение в нужном месте инертной объемной высокодисперсной водной среды и позволяет управлять свойствами создаваемых водных облаков. Одним из освоенных свойств такого искусственного облака является прекращение пламенного горения различных веществ.

Получение водной среды в метастабильном фазовом состоянии для тушения пожаров освоено, как в виде мобильных установок, располагаемых на многоцелевом пожарном автомобиле, так и модульных установок контейнерного типа. Производительность такой установки позволяет получать до 10 кубометров в секунду огнетушащего «облака», которое обладает агрегативной устойчивостью при заполнении им помещения и может не осаждаться десятки минут. При этом жидкой воды расходуется 2 килограмма в секунду. Такого соотношения, размера капли воды и площади поверхности теплообмена ранее достигать не удавалось.

«Облако» состоит из пара и капель воды размером от 0,01 до 10 мкм. Можно получать различные как по составу (соотношению паровой и капельной фаз), так и свойствам «облака». Важным преимуществом технологии является возможность подачи особым образом подготовленной водной среды по гибким трубопроводам внешним диаметром до 50 мм и получения из нее в нужном месте и в нужном объеме огнетушащего «облака».

Технология получения, разработанного огнетушащего вещества и технология его применения позволяет поддерживать взрывобезопасную зону, осаждать породную и угольную пыль и связывать метан по пути транспортирования породы. Расход воды для поддержания взрывобезопасности на порядок меньше, чем при известных способах применения жидкостей для аналогичных целей (например, при использовании тонко распыленной воды). Экспериментально была отмечена повышенная способность смачивания водной среды в метастабильном фазовом состоянии слоя угольной пыли и способность связывать углеводородные газы.

В настоящее время продолжается работа по расширению областей применения рассматриваемого в статье огнетушащего вещества и ведется дальнейшая работа по совершенствованию технологии его получения и способов подачи (доставки) к очагу возгорания.

Ключевые слова: пожар, подземный пожар, угольная пыль, метан, водная среда, метастабильное фазовое состояние, водные облака, взрыв, взрывобезопасность.

Введение

В России впервые в мире разработана технология водной среды в метастабильном фазовом состоянии (ВС в МФС), которая в процессе выработки пласта эффективно осаждает угольную пыль и связывает выделяющиеся углеводородные газы, снижает температуру пожара в объеме и осаждает дым, ликвидирует горение (основные понятия, связанные с технологией и возможностями ВС в МФС приведены в приложении) [1-3].

Технология ВС в МФС развивается последние двадцать лет. Развитие технологии происходило в Академии Государственной противопожарной службы МЧС России при содействии руководства

Министерства. Технология имеет отечественное происхождение, производство полностью локализовано внутри страны.

С 2010 года осуществляется опытная эксплуатация технологии ВС в МФС, реализованная в партии автомобилей пожарных многоцелевых (АПМ) в различных регионах страны. Они использовались для выполнения широкого спектра задач при ликвидации чрезвычайных ситуаций, как связанных с пожарами в сооружениях больших объемов, на предельных высотах и глубинах, так и для ликвидации обледенений на конструкциях (плотинах, судах, опорах мостов) и водоемах (северных реках), осадения облаков аварийно химически опасных веществ (АХОВ), теплоэнергоснабжения аварийных объектов, очистки поверхностей от нефтепродуктов. Во всех случаях была отмечена энергетическая эффективность по сравнению с традиционными технологиями, а локализация и ликвидация достигались за меньшее время. Признано, что некоторые из видов чрезвычайных происшествий не могли бы быть локализованы без применения технологии.

За период с 2010 года наряду с опытной эксплуатацией осуществлялось дальнейшее развитие технологии. Были найдены новые области применения и расширена эффективность уже известных. Основным путем расширения возможностей технологии стало приближение параметров воды к критическим, что вывело на принципиально новый уровень, приблизив водную среду к свойствам флюидов [2-4].

Совокупность опыта эксплуатации и получение новых свойств воды в метастабильном состоянии позволяет признать ее перспективным направлением развития многоцелевых технологий обеспечения безопасности в сфере обороноспособности страны, в том числе в арктическом регионе.

1. Преимущества водной среды в метастабильном состоянии

Общим преимуществом технологии является высокая плотность передачи энергии, что позволяет создавать инженерные системы скратно меньшими объемами перемещаемых сред, что значительно сокращает инженерные коммуникации и повышает их маневренность. Расчеты показывают, что вес и объем коммуникаций снижается в такой степени, что это влияет на конструктивно-прочностные параметры объекта, плавсредств и техники [4].

Технология получения ВС в МФС открывает новые и зачастую непривычные возможности, делает явным получение в нужном месте и управление свойствами водяных облаков.

Освоенными свойствами применения такого искусственного облака являются:

- тушение безопасным для людей объемным способом всех классов пожаров на различных объектах;
- локализация путем связывания и осадения выбросов газов и АХОВ, ликвидация их разлива при авариях на различных объектах;
- осадение дыма пожаров для защиты людей в зоне пожара;
- создание взрывопожаробезопасных сред в больших объемах;
- дегазация, дезактивация техники и объектов, санитарная обработка людей с расходами реагентов и составов в десятки раз меньшими, чем применяемыми технологиями;
- разрушение снежно-ледовых масс;
- очистка поверхностей, помещений и емкостей от загрязнений, в том числе углеводородных без применения химреагентов;
- сборе и термоутилизации пролитых на грунт, снег, лед и воду углеводородов в условиях отрицательных температур воздуха;
- аварийное тепло-, электро-, водообеспечение объектов и групп людей.

Технология соответствует признакам пунктов 14 и 22 перечня критических технологий согласно распоряжению Правительства РФ от 14.07.2012 N 1273-р "Об утверждении перечня технологий, имеющих важное социально-экономическое значение или важное значение для обороны страны и безопасности государства (критических технологий)".

2. Технология получения

Технология получения ВС в МФС освоена в виде мобильных установок, воплощенных в многоцелевом автомобиле и в контейнерном исполнении от 5 до 20 тонн, перемещаемых любым видом транспорта. Установка может быть интегрирована в объект инфраструктуры, смонтирована на объекте стационарно в виде многофункциональной системы обеспечения пожаровзрывобезопасности, пожаротушения, пыли-, аэрозоле- и дымоосадения, отопления, водоснабжения, дезинфекции, разрушения снежно-ледовых масс и очистки поверхностей от загрязнений.

Физическая сущность получения ВС в МФС сводится к подаче воды под давлением (40-100 атм.) в специально разработанный теплообменник. В теплообменнике вода сначала нагревается до температуры 180-300 °С (такую воду принято называть недогретой), затем по гибким или металлическим трубопроводам подается к специальным распылителям, где и становится метастабильной перегретой водой только на 10^{-4} – 10^{-9} секунды. После взрывного вскипания образуются струи ВС в МФС с размером капель 1-10 мкм, которые по своим свойствам близки к теплым туманам и облакам.

Поэтому термин ВС в МФС используется для воды, полученной за счет “мгновенного перехода” в область метастабильного состояния и последующего взрывного вскипания. После такого процесса вода приобретает уникальные свойства не только за счет получения капель микронного размера, но и за счет изменения структуры воды. Вода приобретает свойства аналогичные тем, которые в природе вода приобретает в поровых породах при высоких температурах и давлениях [5-8].

Если давление недогретой воды быстро уменьшается до атмосферного (например, недогретая вода выпускается через распылитель из замкнутого объема в атмосферу), то происходит почти мгновенное взрывное вскипание воды. В результате вскипания одна часть перегретой воды переходит в пар, а другая часть дробится на капли диаметром менее 50 мкм, эти капли образуют “водяной туман”. Диаметр большинства капель “водяного тумана” составляет 1-10 мкм, поэтому капли витают в воздухе и многими наблюдателями ошибочно воспринимаются как пар. Необходимо отметить, что получение такого мелкого распыла воды традиционным способом (за счет высокого давления или конструкции распылителя) удастся добиться только при давлении более 300 атм. или использования специальных, сложных распылителей.

3. Физические свойства

ВС в МФС долго не осаждается, огибает без осаждения препятствия, практически не оседает на вертикальных и горизонтальных плоскостях, даже при подаче на горизонтальные поверхности стремится вверх. Эксперименты, подтвердили устойчивость ВС в МФС и возможность заполнения больших объемов водяным туманом. При подаче 1,8 кг/с ТАВ в объем 3200 м³ 100% влажности удалось достичь через три минуты.

Малые размеры капель ВС в МФС позволяют эффективно, при кратно меньшем расходе воды, осаждавать любые виды пыли, создавая в зоне запыления взрывобезопасную зону.

ВС в МФС обладает внутренней структурой, которая способствует связыванию выделяющегося из пласта метана, также создавая в зоне резки пласта взрывобезопасную зону.

Технология получения ВС в МФС позволяет поддерживать взрывобезопасность зону, осаждающую угольную пыль и связывать метан по пути транспортирования породы. Расход воды для поддержания взрывобезопасности на порядок меньше, чем при известных способах применения жидкостей для аналогичных целей (например, при использовании тонко распыленной воды) [7-10].

Экспериментально была отмечена повышенная способность смачивания ВС в МФС слоя угольной пыли и способность связывать углеводородные газы [10, 12].

4. Перспективы применения водной среды в метастабильном состоянии

ВС в МФС, полученная из недогретой воды, может быть использована для тушения практически всех видов горючих веществ, которые не вступают в химическую реакцию с водой с выделением большого количества тепла или горючих газов. ВС в МФС эффективно тушит бензины различных марок, нефтепродукты, спирты, ацетон, другие углеводороды и водорастворимые жидкости, а также твердые материалы: древесину, резину, поливинилхлорид, полистирол. Наиболее эффективно ВС в МФС тушит пожары в замкнутых объемах, так как образуют большой объем пара и “водяного тумана”, которые эффективно осаждают дым и пары ядовитых веществ, а также вытесняют воздух и тем самым уменьшают процентное содержание кислорода в зоне горения [13-15].

Имеется техническая возможность подачи с ВС в МФС пенообразователя или смачивателя для усиления проникающего и изолирующего эффектов среды.

На основании экспериментов было признано возможным использование данной технологии для тушения, в том числе и подземных пожаров.

Опыт применения ВС в МФС также был получен при использовании на шахте, когда двумя установками была осуществлена подача ВС в МФС с поверхности в зону пожара через скважину на глубину до 300 м. Эксперимент продолжался неделю, в его результате была отмечена положительная динамика в аварийном участке шахты. При этом объем аварийного участка шахты составлял не менее 1 млн. м³.

Установка получения ВС в МФС может быть смонтирована на автомобильном шасси повышенной проходимости или выполнена в виде контейнера и может быть транспортирована железнодорожным, авиационным и морским транспортом.

Для обеспечения непрерывной работы одной установки требуется заправка дизельным топливом из расчета 100 литров в час, водой 8 тонн в час и пенообразователя или смачивателя 200 литров в час. При этом установка будет образовывать в аварийном участке шахты не менее 5 м³ в секунду огнетушащей концентрации.

Как показывает практика часть ВС в МФС при длительном соприкосновении с поверхностью выработок, пластинами и оборудованием, имеющим меньшую температуру, конденсируется, поэтому подачу требуется подавать с запасом, как это принято при подаче воздушно-механической пены. Коэффициент запаса принимается при изучении особенностей зоны пожара, имеющихся точек подачи и может составлять от 2 до 10. Таким образом, для достижения огнетушащей концентрации при заполнении объема 100 000 м³ аварийного участка шахты может потребоваться до 10 суток непрерывной работы одной установки.

Еще одна возможность, которая реализуется при использовании технологии ВС в МФС – выбор оптимальных параметров “водяного тумана” за счет изменения температуры недогретой воды. Регулирование температуры недогретой воды позволяет изменять соотношение между паровой и водяной фазами “водяного тумана”, а также размер капель воды. За счет изменения сочетания температуры, давления и типа распылителя недогретой воды удается добиться изменения соотношения паровой и капельной фаз ВС в МФС в достаточно широких пределах – до 1/3 паровой и 2/3 капельной массовой доли от общей массы недогретой воды [10-15].

Это свойство позволяет подбирать оптимальные режимы осаждения средой ВС в МФС угольной пыли и связывания метана.

При применении установки получения ВС в МФС для осаждения пыли и связывания метана в зоне среза породы и по пути транспортирования породы по участку добычи расход воды составит не более 1 кг/с.

Имеется техническая возможность добавления в среду ВС в МФС необходимых компонентов. Причем на разных участках и в разных зонах может быть осуществлено добавление различных компонентов.

Считаем необходимым продолжить работу по совершенствованию разработанной авторами технологии и методов ее применения для тушения пожаров на объектах минерально-сырьевого комплекса продолжается.

Библиографический список

1. Соковнин А. И., Роевко В. В., Ищенко А. Д. Осаждение дыма на объектах энергетики температурно-активированной водой // Пожары и чрезвычайные ситуации: предотвращение, ликвидация (научно-технический журнал). – 2016. - № 1. – С. 54-59.
2. Роевко В. В., Кармес А. П. Технология температурно-активированной воды: физическая сущность, история разработки, перспективы развития // Пожары и чрезвычайные ситуации: предотвращение, ликвидация. - 2017. - № 3. - С. 15-20.
3. Скрипов В. П., Сеницын Е. Н., Павлов П. А. [и др.] Теплофизические свойства жидкостей в метастабильном состоянии: справочник. – М.: Атомиздат, 1980. – 208 с.
4. Роевко В. В., Пряничников А. В., Бондарев Е. Б. Применение температурно-активированной воды для тушения пожаров турбинных масел на объектах теплоэнергетики // Технологии техносферной безопасности (научно-технический журнал). – 2015. – № 4 (62). – С. 84-93.
5. Роевко В. В., Пряничников А. В., Бондарев Е. Б. Тушение проливов нефти и нефтепродуктов метастабильными парокапельными струями воды // Пожары и чрезвычайные ситуации: предотвращение, ликвидация (научно-технический журнал). – 2015. – № 4. – С. 7-12.
6. Решетников А. В., Бусов К. А., Роевко В. В., Храмов С. П., Мажейко Н. А., Коверда В. П. Взрывное вскипание струй перегретой жидкости при истечении через щелевой канал // Труды шестой российской национальной конференции по теплообмену. – 2014. – С. 629–631.
7. Решетников А. В., Роевко В. В., Мажейко Н. А., Коверда В. П., Храмов С. П., Бусов К. А., Пряничников А. В. Взрывное вскипание и полный развал струи перегретой воды // Тепловые процессы в технике(научно-технический журнал). – 2013. – № 7. – С. 295-302.
8. Тетерин И. М., Роевко В. В., Пряничников В. А., Инновационные технологии ликвидации последствий аварийного падения ракеты-носителя, использующего токсичные компоненты ракетного

топлива // Технологии обеспечения комплексной безопасности, защиты населения и территорий от чрезвычайных ситуаций - проблемы, перспективы, инновации: сб. тр. конф. – 2011. – С. 270-274.

9. Храмцов С. П., Пряничников А. В., Никишин П. В., Кармес А. П. Разработка стволы подачи температурно-активированной воды для тушения пожаров с нулевой отдачей и полным раскрытием струи при использовании автомобиля пожарного многоцелевого // Пожаровзрывобезопасность (научно-технический журнал). – 2010. - Том 19. – № 11. – С. 44-48.

10. Родионов В.А., Вагапов Р.Р. Новые возможности повышения огнетушащих свойств воды и водных растворов ПАВ // Нефтяное хозяйство. 2010. № 11. С. 123-125.

11. Соковнин А. И. Осаждения дыма на объектах энергетики температурно-активированной водой // Пожары и чрезвычайные ситуации: предотвращение, ликвидация: научный журнал. – 2016. – №1. -С. 54-59

12. Родионов В.А. Анализ влияния дисперсионных характеристик угольной пыли на технологические параметры и запыленность воздуха // Горный информационно-аналитический бюллетень (научно-технический журнал). 2017. № S5-1. С. 162-170.

13. Соковнин А. И., Ищенко А. Д., Федяев В. Д. Условия видимости для пожарных в задымлённой зоне при тушении пожаров на объектах энергетики // Технологии техносферной безопасности: электронный ресурс. – 2016. - № 3(67). – С. 5.

14. Жуков И.В., Родионов В.А., Вагапов Р.Р. Электрофизический способ повышения огнетушащих свойств веществ, применяемых для тушения пожаров класса В // Нефтепереработка и нефтехимия. Научно-технические достижения и передовой опыт. 2007. № 3. С. 40-43.

15. Родионов В.А., Крауклиш И.В., Родионов И.Ю. Исследование взаимосвязи огнетушащей эффективности различных аэрозолей с их физико-химическими характеристиками // Проблемы управления рисками в техносфере. 2011. № 3 (19). С. 46-50.

УДК 621.3.072.1

ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ РАБОТЫ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО КЛАПАНА ОСТАНОВА МАЛОРАЗМЕРНОГО ДИЗЕЛЯ

А. А. Шибаров

Научный руководитель – доцент, к.т.н. Шаранов А. М.

Владимирский государственный университет им. А.Г. и Н.Г. Столетовых

Одними из основных исполнительных элементов автомобиля являются электромагнитные клапана. Они применяются практически во всех системах автомобиля: от систем комфорта до систем управления двигателем. Нередко, в начальный момент работы, клапана должны преодолевать взаимодействия больших сил, созданных избыточным давлением или разряжением, жидкости или газа, что может привести к несрабатыванию клапана.

Для решения данной проблемы возможно увеличить ток в обметке клапана за счет уменьшения сопротивления катушки, но это, в свою очередь приведет к увеличению её нагрева в режиме удержания. Поэтому целесообразней кратковременно повысить напряжения на клапане, превышающее его номинальное значение.

Для повышения надежности работы электромагнитного клапана были выдвинуты следующие требования:

- повышенное напряжение при питании от 12В;
- максимальный ток на пуске клапана;
- уменьшение энергопотребление в режиме удержания;
- реализация возможности диагностики.

Данные требования были выполнены в устройстве, состоящем из повышающего преобразователя и платы коммутации.

Повышающий преобразователь напряжения, преобразует напряжение с 12В до 24В. Принципиальная схема изображена на рисунке 1. Работу преобразователя можно разделить на две стадии. На 1-й стадии происходит накопление энергии в дросселе при этом нагрузка питается от выходного конденсатора. На 2-й стадии происходит передача энергии из дросселя в нагрузку и одновременно заряжается выходной конденсатор, который будет обеспечивать энергией нагрузку пока дроссель будет «перезаряжаться».

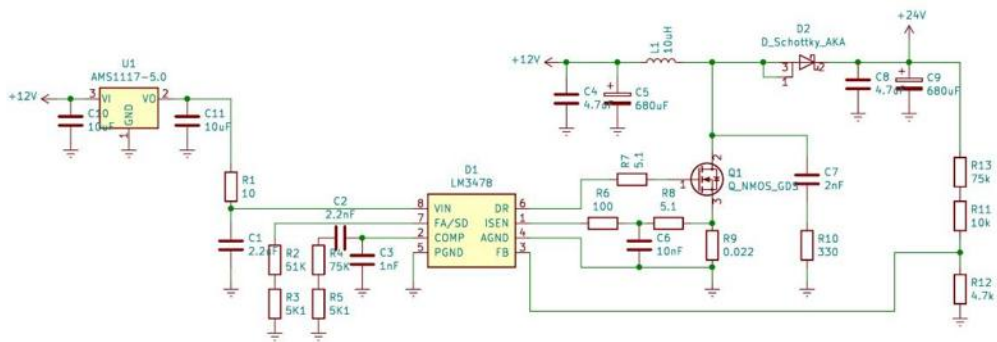


Рис. 1. Принципиальная схема преобразователя напряжения

Для расчёта преобразователя были приняты следующие исходные данные:

- входное напряжение, $V_{in} = 12$ В;
- выходное напряжение, $V_{out} = 24$ В;
- максимальный выходной ток, $I_{out} = 1,3$ А;
- частота переключения, $f = 300000$ Гц;
- напряжение пульсаций, $V_p = 0,1$ В.

В качестве управляющего контролера был выбран LM3478MM/NOPB. Коэффициент заполнения, при котором будет работать преобразователь был получен по формуле:

$$D = 1 - \frac{V_{in} - V_q}{V_{out} + V_d},$$

где, V_d – падение напряжения на диоде, В;
 V_q – падение напряжения на транзисторе, В;

Минимальное значение индуктивности было рассчитано по формуле:

$$L_{min} = \frac{D \cdot (1 - D) \cdot V_{in}}{2 I_{out} \cdot f} = \frac{0,53 \cdot (1 - 0,53) \cdot 12}{2 \cdot 1,3 \cdot 30000} = 3,8 \text{ мкГн.}$$

Пульсации на выходе устройства зависят от выходной емкости, чем она больше, тем меньше пульсаций. Выходная емкость определялась по формуле:

$$C_{min} = \frac{(V_{out} - V_{in}) \cdot I_{out}}{V_{out} \cdot f \cdot V_p} = \frac{(24 - 12) \cdot 1,3}{24 \cdot 30000 \cdot 0,1} = 21,6 \text{ мкФ.}$$

Плата коммутации коммутирует повышенное напряжение на пуске клапана 12 В в режиме удержания. Основные компоненты — это микроконтроллер STM 32f103c8t6 и выходные транзисторы. Так выходные транзисторы используются как ключи верхнего плеча, то для упрощения устройства применены Р-канальные Мосфеты FDD6685. Основные характеристики, которых соответствуют устройству, а именно максимальный непрерывный ток стока $I_D = 11$ А и максимальное напряжение сток-исток $V_{DSS} = 30$ В. Принципиальная схема представлена на рисунке 2.

клапана возможно определять не только факт срабатывания, но и корректность хода штока, имеет ли он полный ход. На рисунке 4 красным цветом показан ток, когда шток не сдвинулся, ток при этом нарастает равномерно, белым, когда шток имеет стандартный ход, и синим, когда ход уменьшен, и именно в момент сдвига штока возникает падение тока.

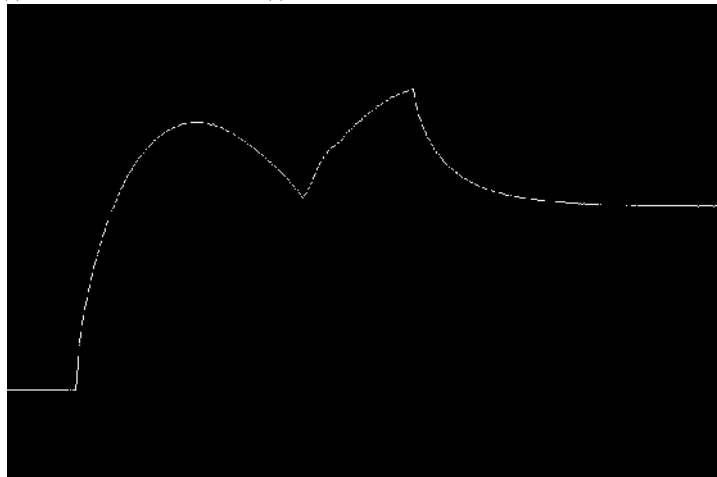


Рис. 4. Графики тока в зависимости от хода штока

Прототип указанной системы был выполнен на печатных платах. Эксперименты подтвердили работоспособность устройства, что дает возможность повысить надежность работы электромагнитных клапанов при их использовании как на серийных малоразмерных, так и на автомобильных дизелях.

Библиографический список

1. Разработка boost преобразователя на DSP: принцип работы, расчеты, макетирование [Электронный ресурс] / Habr; URL: <https://habr.com/ru/post/442374/> (дата обращения: 15.03.2019).
2. LM3478 High-Efficiency Low-Side N-Channel Controller for Switching Regulator [Электронный ресурс] / URL: <https://www.ti.com/lit/ds/symlink/lm3478.pdf> / (дата обращения: 15.03.2019).
3. Medium-density performance line ARM®-based 32-bit MCU with 64 or 128 KB Flash, USB, CAN, 7 timers, 2 ADCs, 9 com. interfaces [Электронный ресурс] / URL: <https://www.st.com/resource/en/datasheet/CD00161566.pdf> / (дата обращения: 15.03.2019).

УДК 336.74

**АНАЛИЗ ДИНАМИКИ КУРСА КРИПТОВАЛЮТ КАК
СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО ЯВЛЕНИЯ XXI ВЕКА**

Астахов Р.М., Симонова А.В.

*Научный руководитель – ст. преп. каф. Менеджмент организации Соловьева Н.Л.
Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

Основными отличительными чертами развития постиндустриальной экономики являются прогресс информационных технологий глобальной сети Интернет и их внедрение в социально-экономические системы стран. Научные исследования свидетельствуют о высоких темпах роста «информационной экономики» в развитых и развивающихся странах. Положительная динамика требует дальнейшего внедрения инновационных решений, таких как привлечения новых участников и форм ведения бизнеса. Эти тенденции обусловили актуальность исследования динамики курса криптовалют как социально-экономического явления XXI века.

Фактическое появление криптовалюты можно отнести к девятому декабря 2009 года. Именно в этот день загадочный создатель Биткойна Сатоши Накамото выпустил его первую версию 0.1. До сих пор неизвестно, кто стоит за этим псевдонимом: человек или группа людей. В период первого года существования Биткойн был известен лишь небольшой группе людей, состоявшей из разработчиков и ранних пользователей, однако вскоре, в ноябре 2009 года, был создан форум bitcoin.org (который впоследствии превратился в Bitcointalk). Новозданное сообщество стало принимать в свои ряды все новых участников, которые, в свою очередь, начали привносить свежие идеи для дальнейшего развития Биткойна и всей финансовой модели в целом.

На сегодняшний день существует более чем 2100 криптовалют. Рынок криптовалют является достаточно весомым и быстро развивающимся. Капитализация данного рынка превышает 181 миллиардов долларов США (по состоянию на 21 апреля 2019 года), однако 90 % от всего объема приходится на первые 20 наименований. Такой разрыв в стоимости связан с тем, что криптовалюту может создать абсолютно любой желающий, но ее котировка в самом начале будет невелика.

На мой взгляд, самыми показательными для рассмотрения являются криптовалюты с наибольшей капитализацией, такие как Bitcoin (BTC), Ethereum (ETH), Ripple (XRP), BitcoinCash (BCH), Eos (EOS), Litecoin (LTC). Именно они и создают тенденцию развития данного цифрового рынка.

Возможности криптовалюты исследованы по-настоящему слабо, и существует мнение, что она преобразит мир так же, как и интернет когда-то изменил всю нашу жизнь. Благодаря децентрализации — абсолютной независимости от любой государственной, банковской и финансовой систем (контроль за криптовалютой осуществляется путем взаимодействия множества устройств друг с другом), — ни одно третье лицо не может непосредственно на нее повлиять. Способность подобной валюты к саморегулированию дает возможность циркулировать без привлечения посредников, а также обеспечивает минимальную комиссию. Для обычного пользователя она является способом получения прибыли посредством торговли на бирже, вследствие этого реальная стоимость валюты может быть завышена или занижена.

Среди черт криптовалюты наиболее полно характеризующими ее являются ликвидность и волатильность. По сей день невозможно до конца объяснить динамику изменения цен на конкретную валюту, так как не существует никаких внешних инстанций для регулирования курса.

Актуальность данной темы заключается в том, что современная финансовая система нуждается в новых инновационных решениях, потому что нынешняя государственная экономическая политика не в состоянии каким-либо образом искоренить такие недостатки финансовой системы, как неконтролируемая инфляция, зависимость фиатных денег от политической ситуации в стране банкамита и др.

Криптовалюта — это децентрализованная цифровая валюта, не имеющая физического выражения, которая контролируется и создается на основе криптографического метода — блокчейна. Единицей любой криптовалюты является «coin» (*от англ.* монета), однако каждый coin имеет способность дробиться; например, наименьшая величина дробления Биткойна - 10^{-8} .

В современном обществе граждане большинства стран придерживаются экономического курса министерства финансов своего государства, а так как многие из государственных деятелей не одобряют

подобную финансовую деятельность, то и недоверие к данному феномену возникает у большого количества людей. Главное отличие от фиатных денег состоит в том, что криптовалюты не имеют в основе реальной денежной массы, а появляются в результате деятельности майнеров (от англ. Miner) — шахтер. Майнеры в Интернете, так же как и их «реальные» коллеги, добывают нечто ценное. Главное их отличие заключается в том, что одни разрабатывают недра планеты Земля, а другие — недра всемирной паутины. Возможно, уместнее было бы сравнивать виртуальных майнеров со старателями, так как криптовалюту периодически называют цифровым золотом, что нельзя сказать ни об одной из фиатных валют. Как известно, в 1960-1970-х годах был отменен «Золотой стандарт», и все валюты пустились в свободное плавание, однако за Центральными банками осталась возможность регулировать собственную валюту. Как показывает практика, при финансово-экономических кризисах ни один из банков не поменяет реальные деньги на какой-либо драгоценные металл, и держатели останутся без средств к существованию. У финансовых кабинетов большинства стран, за исключением Украины, Эстонии, Мальты и Швейцарии, возникает беспокойство новизной и неизученностью системы. Вследствие этого государства вводят различные законодательные базы, которые запрещают пользоваться криптовалютами, однако спрос все равно сохраняется из-за некоторых свойств каждой из них.

Каждая криптовалюта обладает определенным стандартным набором свойств, которые являются основой для ее существования. Безусловно, их параметры могут варьировать в зависимости от цели, с учетом которой каждая из монет была создана.

1. Псевдо-анонимность

Псевдо-анонимность является неотъемлемой частью криптовалютной системы. Без сторонней информации невозможно узнать, кому принадлежит тот или иной кошелек. Благодаря анонимности юридические и физические лица имеют возможность вести свой бизнес без уплаты налогов, так как многие мелкие организации не могут осуществлять свою предпринимательскую деятельность в связи с жесткой фискальной политикой стран. С другой стороны, анонимность открывает возможности для работы нелегального бизнеса, такого как торговля оружием, наркотиками и прочим. При этом именно такая деятельность и стала катализатором развития криптовалюты, в частности Биткойна.

2. Безопасность

Биткойн-кошелек может открыть лишь его владелец — обладатель персонального ключа. На самом деле, существуют 2 типа ключей: приватный и публичный.

Приватный ключ — это секретный пароль или номер, состоящий из букв и цифр, размер которого равен 256 битам. Такой ключ генерируется случайным образом самим кошельком при его создании. В свою очередь, приватный ключ может быть представлен в виде абсолютно случайного набора слов, располагающихся в определенном порядке. Подобное представление приватного ключа называется сид (seed) фразой. Оба вида ключей являются гарантом сохранности средств владельца кошелька. Для получения доступа к средствам на кошельке достаточно иметь доступ к закрытому ключу.

Публичный ключ — это код, состоящий из букв и цифр, который генерируется на основе приватного ключа; его также называют открытым ключом.

3. Необратимость транзакции

Транзакцию невозможно отменить, что является как преимуществом, так и недостатком криптовалюты. При осуществлении перевода некоторой суммы абсолютно отсутствуют «наблюдатели», что обеспечивает сугубо приватную операцию между отправителем и получателем. Отправление средств с одного счета на другой как таковое не осуществляется. Такой «перевод» выглядит следующим образом: сначала происходит переписывание кода с кошельков отправителя и получателя, что сервер делает автоматически, далее весь процесс фиксируется в публичном реестре.

4. Доступность

Блокчейн является абсолютно открытым реестром, в котором каждый может получить информацию по любой когда-либо совершенной операции. Подключиться к системе возможно из абсолютно любой точки мира, где есть Интернет, с помощью собственного блокчейн-кошелька или благодаря веб-интерфейсу специальных сервисов мониторинга.

5. Глобальность

Криптовалюты стали использовать по всему земному шару с 2009 года, когда появилась первая из них (Bitcoin). С каждым днем количество проведенных транзакций увеличивается, и вполне возможно, что в будущем криптовалюты будут использоваться на повседневной основе.

6. Быстрая скорость транзакции

Скорость транзакции — общее время, которое необходимо системам для ее завершения. В современном мире скорость является одним из самых важных критериев при выборе конкретной системы оплаты. При передаче криптовалюты с одного кошелька на другой этот критерий варьирует от 1 секунды до 78 минут. Наличие структуры с подобной скоростью является главным преимуществом криптовалюты, когда дело доходит до выбора системы многими финансовыми организациями, количество денежных транзакций которых крайне велико.

К большому сожалению, повсеместное использование данной инновационной финансовой системы невозможно в силу некоторых обстоятельств. Одно из них – высокая волатильность каждой криптовалюты (за исключением стэблкоинов, которые находятся на начальном этапе развития), которое отталкивает новых участников рынка, которые боятся быстро потерять все свои инвестиции. Из-за отсутствия какого-либо центрального регулятора, стоимость той или иной монеты является совокупность себестоимости криптовалюты и факторы, влияющие на ее курс.

Себестоимость криптовалюты в среднем складывается из следующих показателей:

- 1) Затрата энергии для осуществления майнинга
- 2) Стоимость оборудования для майнинга (майнинг фермы)
- 3) Комиссия за транзакцию

Майнинг является неотъемлемой частью всей системы. Майнеры получают вознаграждение, за то, что его вычислительные мощности проверили достоверность информации, содержащейся в новом блоке в системе блокчейн, одобрили его и закончили окончательно формирование этого блока. Также каждый майнер получает вознаграждение от самой системы за то, что, по сути, инициировал эмиссию. Без майнинга система блокчейн не могла бы быть децентрализованной, так как за подтверждение и одобрение новых блоков отвечают все участники рынка.

Существует несколько основных факторов формирования цены на криптовалюты:

1) Введение новых технологий в данную финансовую модель. Это может быть, как новое устройство или программное обеспечение для майнинг ферм, так и способы экономичных способов добычи электричества

2) Увеличение влияния криптовалют в реальной экономике

3) Ликвидность криптовалюты (на данном этапе развития рынка самая ликвидная криптовалюта – Биткоин) и отсутствие авторитетных поставщиков этой ликвидности.

4) Безопасность крипто-бирж и возможность исключения случаев финансового мошенничества (Памп и Дамп) некоторых участников рынка

5) Практически полную корреляцию основных 20 криптовалют (как прямую так и зеркальную) по отношению к другим альткоинам

6) Показатель среднего количества транзакций в день

7) Интерес трейдеров

8) Попытки государств установить надзор, ввести новую систему налогообложения или запретить криптовалюты

К большому сожалению, процесс ценообразования достаточно сложный, пусть и его механизм одинаков для всех активов, а именно: себестоимость, рыночная стоимость и оценочная стоимость, и знание того, как формируется цена, не является панацеей от возможной неудачи при выходе на данный рынок.

Таблица 1-Курс Биткоина с 03.2019 по 11.2018 (USD) по месяцам

Месяц	Средняя Цена (USD)	High	Low	Месяц	Средняя Цена (USD)	High	Low
мар.16	416	442,8	389,7	авг.17	4718,2	4749,9	2615,8
апр.16	446,6	472	412	сен.17	4367	4969	2981
май.16	530,7	567	433	окт.17	6458,3	6472,1	4134,9
июн.16	674,7	789,7	530,7	ноя.17	9907	11427,2	5426
июл.16	623,7	707	610,1	дек.17	13800	19891	9370,1
авг.16	576,2	627,3	576,2	январ.18	10284	17252	9231,1
сен.16	611,1	636,2	570,6	фев.18	10315	11776	6000
окт.16	704,1	724	607	мар.18	6925,3	11696	6533
ноя.16	739	762,4	699	апр.18	9240	9761,5	6432,4
дек.16	966,6	983	738,8	май.18	7485,8	9990	7048,6
январ.17	966,2	1166	738,7	июн.18	6391,5	7777,4	5762,9

фев.17	1189,1	1222,2	936,4	июл.18	7730,6	8500,2	6080,8
мар.17	1081,7	1328,8	891	авг.18	7025,9	7755,6	5879,3
апр.17	1435,2	1449,7	1070,2	сен.18	6618,1	7410,3	6112,7
май.17	2191,8	2689	1432	окт.18	6368,4	7704,2	6223
июн.17	2420,7	3000	2050	ноя.18	5746,2	6607,1	5705
июл.17	2856	2919,9	1835,8				

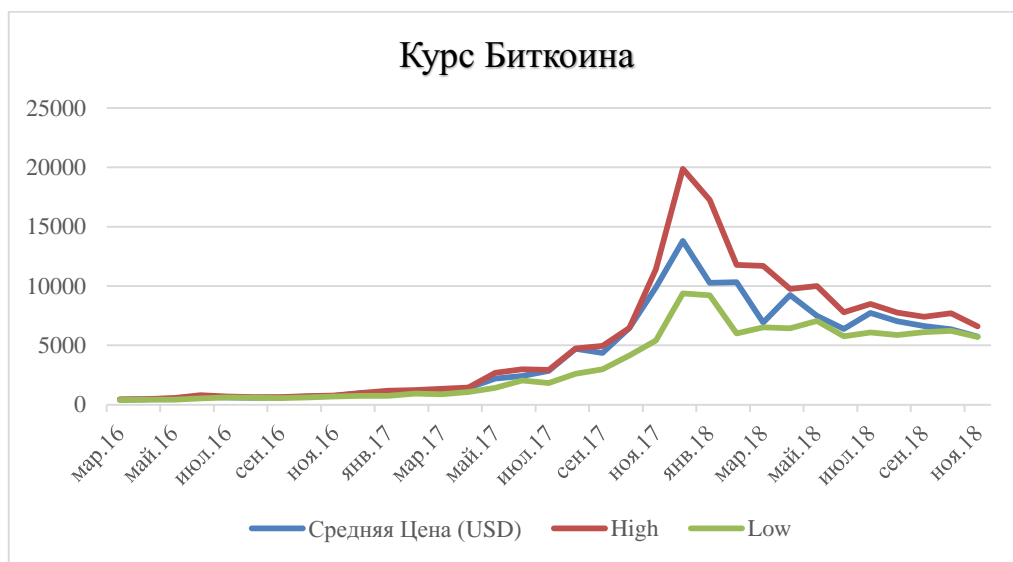


Рис. 1. Курс Биткоина

На графике (рис.1) четко видно, что стоимость Биткоина резко увеличилась с января 2017 года, достигла пика в декабре 2017, а затем стремительно упала. Разброс в цене на протяжении декабря 2017, января и марта 2018 был равен почти 50%. Проанализировав данное финансовое событие, можно сделать следующий вывод, касательно увеличения стоимости Биткоина: до декабря 2017 количество участников рынка, которые покупали различные криптовалюты, увеличивалось. Однако Биткоин был в приоритете из-за высокой степени доверия к нему, как к самой популярной и самой известной криптовалюте.

К сожалению, как и любая другая ценная бумага, Биткоин повышался в цене, пока на него был большой спрос, однако его себестоимость на протяжении всего времени не увеличивалась, а уменьшалась. На рынок приходили новые майнеры с новым технологичным оборудованием, которое стоило дешевле. Все больше майнинг-ферм переходило на более дешевую электроэнергию (солнечная, водяная, ветряная).

К этим внутренним факторам цены добавились и внешние. Интерес трейдеров возрастал к Биткоину все время, когда он повышался в цене, а из-за отсутствия централизованного финансового регулирования были возможны различные финансовые махинации, которые оставались безнаказанными для лиц, принимавших в этом участия.

Еще один из важнейших факторов формирования цены – это заявления экспертов в области криптовалюты. Удивительно, но именно открытая субъективная оценка влиятельных игроков на рынке способна как увеличить капитализацию модели, так и уменьшить ее. Падение капитализации всего рынка и в частности Биткоина в декабре 2017 года сопоставляют с некоторыми заявлениями таких людей, как Эмиля Ольденбурга (сооснователь одного из крупнейших криптовалютных порталов), министра финансов Японии и прочее.

Под влиянием всех этих факторов весь рынок обвалился, но если быть более точным, стоимость Биткоина скорректировалась.

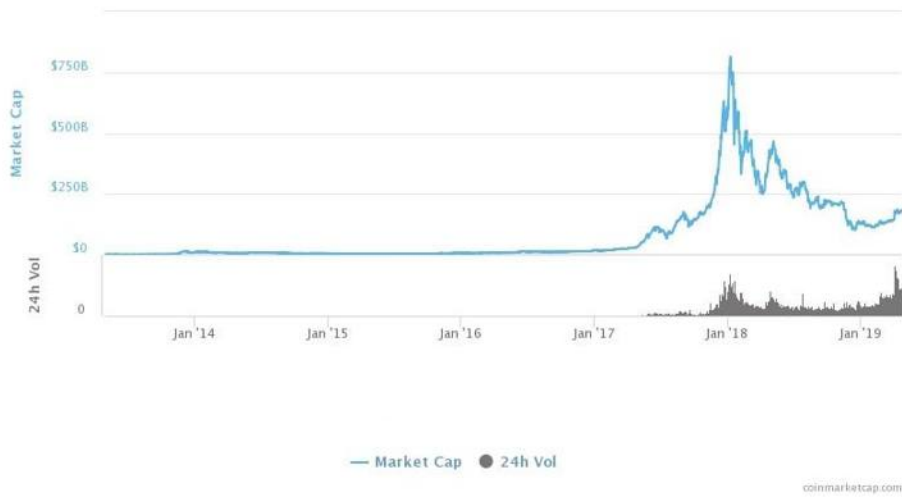


Рис. 2. Общая капитализация рынка (USD)



Рис. 3. Общая капитализация, не включая Биткоин (USD)

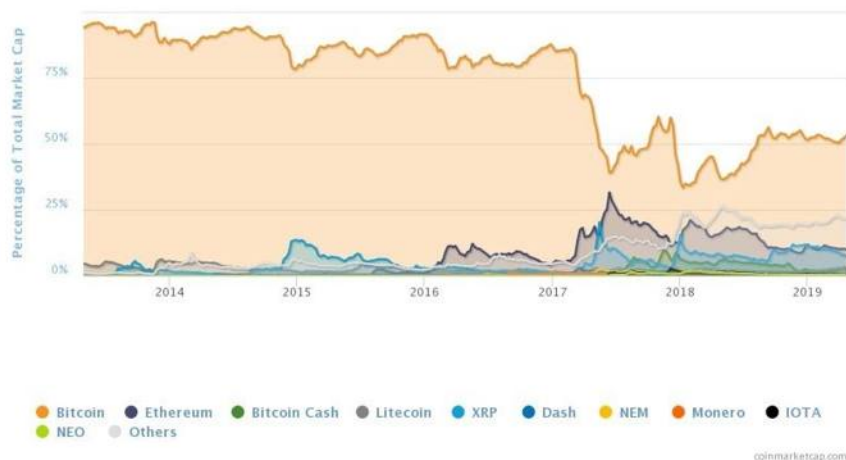


Рис. 4. Доля криптовалют в общей капитализации (USD)

На графике видно, что существует проблема, при которой рынок является зависящим практически напрямую от стоимости Биткоина (рис. 2, 3). По состоянию на 21 апреля 2019 года, его доминанция составляет более 52 %, а это означает, что любые его колебания влияют на остальные валюты (рис. 5). Тут же наблюдается обратная и прямая корреляция между Bitcoin и другими валютами (ETH, XPR). Сравнивая рисунки 1, 2 можно сделать вывод, что они крайне схожи. Это говорит о том, что рынок развивался постепенно и в одном направлении, однако после начала 2017 года (рис. 5) криптовалюты стали развиваться независимее.

Возможности рынка криптовалюты и возможности блокчейна исследованы совсем и совсем мало. С каждым днем возникают все новые и новые идеи для реализации всевозможных проектов этой сферы в жизнь. Однако многие государства выступают против использования криптовалют. Ведь явление криптовалюты знаменует возможный полный отказ населения от фиатных денег. Правительства этих стран считают, что криптовалюты дестабилизируют рынок национальных валют, но несмотря на все попытки практически всех развитых государств уменьшить оборот криптовалют в своих странах, рынок до сих пор живет и интерес со стороны инвесторов к нему не уменьшается.

Возможно, в будущем, недостатки криптовалюты, которые имеются сейчас, будут устранены, и тогда мировое сообщество перейдет на повседневной основе в данную финансовую систему. Но пока существуют законодательства, запрещающие использование криптовалюты и высокая волатильность цен, интерес к ней будет только у узкой части нашего общества.

Библиографический список:

1. Криптовалюта как феномен современной информационной экономики: проблемы теоретического осмысления // Интернет-журнал «НАУКОВЕДЕНИЕ». Выпуск 5(24). 2014
2. Официальный сайт криптовалютной биржи CoinMarketCap. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://coinmarketcap.com>
3. Что такое Bitcoin и криптовалюты [Текст] // bits.media.- 2015. Режим доступа: <https://bits.media/chto-takoe-bitcoin/> (Дата обращения 7.12.2018).
4. Что представляют собой криптовалюты [Текст] // Avatrade.- 2017. Режим доступа: <https://www.avatrade.ru/education/trading-for-beginners/chto-takoe-kriptovalyuta> (Дата обращения 08.12.2018).
5. Электронный портал ProstoCoin [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://prostocoin.com> (Дата обращения 05.12.2018).

УДК 330.34

**ПРОБЛЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ ОПЕРАЦИОННОГО МЕНЕДЖМЕНТА НА
ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ ПРЕДПРИЯТИЯХ (НА ПРИМЕРЕ АО «БАЛТИЙСКИЙ ЗАВОД»)**

Н.С. Карачев, А.Ф. Филиппова, А.Д. Шматко

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

Аннотация: Выявлены факторы, влияющие на операционную эффективность в компании. Рассмотрено функционирование машиностроительного предприятия в современных условиях, даны рекомендации, сделаны выводы.

Ключевые слова: операционное управление, операционный менеджмент, организация управления, планирование, новые технологии, бережливое производство.

Целью исследования данной работы является исследование особенностей операционного менеджмента на российских производственных предприятиях в новых условиях, выявление слабых мест (на примере АО «Балтийский завод»). На основании полученных результатов разработать рекомендации по устранению недостатков и повышению эффективности менеджмента на предприятиях.

При выполнении данного исследования применялись следующие методы: определение задач и цели, выбор способа наблюдения обеспечивающий необходимый сбор информации, обработка и интерпретация полученной информации, анализ и синтез, системный подход.

Основными проблемами производства являются: неправильное планирование и управление производством, недостаточный профессионализм персонала, недостаточная производительность деятельности предприятия, низкое качество выпускаемой продукции.

Актуальность выбранной темы заключается в том, что правильная оптимизация производственного процесса позволяет осуществлять контроль выполнения всех технологических операций, что приводит к улучшению качества выпускаемой продукции и позволяет повысить конкурентоспособность и прибыльность предприятия.

Организация операционного управления производством заключается в обеспечении слаженности и согласованности всех звеньев предприятия по изготовлению конкурентоспособной продукции необходимого объема и качества на основании договоров с заказчиками при эффективном использовании всех видов производственных ресурсов.

Основные задачи операционного управления: разработка эффективной системы управления производством; создание и согласование календарно-плановых нормативов; контроль, порядок и выполнение операций по изготовлению деталей и изделий согласно чертежу, технологическому процессу и технологическому наряду; организация взаимодействия структурных подразделений и их координирование; обеспечения цехов всеми необходимыми благами и ресурсами.

Операционное управление производством осуществляется посредством совокупности взаимосвязанных функций - планирование, организация учета, контроля, анализа и регулирования при достаточно развитом составе материальных, трудовых, логических, информационных и других компонентов системы. Наиболее важное практическое значение имеют: разработка системы научно-обоснованных календарно-плановых нормативов по типам и фазам производства; разработка календарных планов-графиков работы цехов; оперативный учет, анализ и контроль над ходом производства; участие в разработке нормативов производственных запасов.

Одним из приоритетных направлений совершенствования системы управления на предприятии является организация эффективного операционного менеджмента. Это поможет решить сложные экономические проблемы предприятия, связанные с рациональным использованием производственных ресурсов и повышением эффективности предприятия благодаря оптимизации производственного потенциала.

Операционный менеджмент — это система управления операциями, которые включают в себя планирование, управление организацией, мотивацию, контроль и корректировку работы организации. В его структуре выявляется характер профессионального мышления менеджера. Операционный менеджмент является набором знаний в виде установок и стереотипов, а также определенной системы ценностей. Цель операционного менеджмента - создание на предприятии эффективной системы управления операциями.

Принципами операционного менеджмента являются: ориентация на потребителя; стратегическое направление; построение взаимовыгодных отношений с поставщиками и партнерами; процессный и

системный подход; ответственность персонала за качество работы; всестороннее развитие профессиональной компетентности персонала; постоянное улучшение качества продуктов.

Задача планирования и управления производством - рационально распорядиться имеющимися ресурсами для производства продукции, способной обеспечить финансовую стабильность на производстве. Эффективная организация способствует увеличению прибыльности предприятия за счет улучшения качества продукции при использовании внутренних ресурсов компании.

Существенное воздействие на управление предприятиями XXI века оказали такие факторы как развитие информационных систем и их внедрение во все сферы жизнедеятельности человека, в том числе в сектор производства. На современных предприятиях информационная система управления автоматизирует все виды деятельности предприятия. Именно она отражает текущее состояние производственной деятельности и позволяют управленцам грамотно планировать, учитывать затраты, проводить техническую подготовку производства, оперативно управлять процессом выпуска продукции в соответствии с производственной программой и технологией.

Приоритетными проблемами производства АО «Балтийский завод», на наш взгляд, являются:

- 1) низкое качество выпускаемой продукции;
- 2) неправильная организация внешних связей;
- 3) низкая квалификация персонала;
- 4) недостаточность инвестиций.

Для повышения эффективности деятельности предприятия производится осуществление инновационной деятельности позволяющей снизить издержки и затраты производства, повысить производительность труда, увеличить выпуск продукции или улучшить качество оказываемых услуг.

Одним из приоритетных направлений совершенствования системы управления на предприятии является организация эффективного операционного менеджмента, поскольку именно операционный менеджмент является важной и обязательной системой на каждом предприятии в условиях современных рыночных отношений. Предприятие должно своевременно реагировать на изменения спроса на продукцию, качество оказываемых услуг.

Одним из основополагающих принципов операционного менеджмента является ориентация на потребителя. Она происходит по таким главным критериям как: качество продукции, обновление ассортимента и изменение объемов выпуска продукции. Необходимо проводить исследование и анкетирование с целью выявления потребностей потребителя и разработки стратегии по удовлетворению их потребностей. Для осуществления данной цели необходимо назначить лиц, ответственных за проведение исследований, которые впоследствии будут контролировать осуществление новых стратегий.

Вторым важным критерием являются отношения между партнерами и поставщиками. Предприятие должно быть уверено в своих поставщиках. Для этого руководитель должен внимательно изучить финансовые контакты потенциальных партнеров, текущее состояние их дел, а также выгоды, которые возможны при сотрудничестве с ними. При работе с партнерами необходимо искать способы более рационального использования денежных средств для обеспечения товаров и услугам более широкие рыночные каналы.

Главным, определяющим принципом операционного менеджмента, на наш взгляд, является качество работы и ответственность персонала, стабильность и непрерывное развитие компетентности персонала, вовлечение работников, командная работа, а также создание в коллективе атмосферы доверия, здорового психологического климата, стимулирующего хорошую работу и творчество. Именно непрерывное развитие компетентности персонала является самым важным в современной рыночной экономике. Чем быстрее персонал сможет переобучиться на новые стандарты, научиться работать на современном оборудовании и находить различные подходы в решении вопросов, возникающих в процессе производства и реализации товаров и услуг, тем выше будет эффективность их работы, а также работы всей организации. Для этого необходимо проводить набор персонала, в соответствии с четко поставленными требованиями организации, а также ввести систему мотивации, для увеличения производительности труда.

Привлечение финансовых инвестиций является важнейшей составляющей развития любой отрасли производства или бизнеса, ее нового качественного уровня. Нехватка финансирования затрудняет, а подчас и полностью способно парализовать работу.

Возможные варианты инвестиций для АО «Балтийский завод»:

- за счет прибыли;
- кредиты;

- продажа части акций;
- венчурное финансирование (долгосрочные высокорисковые инвестиции на 5-7 лет частного капитала);
- привлечение инвестора под конкретный проект.

Заключение

В данной статье было выявлено, что в настоящий момент большинство предприятий не в полной мере использует современные технологические системы управления, либо делают это неэффективно. Предприятие должно заниматься постоянным внедрением и доработкой информационных систем, таких как ERP (англ. Enterprise Resource Planning, планирование ресурсов предприятия) и CRM (англ. customer relationship management, управление взаимоотношениями с клиентами). На современном рынке представлен крупный ассортимент российских и иностранных разработок в области информационных технологий, где возможности данных программ могут адаптироваться под необходимые требования бизнеса и его конкретные задачи. Наиболее известными являются продукты: 1С, Лоцман, Гольфстрим, Битрикс 24, SAP, ELMA и др.

Операционное управление производством осуществляется посредством совокупности взаимосвязанных функций - планирование, организация, учета, контроля, анализа, и регулирования при достаточно развитом составе материальных, трудовых, логических, информационных и других компонентов системы. Наиболее важное практическое значение имеют: разработка системы научно-обоснованных календарно-плановых нормативов по типам и фазам производства; разработка календарных планов-графиков работы цехов и их сотрудников; оперативный учет, анализ и контроль над ходом производства; привлечение финансовых инвестиций в производство новой продукции и для создания современных проектов.

Рассмотрены методы повышения эффективности предприятия с использованием инструментов бережливого производства. Разработан план мероприятий для разрешения описанных проблем. Выявлена роль интеллектуально-производственных ресурсов. Установлены основные слабые места в управлении на предприятии: ожидание, нецелесообразная транспортировка и перемещение продукции, нерациональная технология обработки, простои, дефекты, брак и недостаток необходимого качественного инструмента.

Библиографический список

1. Фатхутдинов Р. А. Производственный менеджмент: учебник для вузов по экономическим специальностям и направлениям. - 6-е изд. - СПб.: Питер, 2017. - 496 с.
2. Дрозд Р.А., Шматко А.Д. // В сб. Молодежь. Техника. Космос. Труды X Общероссийской молодежной научно-технической конференции. Сер. "Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ» №50" 2018. С. 270-272.
3. Растова Ю.И., Масино Н.Н., Фирсова С.А., Шматко А.Д. Экономика организации: учебное пособие для студентов средних учебных заведений, обучающихся по укрупненной группе специальностей "Экономика и управление" / Государственный университет управления. Москва, 2017.
4. Фомина А.П., Шматко А.Д. Элементы циклической модели стратегического планирования // В сб. Актуальные вопросы права, экономики и управления сборник статей VIII Международной научно-практической конференции: в 3 частях. 2017. С. 297-299.
5. Невзорова Г.Д., Шматко А.Д. Стратегическое управление компаниями в современных экономических условиях: Экономика и предпринимательство. 2015. № 10-1 (63). С. 543-546.

УДК 338.583

ПРАКТИКА ВНЕДРЕНИЯ ИННОВАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ НА ПРЕДПРИЯТИИ В ЦЕЛЯХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЕГО УСТОЙЧИВОГО ЭКОНОМИЧЕСКОГО РАЗВИТИЯ В УСЛОВИЯХ ПОЛИТИКИ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИЯ

Марусева А.А., Соловьева Н.Л.

*Научный руководитель – ст. преп. каф. Р1 «Менеджмент организации» Соловьева Н.Л.
Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

Достижение устойчивого экономического развития на современном этапе развития российской экономики является одной из приоритетных задач любого предприятия. Преобладание сырьевой направленности экономики России привело к импортозависимости страны во многих отраслях промышленности [1]. Для осуществления роста национальной экономики возникла необходимость

снижения импортной зависимости за счет инноваций и создания новых производственных мощностей в регионах.

Политика импортозамещения предполагает наличие у российских предприятий ряда конкурентных преимуществ, что становится возможным благодаря внедрению инновационных технологий. При решении проблемы импортозамещения необходим комплексный анализ, включающий изыскание резервов снижения себестоимости продукции и повышения ее качества и конкурентоспособности, возможности внедрения новых технологий производства или выбор альтернативной сырьевой базы.

Исследование возможности снижения себестоимости было произведено на примере предприятий сельскохозяйственного сектора, как одного из стратегических отраслей промышленности, который является наиболее значимым в свете политики импортозамещения. Для реализации стратегии импортозамещения требуется повышение производственно-технологического потенциала отечественного агропромышленного комплекса за счет модернизации производства и расширения ресурсной базы сельскохозяйственных производителей (что установлено Указом Президента Российской Федерации от 21.07.2016 № 350 «О мерах по реализации государственной научно-технической политики в интересах развития сельского хозяйства») [2].

Наибольшую долю затрат сельскохозяйственных предприятий животноводческого направления составляют затраты на корма (более 60% всех затрат), так как именно кормовая база является фактором, определяющим эффективность деятельности предприятия. Соответственно, именно эти затраты могут служить резервом снижения себестоимости, однако изменение затрат на корма в меньшую сторону не должно оказывать негативного влияния на рост, развитие и здоровье животных. От качества кормов и от их способности удовлетворить потребность животных в питательных веществах зависят следующие основные показатели:

- качество яиц;
- яйценоскость;
- выводимость и жизнеспособность цыплят;
- объемы удоя молока крупного рогатого скота;
- активность роста и набора массы у мясных пород птиц и животных.

Поэтому решение задач выбора кормовой базы и закупки кормов влияют на качество продукции сельскохозяйственных предприятий и формирование конкурентных преимуществ.

В ходе проведенного исследования были изучены альтернативные варианты кормов и определен оптимальный вариант для предприятий Северо-Западного региона Российской Федерации.

Животноводческие предприятия Северо-Западного региона Российской Федерации традиционно используют для кормления животных комбикорма. Малые и средние предприятия приобретают комбикорма на заводах, крупные – производят их самостоятельно из приобретенного сырья (пшеница, кукуруза, ячмень, рыбная мука, подсолнечное масло, жмых, премиксы, и т.д.).

В Северо-Западном регионе посевная площадь сельскохозяйственных культур крайне мала для самостоятельного обеспечения действующих на территории региона животноводческих предприятий. В таблице 1 представлены посевные площади зерновых и зернобобовых культур в различных регионах Российской Федерации за 2018 год по данным федеральной службы статистики [1].

Таблица 1 – Посевные площади сельскохозяйственных культур в различных регионах Российской Федерации за 2018 год (тыс.га).

Посевные площади зерновых и зернобобовых культур в Российской Федерации за 2018 г.		
Регион	Площадь (тыс.га.)	Структура (в %)
Центральный Федеральный округ	7927,48	17,11%
Северо-Западный Федеральный округ	285,78	0,62%
Южный Федеральный округ	9084,83	19,60%
Северо-Кавказский федеральный округ	3283,28	7,08%
Приволжский Федеральный округ	13044,01	28,15%
Уральский Федеральный округ	3424,98	7,39%
Сибирский Федеральный округ	8781,36	18,95%
Дальневосточный Федеральный округ	511,91	1,10%
Российская Федерация (всего):	46343,63	100,00%

Структура посевных площадей зерновых и зернобобовых культур в регионах Российской Федерации за 2018 год представлена на рисунке 1.

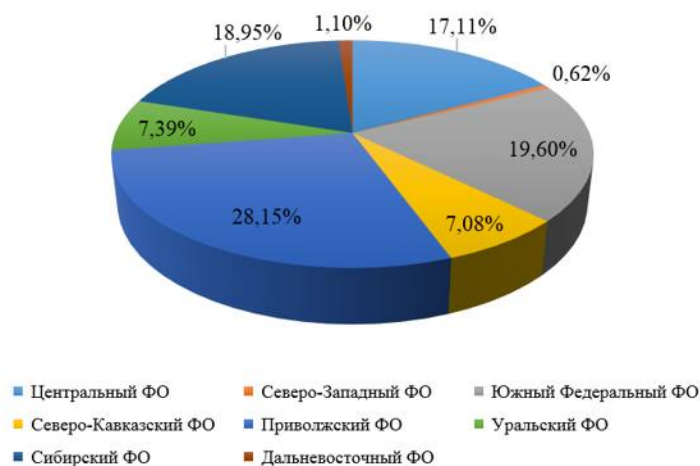


Рис. 1 Посевные площади зерновых и зернобобовых культур в различных регионах Российской Федерации за 2018 год в % от общих посевных площадей страны

Северо-Западный Федеральный округ обладает менее чем 1% посевных площадей зерновых и зернобобовых культур Российской Федерации, что вынуждает животноводческие предприятия и комбикормовые заводы закупать зерно в регионах, в которых выращивание сельскохозяйственных культур является преобладающим направлением экономики. Таковыми являются четыре лидирующих округа: Приволжский, Сибирский, Южный и Центральный [1;3].

Однако, высокие показатели посевов не всегда являются столь успешными при сборе урожая, в виду того, что сельскохозяйственные культуры очень чувствительны к неблагоприятным погодным условиям и засухе. Поэтому необходимо рассмотреть объемы и стабильность валовых сборов зерновых в лидирующих по посевным площадям регионах. В таблице 2 представлены данные по валовым сборам зерна за 2013-2018 гг. в некоторых регионах Российской Федерации в тысячах центнеров.

Таблица 2 – Валовые сборы зерновых в регионах Российской Федерации за 2013-2018 гг. (тыс.центнеров)

Валовой сбор зерновых по регионам Российской Федерации за 2013-2018 гг. (тыс.центнеров)												
Регион	2013 г.		2014 г.		2015 г.		2016 г.		2017 г.		2018 г.	
	тыс.ц	тыс.ц	тыс.ц	тыс.ц	тыс.ц	тыс.ц	тыс.ц	тыс.ц	тыс.ц	тыс.ц	тыс.ц	тыс.ц
Центральный ФО	22	4,36	25	4,7	25	3,89	27	3,07	31	3,53	28	5,19
Южный ФО	22	4,33	27	6,61	28	7,18	32	6,95	35	6,41	29	5,72
Приволжский ФО	17	8,44	20	9,89	18	8,03	24	0,35	30	2,57	21	8,93
Сибирский ФО	15	6,59	13	2,37	13	3,17	15	2,48	15	1,64	15	3,28

Сибирский Федеральный округ, имеющий 18,95% от общих посевных площадей страны на выходе имеет всего 13,28% валового сбора зерновых от общего по стране в 2018 году. В Приволжском округе, находящимся в авангарде посевных площадей страны (28,15%), собирали в 2018 году лишь 18,93% всех зерновых России [1;3].

Представленные в таблице 2 данные о валовом сборе зерновых в регионах Российской Федерации за 2013-2018 гг. отобразим графически (рисунок 2).

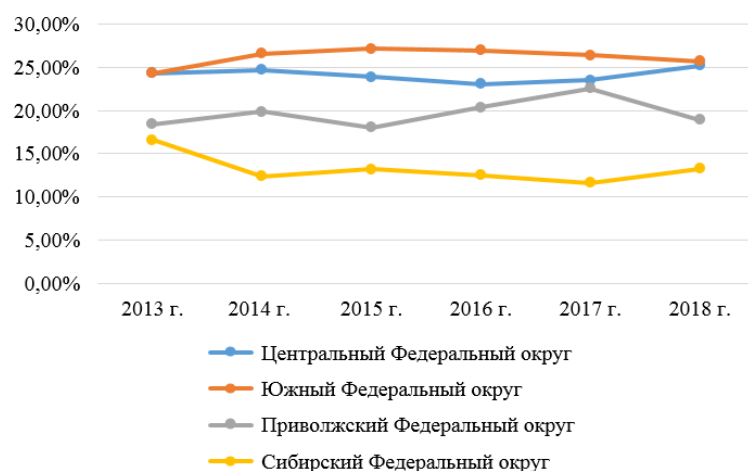


Рис.2 Объем валового сбора зерновых в регионах Российской Федерации в % от общего сбора зерновых по стране за 2013-2018 гг.

Обладающий относительно большой долей посевных площадей Сибирский Федеральный округ имеет низкие показатели по сбору, что делает транспортировку зерна в больших объемах невозможной.

Урожайность Приволжского Федерального округа не стабильна, хотя за последние годы отмечено уверенное увеличение объемов сбора, поэтому производство зерна превышает уровень потребления. Однако большая часть регионов округа с точки зрения логистики расположена далеко от платежеспособных потребителей зерна (животноводов северо-запада и центра) [4].

Центральный и Южный Федеральные округа на протяжении последнего пятилетия стабильно имеют высокие показатели по сбору зерновых на своих посевных площадях. Детализация сбора зерновых по субъектам Центрального, Южного и Приволжского Федеральных округов для определения областей, лидирующих в этих округах, и соответственно ведущих поставщиков зерновых на другие территории Российской Федерации и последующего анализа цен на зерно на элеваторах этих регионов представлена на рис. 3.

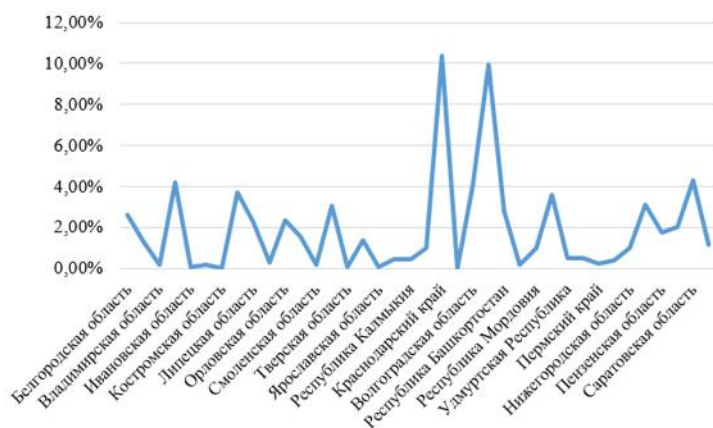


Рис. 3 Объем валового сбора зерновых в областях ведущих регионов Российской Федерации в % от общего сбора зерновых по стране за 2018 г.

Наибольшую долю в валовом сборе зерновых составляют посевные площади Краснодарского края, Ростовской и Саратовской областей. В этих регионах благоприятные климатические условия для выращивания зерновых, поэтому там производят зерно высшего качества. Часть зерна отправляется на

экспорт, а часть используется для удовлетворения собственных нужд страны, в том числе и продажа в Северо-Западный регион [3]

У производителей зерна в Краснодарском крае, Ростовской и Саратовской областях себестоимость цены на зерновые составляет около 5 руб./кг., у предприятий принимающих зерно в регионе цена увеличивается, так цена на кукурузу в среднем составляет 9 руб./кг., в то время, как при покупке кукурузы через посредника непосредственно в Санкт-Петербурге ее цена составляет 15,4 руб./кг., аналогичная ситуация складывается на рынке пшеницы и ячменя. Посредник помимо расходов на логистику и доставку груза в регион, накручивает свою добавочную стоимость. Более того, использование чистого зерна в качестве корма не практикуется по причине его слабой усвояемости. Для достижения животными благоприятного эффекта от потребления зерна необходима его предварительная обработка – приготовление комбикорма. Мелкие и средние предприятия вынуждены закупать комбикорм, произведенный на комбикормовых заводах в среднем за 20-24 руб./кг.

Высокоэффективной альтернативой традиционных кормов может стать гидропонный зеленый корм (ГЗК), который не только сократит издержки предприятий, но и повысит основные показатели, отражающие продуктивность животных и птиц, и реализацию их генетического потенциала на максимальном уровне. Эта технология позволяет повысить биологическую полноценность зерна через его проращивание, позволяющее улучшить перевариваемость его питательных, минеральных веществ.

Гидропонный зеленый корм — это выращенные из зерна побеги, образующие полотно из зерен, корней и непосредственно зеленой части в искусственных условиях с использованием воды и света. Преимуществом этого нетрадиционного способа заготовки кормов является короткая продолжительность цикла, всего за 7 дней из 1 кг зерна вырастает до 5 кг зеленой массы. Кроме того, искусственное выращивание травы осуществляется в помещениях круглый год, и не подвержено негативному влиянию окружающей среды.

Сотрудники кафедры крупного животноводства Санкт-Петербургского государственного аграрного университета, доктора сельскохозяйственных наук провели оценку питательной ценности зеленого гидропонного корма на молочных коровах Голштинской породы в племенном хозяйстве СПК «Колхоз Нива» в Выборгском районе Ленинградской области [5]. Для опыта было сформировано две группы коров, группы были абсолютно идентичны, животные клинически здоровы и на протяжении наблюдений (305 дней) содержались в одинаковых условиях. Ежедневный рацион одной коровы первой группы состоял из лугового сена, люцернового сена, силоса разнотравного и злаково-клеверного, в качестве концентрированного кормов они получали: 12 кг комбикорма, 4 кг. дробленой кукурузы, 3 кг. подсолнечного жмыха, и 200 г. минеральной добавки. Другая (опытная) группа получала те же виды сена и силоса, только комбикорм и минеральная добавка были заменены на 12 кг. гидропонного зеленого корма из ячменя.

Главным критерием, по которому судили об эффективности использования зеленого гидропонного корма является удой коров. В результате эксперимента ученые установили, что удой опытной группы был на 549 кг выше, чем у другой группы, что составляет 6%. Среднесуточный удой был выше на 1,8 кг., массовая доля жира в молоке – на 0,4%, массовая доля белка выше на 0,35%. Кроме оценки потребительских качеств молока, во время опыта также следили за физиологическим состоянием поголовья и обменными процессами, протекающими в организме животных. Анализ крови показал результат более интенсивного обмена веществ, и о положительном влиянии ГЗК на перевариваемость протеина, жира, клетчатки.

Оренбургским государственным аграрным университетом было проведено исследование влияния гидропонного зеленого корма в рационе мясных кур на их продуктивные и воспроизводительные качества, в результате которого было установлено, что включение в рацион курочек ГЗК взамен массы дробленого ячменя обеспечило увеличение живой массы птицы на 2,6%, повысить сохранность поголовья на 6,1%, яйценоскость – 6%, оплодотворяемость – 3,7%, выход цыплят на 6,3%. [6; 7]

Таким образом, технология выращивания зеленого корма гидропонным методом позволяет получать животным больше питательных веществ, улучшает усвояемость минеральных веществ и других кормов при пищеварении. Кроме того, гидропонный зеленый корм в 4-5 раз дешевле, чем комбикорм, однако по питательности превосходит его.

Сельскохозяйственные предприятия могут самостоятельно выращивать гидропонный зеленый корм в силу того, что это не требует больших затрат и площадей для выращивания, обеспечивая бесперебойное кормление животных питательными кормами по низкой себестоимости.

Для подтверждения гипотезы, что гидропонный зеленый корм может служить резервом снижения себестоимости продукции, в результате снижения затрат предприятия на обеспечение кормовой базы, произведем калькуляцию себестоимости ГЗК.

При загрузке 1 кг сухого зерна на выращивание гидропонного зеленого корма по специальной технологии на выходе получается «зеленый ковер» весом 5 кг, направляемый в пищу животным целиком (вместе с остатками зерна, корнями и зеленой массой). Соответственно, с помещения с «рабочей поверхностью» 240 м², с загрузкой зерна 1200 кг на цикл (по 5 кг сухого зерна на м²) на выходе за четыре цикла в течении месяца вырастает 24000 кг зеленого корма. Ежемесячная себестоимость зеленого корма, при его производстве на стеллажах в помещении 12 м * 5 м, рассчитывается в соответствии со следующими статьями затрат:

- Сырье (сухое зерно) – 72000 руб.
- Затраты на электричество – 1635,66 руб.
- Затраты на водоснабжение – 1800 руб.
- Заработная плата – 40000 руб.
- Амортизация основных средств – 8766,67 руб.

Общие ежемесячные затраты на обеспечение процесса выращивания и поддержание роста зерновых равны 124202,33 руб. Таким образом, себестоимость 1 кг зеленого питательного корма равна 5,17 руб. за кг., в то время как стоимость 1 кг комбикорма находится в диапазоне 20-24 руб.

Для крупных сельскохозяйственных предприятий корма необходимы в больших объемах, соответственно, при увеличении площади помещения, объем производства возрастет, а затраты увеличатся незначительно, что создаст дополнительный резерв снижения себестоимости.

Таким образом, выращивание кормов является действительно резервом снижения себестоимости, и сельскохозяйственным предприятиям выгодно установить цех выращивания ГЗК, который обеспечит хозяйство свежим зеленым питательным кормом, так как происходит экономия средств в 4-5 раз. Повышение качества выпускаемой продукции и сокращение издержек на ее производство способствует увеличению внутреннего спроса и конкурентоспособности товаров национального производителя, создавая независимость аграрного сектора от импорта.

Библиографический список:

1. Федеральная служба государственной статистики Российской Федерации. Режим доступа: <http://www.gks.ru/>
2. Указ Президента Российской Федерации от 21.07.2016 № 350 «О мерах по реализации государственной научно-технической политики в интересах развития сельского хозяйства»
3. Министерство сельского хозяйства Российской Федерации. Режим доступа: <http://mcx.ru>
4. Агроинвестор: Почему Приволжье — крупный производитель, но при этом ценовой аутсайдер на рынке зерна //Инна Ганенко – Агроинвестор – 1 апреля 2013 г. <https://www.agroinvestor.ru/markets/article/12215-ne-povezlo-s-geografiej/>
5. .Р.Мацерушка, Н.И.Белик, О.И.Станишевская – Биологическая ценность гидропонного зеленого корма для коров // Известия Санкт-Петербургского государственного аграрного университета (ВАК), 2016 г. Режим доступа: <https://cyberleninka.ru/article/v/biologicheskaya-tsennost-gidroponnogo-zelenogo-korma-dlya-korov>
6. Г.Н. Урынбаева, Т.В. Коваленко – К использованию гидропонного зеленого корма в кормлении мясных кур // Вестник Оренбургского государственного университета (ВАК), 2006 г. Режим доступа: <https://cyberleninka.ru/article/v/k-ispolzovaniyu-gidroponnogo-zelenogo-korma-v-kormlenii-myasnyh-kur>
7. Г.Н. Урынбаева – Продуктивные качества племенных кур при использовании гидропонного зеленого корма // Известия Оренбургского государственного аграрного университета (ВАК), 2007 г. Режим доступа: <https://cyberleninka.ru/article/v/produktivnye-kachestva-plemennyh-kur-pri-ispolzovanii-gidroponnogo-zelenogo-korma>

УДК 338

К ВОПРОСУ О ПОВЫШЕНИИ РОЛИ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО КАПИТАЛА В УСТОЙЧИВОМ РАЗВИТИИ ПРЕДПРИЯТИЙ НГК

Песля В.И.

ООО «КИНЕФ», представительство в Санкт-Петербурге

Российский нефтегазовый комплекс (НГК) - это уникальные высокотехнологичные отрасли, демонстрирующие в последние годы свое устойчивое развитие во многом благодаря достижениям в инновационном развитии предприятий и диверсификации их деятельности. Во многом в силу отмеченного тренда НГК остается надежной опорой в материально-техническом обеспечении развития ракетно-космической промышленности (РКП) в России. Наряду с этим НГК является и одним из наиболее крупных заказчиков предприятий РКП [1].

С целью комплексной оценки интеллектуального капитала предприятий НГК нами выполнен анализ финансовых показателей наиболее крупных нефтегазовых компаний, осуществляющих добычу и переработку нефти в России. При этом решены следующие группы задач:

- определено место интеллектуального капитала в интеллектуализации экономики;
- выполнено структурирование развития процесса интеллектуализации предприятий НГХК;
- выполнена оценка интеллектуального капитала предприятий НГХК.

В экономических исследованиях последних лет все чаще используется термин интеллектуализации, что считается необходимым условием перехода к новому постиндустриальному этапу развития экономической системы и представляется в целом как развитие наукоемких начал в экономической действительности и, в частности, - в практике современных предприятий. Интеллектуализация – это движущая сила мирохозяйственного развития, и детерминанту интеллектуализации экономики следует искать непосредственно в материальном производстве [2].

Нами выявлено, что процессы интеллектуализации экономики тесно связаны с понятиями человеческого и интеллектуального капитала, инновационных ресурсов. Схематичное представление структурной модели взаимосвязей человеческого капитала как подсистемы интеллектуального капитала и интеллектуализации капитала как составной части интеллектуализации экономики показано нами на рис. 1.



Рис. 1. Структурная модель интеллектуализации экономики

В представленной схеме взаимосвязей центром выступает формирование интеллектуального капитала, а его опорой, основой является человеческий капитал. Такое место человеческого капитала в данной конструкции обусловлено двумя обстоятельствами. Во-первых, человеческий капитал выступает в качестве предтечи формирования других составляющих интеллектуального капитала. Во-вторых, человеческий капитал наряду с выполнением функций источника интеллектуального капитала, выступает в качестве носителя знаний, служащих основой повышения эффективности интеллектуализации экономики.

Интеллектуализация экономики является общеэкономической закономерностью развития современного производства и обуславливается диалектикой взаимодействия разнообразных экономических законов. Процесс интеллектуализации экономики непосредственно увязывается с вопросами расширенного воспроизводства новых и новейших знаний. Интеллектуальный капитал определяется спецификой его функций, основными из которых являются:

- наличие и прогрессивное развитие интеллектуальной собственности;

становление креативного типа мышления работников, предпринимателей, научных деятелей, управляющего персонала, формирующего и реализующего основные модели воспроизводства каждой конкретной экономической системы и их совокупности;

преимущественное формирование в данной системе капитала интеллектуального центра, охватывающего постепенно всю совокупность факторов производства, распределения, обмена и потребления.

Главная функция интеллектуального капитала – существенно ускорять прирост массы прибыли за счет формирования и реализации необходимых предприятию систем знаний, вещей и отношений, которые, в свою очередь, обеспечивают его высокоэффективную хозяйственную деятельность. Современными формами материализации интеллектуального капитала являются такие факторы экономических отношений как патенты, лицензии, ноу-хау, модели, программы и т.п., находящие растущее применение во всех сферах жизнедеятельности общества и являющиеся элементами интеллектуальной собственности.

Технологические изменения, происходящие на предприятиях НГК, связаны, прежде всего, с адаптацией их к новым современным вызовам и совершенствованием деятельности в направлении научно-технологического прогресса и широкого применения отечественных информационно-коммуникационных и вычислительных, сетевых и аддитивных технологий. Сращивание телекоммуникационных и инфракрасных (ИК) технологий, появление новых технических и производственных систем, развитие научно-образовательных технологий обусловили введение в научный и хозяйственный оборот понятий «интеллектуализация», «интеллектуальный капитал» предприятий НГК.

Интеллектуализация предприятий НГК, действующих в сфере добычи нефти и газа, рассматривается, прежде всего, как создание и функционирование «умных технологий и месторождений». Так, коэффициент извлечения нефти у традиционных технологий составляет 29 %, у цифровых – 38 %, у интеллектуальных – 47 %, а у нанотехнологий – 56 % [3].

При этом под интеллектуальным месторождением понимается система автоматического управления операциями по добыче нефти и газа, предусматривающая его непрерывную оптимизацию. «Интеллектуальное месторождение» — это трудоемкий процесс внедрения технологий с применением дорогого, инновационного оборудования, в том числе цифрового.

Цифровая нефтегазовая экономика базируется на четырех основах:

- 1) отечественных цифровых платформах для развития нефтегазовых технохабов;
- 2) инновационных reinvestициях прибыли в нефтегазовые цифровые исследования и разработки;
- 3) стратегиях слияний цифровых нефтегазовых компаний-лидеров с малыми компаниями-аутсайдерами;
- 4) программах обучения и развития методов искусственного интеллекта и информационных технологий в нефтегазовом деле.

Интеллектуализация предприятий НГК, действующих в сфере переработке нефти и газа, рассматривается, прежде всего, как создание и функционирование «умных технологических процессов, производств и установок». Например, в [4] разработан и программно реализован в среде объектно-ориентированного программирования Delphi 7 интеллектуальный компьютерный комплекс производства линейных алкилбензолов, интегрированный с единой тематической витриной данных нефтеперерабатывающего завода, который позволяет осуществлять непрерывный мониторинг работы установок. Там же отмечается, что с помощью разработанного программного комплекса было установлено, что можно обеспечить повышение производительности анализируемой установки почти в 1,5 раза.

Потенциал цифровой модернизации нефтегазовой отрасли используется явно недостаточно и неполно, в связи с чем ставится задача увеличить темпы роста цифровизации нефтегазовой экономики с 25% в 2016 году до 50% к 2020 году. И, таким образом, нефтегазовая отрасль вступает в новую эпоху развития – эпоху своей интеллектуализации, обеспечивая не только устойчивое развитие предприятий комплекса, рост капитализации компаний в режиме реального времени, но и становится основой цифровой экономики России.

По результатам анализа многочисленных литературных источников нами выявлены существенные расхождения в оценке интеллектуального капитала ведущих нефтегазовых компаний России. В частности, получены сопоставительные оценки интеллектуального капитала ведущих НГК по уровню коэффициента Тобина. Определено, что расхождения в характеристике интеллектуального капитала

ведущих НГК России по уровню коэффициента Тобина вызваны, прежде всего, следующими факторами:

оценки коэффициента Тобина по данным компаниям выполнены по разным календарным периодам, имеющим различные уровни капитализации и активов анализируемых компаний;

оценки коэффициента Тобина по данным компаниям выполнены разными методами и с использованием разных форм финансовой отчетности.

Результаты анализа финансовой отчетности ведущих нефтегазовых компаний России свидетельствуют и о том, что нематериальные активы (НМА) составляют незначительную долю в общей стоимости активов этих компаний. Так, в 2017 г. отношение НМА к общей стоимости активов в компаниях Роснефть и Газпром нефть не превышало 3-х процентов, в компаниях Лукойл и Газпром не превышало 1%, а в компаниях Сургутнефтегаз, Новатэк и Татнефть было всего на уровне 0,1–0,2%.

Нами определена фундаментальная ценность НМА ведущих нефтегазовых компаний России. По методике, предложенной Д.Л. Волковым и Т.А. Гараниной в [5]. Выявлены существенные отличия определенных нами объемов фундаментальной ценности НМА и сумм НМА, показанных в бухгалтерской отчетности данных компаний (табл. 1).

Таблица 1

Определение фундаментальной ценности НМА групп нефтегазовых компаний России по итогам 2017 г.

Компания	ЧА, млрд р.	Прибыль, млрд р.	Кра, %	ФЦНМА, млрд р.		НМА по отчету, млрд р.
				Кран = 15%	Кран = 6,79723%	
Газпром	11 629,1	1 018,0	8,8	-10 233,6	2 329,0	138,4
Роснефть	3 619,0	395,0	10,9	-1 483,8	1 484,8	134,8
Лукойл	3 483,0	524,2	15,1	34,8	2 891,9	0,3836
Сургутнефтегаз	3 612,9	246,4	6,8	-2 962,6	1,0	48,841
Газпром нефть	1 553,3	325,2	20,9	916,4	2 190,6	1,114
Новатэк	757,9	200,8	26,5	871,6	1 493,3	0,0027
Татнефть	711,9	163,5	23,0	569,5	1 153,5	5,182

В [6] отмечается, что ускорение создания и внедрения инноваций непосредственно связано с необходимостью обеспечения углубленной подготовки инженерных кадров по экономическим дисциплинам. Кроме того, требуется подготовка экономистов, полностью владеющих компетенциями для создания экономического обеспечения разработки, проектирования, внедрения, производства и реализации инновационной продукции, включая соответствующие маркетинговые исследования, технико-экономического обоснования и соответствующие технико-экономические расчеты по стадиям жизненного цикла продукции.

Все это может быть создано не на пустом месте, а с использованием опыта многолетнего сотрудничества СПбГЭУ с ООО «КИНЕФ» [7]. И это может быть осуществлено при реализации в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова учебной программы по направлению «Инноватика», подготовленной с нашим участием на кафедре «Менеджмент организации».

Многообразие путей цифровой модернизации нефтегазового производства включает в себя конвергирование технологий космической промышленности в нефтегазовую [8]. В этой связи развитие научно-технического сотрудничества предприятий НГК и РКП может служить надежной базой в обеспечении устойчивого развития интеллектуализации отечественной экономики.

Библиографический список:

1. Ерыгин Ю.В. и др. Роль инструментов контроллинга в управлении инновационным развитием на предприятиях ракетно-космической промышленности // Ю. В. Ерыгин, С. А. Максимов, Т. А. Седнева, О. С. Станишевская / Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2010. Стр. 164-167.
2. Воронин В. Интеллектуализация хозяйственной деятельности // Экономист. 2007. №7. С. 60–64.
3. Тихомиров Л. Интеллектуализация нефтегазовой отрасли РФ как двигатель разработки отечественных ИТ-продуктов // Стандарт. Спец. вып. 2015. №11(154), ноябрь. С. 32. URL: http://itps.com/uploads/files/file_503.pdf.
4. Ивашкина Е.Н. и др. Интеллектуализация нефтеперерабатывающих процессов с использованием компьютерных моделирующих систем // Е.Н. Ивашкина, И.М. Долганов, Э.Д. Иванчина, М.В. Киргина,

С.А. Фалеев, А.В. Кравцов / Известия Томского политехнического университета. 2011. Т. 319. № 5. Стр. 80-86.

5. Волков Д.Л., Гаранина Т.А. Нематериальные активы: проблемы состава и оценивания // Вестник СПбГУ. Менеджмент. 2007. №1. С. 82–105.

6. Ютландова С.А., Ткаченко Е.А. Карлик А.Е., Вейг Н.В. Инженерная экономика в подготовке кадров для модернизации промышленности Санкт-Петербурга // Планирование и обеспечение подготовки кадров для промыш-ленно-экономического комплекса региона. Т. 1. СПб.: Изд-во: СПбГЭТУ «ЛЭТИ». 2017, С. 27–30.

7. Интеллектуализация предприятий нефтегазохимического комплекса: экономика, менеджмент, технология, инновации, образование / под общ. ред. И.А. Садчикова, В.Е. Сомова. СПб.: СПбГИЭУ, 2006. 762 с.

8. Еремин Н.А., Сарданашвили О.Н. Инновационный потенциал цифровых технологий // Актуальные проблемы нефти и газа. Вып. 3(18). 2017. Стр. 1-9. Электронный ресурс: <http://oilgasjournal.ru>.

УДК 331.108.2

ББК 65.242

ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ МАРКЕТИНГОВОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ПЕРСОНАЛА ИННОВАЦИОННЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ

Петрова Е.А., Пучкова О.В., Мирославский В.Н.

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

В настоящее время на инновационных предприятиях руководители часто сталкиваются с проблемой старения кадрового состава. В первую очередь для работодателя приобретает проблема подбора персонала и подготовки достойной замены предыдущих работников [1, 2], так как кадровый рынок зачастую не может отвечать всем необходимым для предприятия требованиям. Отделу кадров каждого предприятия необходимо не только осуществлять массовый набор сотрудников, но и следить за тем, чтобы каждый работник был квалифицирован, продуктивен, обучен и сведущ во всех рабочих вопросах, ведь от каждого работника зависит продуктивность организации. Данную проблему можно решить с помощью маркетинговой деятельности персонала.

В данной статье проводится анализ маркетинговой деятельности персонала на инновационных предприятиях.

Целью работы является проведение анализа значения маркетинговой деятельности в области персонала на данных предприятиях.

Задачи, необходимые для достижения поставленной цели:

- рассмотрение теоретических основ маркетинга и его роли на рынке труда;
- изучение системы подбора персонала и его управления на инновационных предприятиях;
- рассмотрение рейтинга инновационных компаний, ведущих маркетинговую деятельность при подборе персонала.

Объектом анализа являются российские инновационные предприятия.

Предметом анализа является маркетинговая деятельность в области персонала на данных предприятиях.

Роль маркетинга в системе управления рынком труда на различных уровнях определяется целями и задачами экономических субъектов рынка. Маркетинг может рассматриваться как на общегосударственном, региональном, так и локальном уровнях. В данной статье проводится анализ маркетинговой деятельности именно на локальном уровне. Его роль заключается в стремлении эффективного, с точки зрения работодателя, использования рабочей силы.

Маркетинг персонала - комплексная функция служб управления персоналом организаций или кадровых агентств, предполагающая тщательное и всестороннее изучение рынка труда, спроса на рабочую силу, предпочтений и потребностей работодателей, планирование и прогнозирование ассортимента востребованных профессий, разработку мероприятий по удовлетворению спроса на рабочую силу, выявление потенциальных потребностей работодателей в редких или дефицитных профессиях, изучение потребностей в рабочей силе и формирование покупательских приоритетов в поиске персонала высшей квалификации, сотрудничество со службами занятости, биржами труда, образовательными учреждениями и другими источниками рабочей силы, формирование имиджа работодателя.

В настоящее время значение маркетинга на рынке труда можно подчеркнуть тем, что маркетинг способствует улучшению регулирования процессов формирования и распределения (перераспределения) трудовых ресурсов [3, 4] через сбор и анализ информации, изучение конъюнктуры рынка труда, получение данных о возможных объемах и структуре необходимых профессий и специальностей, стимулирование распределения трудовых ресурсов, проведение соответствующей рекламы.

На инновационных предприятиях, прежде чем выбрать оптимальный способ организации управления человеческими ресурсами, проводятся комплексные маркетинговые исследования, включающие в себя как изучение конкурентоспособности персонала, кадровой ситуации, сложившейся конъюнктуры на рынке труда, так и оценку возможностей самой фирмы способствовать эффективной занятости работников.

Для реализации кадровых потребностей фирмы используются системы подбора персонала. На сегодняшний день, понятийный аппарат кадровой политики в Российской Федерации совмещает в себе понятия, используемые в смежных науках, таких как психология, экономика, право и многие другие. Подбор персонала можно охарактеризовать как систему мероприятий, которые применяются компанией для привлечения сотрудников, обладающих знаниями, навыками и взглядами, которые необходимы для решения задач, стоящих перед организацией. И, как следствие, выявить более подходящих для вакантной должности сотрудников.

В инновационной деятельности, характеризующейся неопределенностью и значительным риском, прогнозировать будущую потребность в трудовых ресурсах весьма сложно. Однако помочь в прогнозе может маркетинговая деятельность. Она позволяет инновационным предприятиям более избирательно и результативно подойти к подбору и формированию кадрового потенциала предприятий. Сбор и анализ информации, изучение конъюнктуры рынка труда, проведение соответствующей рекламы способствует улучшению процессов формирования и распределения трудовых ресурсов.

Рассматриваемые организации проводят действенные мероприятия по подготовке персонала, применяется индивидуальный подход к каждому сотруднику и почти во всех предприятиях действует система наставничества, что является большим плюсом для молодых кадров [5, 6].

В данных компаниях большое внимание уделяется молодым и перспективным сотрудникам, очень часто проводятся различные проекты, такие как «Кадровый резерв», «Конкурс проектов» и другие. Проводились обучающие тренинги, встречи с высококвалифицированными сотрудниками различных предприятий. В заключении представлен аналитический рейтинг по ведущим инновационным предприятиям Санкт-Петербурга за 2018 год.

Таблица 1. Топ инновационный рейтинг «Техуспех» 2018

№	Название	Отрасль
1	ООО «НПП «Лазерные системы»	Электроника и приборостроение
2	ГК Алкор Био	Фармацевтика
3	ГК ЦРТ	Информационные технологии
4	ЗАО «Биокад»	Фармацевтическая промышленность
5	ЗАО «Робелл Технолоджи СПб»	Материалы и химия
6	ООО «Астрософт Интернешнл»	Информационные технологии
7	ООО «Би Питрон»	Промышленное оборудование
8	ООО «АРГУС-СПЕКТР»	Электроника и приборостроение
9	ЗАО «НПО СМ»	Материалы и химия
10	ООО «ГЕРОФАРМ»	Фармацевтика

Рассмотрев теоретические основы маркетинга в практическом применении, была выявлена его большая роль на рынке труда. Система подбора персонала и его управления на инновационных предприятиях во многом основывается на результатах маркетингового анализа. Изучив рейтинг

инновационных компаний Санкт-Петербурга, ведущих маркетинговую деятельность при подборе персонала, можно сделать вывод, что наиболее прогрессивными в этой области компаниями являются ООО «НПП «Лазерные системы», ГК Алкор Био и ГК ЦРТ.

Библиографический список

1. Сайт «Федеральная служба государственной статистики» [Электронный ресурс]. URL: <http://www.gks.ru>. (дата обращения 29.03.19)
2. Сайт «Электронный научно-практический журнал «Энциклопедия маркетинга» [Электронный ресурс]. URL: <http://www.marketing.spb.ru> (дата обращения 28.03.19)
3. Шматко А.Д. Моделирование инновационной деятельности предприятий на основе методологии систем менеджмента качества // Вестник экономической интеграции. 2009. Т. 1. С. 78-81
4. Курбанбаева Д.Ф., Шматко А.Д. Развитие инфраструктурного обеспечения инновационной активности // Вестник экономической интеграции. 2012. № 3. С. 65-71.
5. Марков А.В., Шматко А.Д. Функциональное моделирование процессов в организационно-технических системах. Балтийский государственный технический университет «Военмех». Санкт-Петербург, 2005.
6. Расгова Ю.И., Шматко А.Д., Супрун Е.Н. Инвестиционная оценка стратегических решений. Учебник. Санкт-Петербургский государственный экономический университет, кафедра менеджмента организации. Санкт-Петербург, 2013.

УДК 338.2

СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД В УПРАВЛЕНИИ КАЧЕСТВОМ

Е.Л. Новикова, М.Н. Миловзорова

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

Сегодня в современной рыночной экономике уделяется огромное внимание, и предъявляются принципиально новые требования к качеству продукции и услуг. Это связано с высокой конкурентной борьбой, которая обуславливает необходимость разработки программ повышения качества и постоянного совершенствования системы менеджмента качества. На сегодняшний день процесс изучения и внедрения программ повышения качества затрагивает не только проблемы качества продукции и услуг, но и качество самого управления, отвечающего за процесс формирования соответствующего уровня качества продукции. Существует практика применения различных систем управления качеством, но для успешного функционирования деятельности предприятия они должны обеспечивать возможность реализации восьми ключевых принципов, которые освоены и успешно реализуются передовыми международными компаниями и составляют основу международных стандартов в области управления качеством ИСО серии 9000. Постоянное совершенствование системы менеджмента качества и повышение качества выпускаемой продукции является важным условием для поддержания высокой конкурентоспособности предприятия. В рыночной экономике проблема качества является очень важным фактором повышения уровня жизни, а также социальной, экономической и экологической безопасности. Качество – комплексное понятие, которое характеризует эффективность всех сторон деятельности предприятия: разработка стратегии, организация производства, маркетинг и др. [1] Важнейшей составляющей всей системы качества является качество продукции. В современной литературе и практике существуют различные трактовки понятия качество. Качество – емкая, сложная и универсальная категория, которая имеет определенные особенности и различные аспекты [2]. Известно, что потребности в качестве того или иного объекта разные, и именно поэтому разные потребители оценивают качество по-разному. С экономической точки зрения очень важно знать, что не всякое высокое качество это хорошо, если оно не отвечает потребностям потребителей. При проведении оценки уровня качества важно понимать и рассматривать техническое и экономическое понимание качества в совокупности, которая обуславливается взаимосвязью производства и потребления объектов. Создание нормативной документации, порядок ее разработки, утверждения, внедрения, выполнения и учета относится к правовому аспекту. С точки зрения правового аспекта качество определяется совокупностью свойств объекта, которые обязаны отвечать требованиям, которые установлены в нормативной документации [1]. Наиболее точное и отвечающее современным взглядам представление о качестве представлено в ГОСТ Р ИСО 9000:2015 [3]:

– Организация, которая ориентирована на качество, поощряет культуру, отражающуюся в поведении, отношении, действиях и процессах, которые создают ценность посредством выполнения потребностей и ожиданий потребителей и других соответствующих заинтересованных сторон.

– Качество продукции и услуг организации определяется способностью удовлетворять потребителей и преднамеренным или непреднамеренным влиянием на соответствующие заинтересованные стороны.

– Качество продукции и услуг включает не только выполнение функций в соответствии с назначением и их характеристики, но также воспринимаемую ценность и выгоду для потребителя.

На сегодняшний день в мире используются большое количество систем управления качеством, но для успешной деятельности предприятия они должны иметь возможность реализации восьми ключевых принципов системного управления качеством, которые освоены передовыми международными компаниями.

Эти принципы составляют основу международных стандартов в области управления качеством ГОСТ Р ИСО 9000:2015 [3]:

– Ориентация на потребителя. Стратегическая ориентация на потребителя, которая обеспечивается организацией, методически и технически, жизненно необходима каждому предприятию, которое хочет достойно функционировать в условиях конкурентного рынка.

– Роль руководства. Руководитель обязан создать условия, которые необходимы для успешной реализации всех принципов системного управления качеством.

– Вовлечение работников. Всеобщее Управление Качеством – Total Quality Management (TQM) предполагает, что в создании качественного продукта должны участвовать все сотрудники организации, а не только менеджеры по качеству, инженеры или специалисты по надежности.

– Процессный подход к управлению. Управленческая деятельность должна рассматриваться как непрерывное выполнение комплекса взаимосвязанных видов деятельности и общих функций управления, таких как планирование, прогнозирование, организация производства, мотивация и контроль.

– Использование системного подхода к управлению. Этот подход непрерывно связан с процессным подходом, заключающийся в производстве товаров и услуг, которые рассматриваются как совокупность взаимосвязанных процессов, а каждый процесс, в свою очередь, как отдельная система, которая имеет определенных поставщиков и потребителей. Таким образом, использование такого группового подхода позволит устранить трудности и проблемы, которые связаны с тем, единые процессы обслуживаются организационно обособленными подразделениями.

– Использование принципа постоянного улучшения. Еще двадцать лет назад стратегия качества базировалась на концепции оптимального качества, но опыт японской, а затем американской и европейской промышленности показал, что устанавливать пределы улучшения недопустимо, само улучшение должно стать определенной системой и составной частью общей системы управления.

– Принятие решений, которые основаны на фактах. Этот принцип исключает возможность необоснованных волевых решений. Для этого нужно собирать и анализировать фактические данные и принимать решения, которые сформированы на их основе. В наше время наиболее распространенными являются статистические методы контроля, анализа и регулирования.

– Взаимовыгодные отношения с поставщиками. Суть этого принципа очевидна, организация и ее поставщики зависят друг от друга, и их взаимовыгодные отношения повышают способность обеих сторон создавать ценность. Таким образом, качество это совокупность определенных характеристик и свойств услуг или продукции, придающие им важную способность удовлетворять обусловленные или предполагаемые потребности потребителей. Для успешной деятельности предприятию необходимо придерживаться основных принципов управления качеством, которые освоены передовыми международными компаниями.

Базой всей современной философии качества может считаться программа менеджмента качества, которую в 1950 году выдвинул американский учёный, статистик и консультант по менеджменту Уильямс Эдвард Деминг. Эта программа сосредоточена на повышении качества труда и базируется на трех основных положениях [4]:

– Любая деятельность всегда может быть улучшена, так как она рассматривается как технологический процесс.

– Производство должно рассматриваться как система, которая может находиться как в стабильном, так и в нестабильном состоянии. Поэтому решение конкретных проблем – это еще недостаточно, всегда необходимы фундаментальные изменения. Организация работы предприятия – это не просто совокупность определенных видов деятельности, а образование системы, в которой все взаимосвязано, чтобы перейти к новой стадии менеджмента качества, необходимо в течение длительного времени оказывать на систему мощное и направленное воздействие.

– Высшее руководство должно всегда и во всех случаях принимать на себя всю ответственность за деятельность предприятия.

В программу менеджмента качества, сформулированную Демингом, входят следующие разделы:

– Четырнадцать принципов менеджмента качества [5]:

1. Улучшение качества продукции и услуг должно стать постоянной целью руководства предприятия.

2. Не допускать дефекты в материалах, продукции, квалификации персонала. Чтобы сегодня выстоять в конкурентной борьбе, необходимо брать пример с японского стиля управления, там не допускаются даже минимальные уровни задержек, ошибок, простоев и дефектов.

3. Исключить любую зависимость от массового контроля. Здесь необходимо требовать от изготовителей статистических доказательств того, что качество изначально заложено в продукт. Деминг пропагандировал выявление и исключение дефектов до того, как они появились, и делал упор на применение статистических методов.

4. Исключить заключение контрактов, руководствуясь при этом только низкой ценой.

5. Во время обнаруживать проблемы и устранять их. Руководство должно постоянно совершенствовать деятельность предприятия: производство, обслуживание и т. п.

6. Постоянно заниматься обучением всех работников, в том числе руководство.

7. Учреждать новые методы руководства. Руководители всех уровней должны отвечать не за голые цифры, а за качество.

8. Изгонять страх. Необходимо развивать и поощрять двусторонние связи между работниками и руководителями, делать все для того, чтобы каждый мог работать эффективно и производительно в интересах компании.

9. Разрушать барьеры между отделами. Необходимо ломать барьеры между людьми, работающими в разных подразделениях, развитию интеграции способствует использование автоматизированных систем, которые обеспечивают доступ к информации всем работникам организации, что позволит каждому работнику воспринимать свою организацию как единое целое.

10. Отбросить лозунги и призывы, которые не подкреплены действиями и средствами. Нельзя требовать от работников отсутствия дефектов, когда входные материалы имеют низкое качество или технологический процесс отрегулирован так, что не способен обеспечить заданных пределов.

11. Исключить количественные нормы для рабочих и количественные показатели для руководителей.

12. Устранять барьеры, которые мешают людям гордиться своей квалификацией. Препятствия, которые работник не может преодолеть, всегда ведут к угасанию творческих способностей.

13. Поощрять образование и самосовершенствование. Предприятию нужны не просто люди, ему нужны работники, которые будут совершенствоваться в результате образования.

14. Установление четких обязательств руководства высшего уровня. Качество всегда закладывается в кабинете руководителя, и именно поэтому решение задачи постоянного совершенствования качества не может быть передано подчиненным.

– «Семь смертельных болезней». Этот раздел рассматривает факторы, которые мешают успешному внедрению программы и которые могут свести ее на нет [6]:

1. Потеря постоянства цели.

2. Ориентация на сиюминутные выгоды.

3. Ежегодные оценки деловых качеств.

4. Частая смена руководством высшего уровня места работы.

5. Ориентация компаний исключительно на очевидные количественные показатели.

6. Сверхвысокие социальные затраты.

7. Сверхвысокие затраты из-за возврата продукции. Как говорил Деминг, «смертельные болезни» – это общие черты в деятельности многих организаций, не позволяющие им добиться успеха.[7]

– «Трудности и фальстарты». В этом разделе рассматриваются факторы двух категорий:

1. "Трудности", приводят к тому, что реальные результаты внедрения совсем не совпадают с ожидаемыми результатами.

2. "Фальстарты", приводят к тому, что работу по внедрению практически приходится начинать сначала.

– "Цепная реакция по Демингу". Цель этого раздела - показ руководству и работникам предприятия взаимосвязи между эффективностью производства, качеством труда и стабильностью

положения работников предприятия. Четкое понимание этой взаимосвязи Э. Деминг считал крайне важной для создания правильной мотивации работников на качественный и результативный труд.

– «Принцип постоянного улучшения».

Цикл Деминга - Шухарта демонстрирует действия руководителя, который придерживается, при решении любых задач, принципа постоянного улучшения качества [7]. Таким образом, по мнению Деминга, только 15 % всех отклонений в качестве продукции зависят от работы, оставшиеся 85 %, характеризуются недостатками в организации работы высшего руководства.

Другой американский экономист Джозеф Джуран считал, что в организации существуют случайные и хронические проблемы. Он предлагал следующие принципы управления качеством [8]:

- ответственность за качество 1-го руководителя;
- отношения "изготовитель-заказчик" по всей технологической цепочке;
- ориентация на заказчика;
- идентификация исполнителя с предприятием; – все должны говорить на одном языке - языке прибыли;
- стратегия предприятия - затраты на качество;
- статистические методы;
- план мероприятий по качеству.

В рамках текущего управления процессом должны решаться случайные и внезапные проблемы, а также достаточно определено распределение всех обязанностей и ответственности по принятию контрольных мер и ведению корректирующих мероприятий. Джуран рассматривал хронические проблемы как результат допущений, которые сделаны в течение предшествующей процессу планирования периоду. Для того чтобы исправить эти проблемы и не допустить их вновь необходимо, в первую очередь, выявить основные источники проблемы и причины, находящиеся, как правило, за пределами знаний и полномочий отдельного линейного руководителя.

По мнению Джурана для достижения полезного улучшения необходимы следующие условия [8]:

- любое улучшение необходимо планировать;
- проведение улучшений проект за проектом;
- для закрепления нового уровня и предотвращения регрессии, фаза прорыва должна заканчиваться фазой "удержание достигнутых результатов".

Для улучшения эффективности необходимо, чтобы оно имело как стратегическую, так и практическую значимость, соответственно, оно должно быть создано двумя силами:

- нисходящей силой, которая обеспечивает базу для основных стратегических ориентиров и макроцелей и соответственно руководствуется макро-результатами;
- восходящей силой, характеризующейся работой изо дня в день, которая нацелена с одной стороны на микро-результаты и рассматривает узкие, специфические вопросы улучшения, а с другой стороны - на глобальные процессы, с целью выявления возможности улучшения.

Таким образом, благодаря этим двум силам результаты появляются на верхнем и нижнем уровнях соответственно. Также существует модель делового совершенства EFQM, которая имеет признание на европейском уровне и является методологией всесторонней оценки деятельности организации и движения к её постоянному совершенствованию своей деятельности. В основе модели делового совершенства лежит совокупность следующих принципов [9]:

- ориентация на результат,
- ориентация на потребителя,
- лидерство и постоянство целей,
- управление процессами и данными,
- развитие и вовлечение персонала,
- постоянное изучение передового опыта, нововведения и улучшения,
- развитие партнерства,
- корпоративная социальная ответственность.

EFQM модель предусматривает пять уровней делового совершенства, доступные как членам, так и не членам EFQM:

1 уровень. «Стремление к совершенству» (Committed to Excellence). Первый уровень предназначен для организаций, находящихся в начале своего пути к совершенству.

2 уровень. «Признанное совершенство» (Recognised for Excellence). Второй уровень предназначен для организаций, уже имеющих опыт самооценки по модели делового совершенства. Чтобы выполнить работу по второму уровню организации необходимо провести самооценку по полной

модели, которая включает в себя 32 субкритерия, распределенные по 9 главным критериям, что дает возможность, более детально, рассмотреть все аспекты деятельности организации, и обосновано определить области для улучшения. Посещение организации (2–3 дня) и оценку правильности самооценки проводит группа из 2–3 экспертов (ассессоров) НПО EFQM, после чего успешными считаются результаты, когда оценка деятельности предприятия ассессорами будет не ниже 400 баллов.

3 уровень. Финалист конкурса на получение Европейской премии по качеству (Finalist European Quality Award). До этого уровня доходят организации, которые показали высокую степень совершенства на основе постоянного улучшения, оценка их деятельности должна быть существенно выше 400 баллов.

4 уровень. Призер конкурса на получение Европейской премии по качеству (Prize Winner European Quality Award). Призерами являются организации, оценка деятельности которых значительно выше 400 баллов, а также продемонстрировавшие высокую степень совершенства на основе постоянного улучшения и добившиеся особых успехов в реализации отдельных основных принципов делового совершенства.

5 уровень. Победитель конкурса на получение Европейской премии по качеству (Winner European Quality Award). Европейская премия качества присуждается ежегодно организации, которая определена как лучшая в своей категории, при условии, что она также соответствует всем требованиям, которые устанавливаются ежегодно жюри премии. Победители премии, призеры и финалисты оглашаются на ежегодном форуме EFQM, ежегодно проводимом в различных городах Европы, в котором принимают участие сотни менеджеров из разных стран.

Любая организация выиграет от создания эффективной системы управления качеством (СМК). Краеугольным камнем при создании данной системы является концепция клиента и поставщика (клиентоориентированное мышление менеджеров организации) в которой они должны «Работать вместе» для получения взаимной выгоды. СМК может быть определена, как набор согласованных действий, направленных на управление и контроль организацией, для постоянного повышения эффективности и результативности её работы. Все эти действия в совокупности образуют систему, и рассмотрение, изучение какого-либо отдельного воздействия не приведет к пониманию функционирования системы. Основным смыслом СМК заключается в определении процессов, которые приведут к производству качественных продуктов и услуг, а не обнаружение дефектных продуктов или услуг после их непосредственного производства.

Полностью задокументированная СМК гарантирует выполнение двух важных требований:

- Требования клиентов - уверенность в способности организации предоставлять желаемый продукт и услуги, соответствующие их потребностям и ожиданиям.

- Требования организации – как внутренние, так и внешние, а также оптимальные затраты и эффективное использование имеющихся ресурсов: материалы, человеческие ресурсы, технологические и информационные ресурсы. [16].

СМК позволяет организации достигать целей и задач, изложенных в ее политике и стратегии. Системы управления качеством необходимы во всех сферах деятельности, будь то крупный или малый бизнес, производство, услуги или государственный сектор. Эффективная СМК будет:

- Устанавливать направление и удовлетворять потребности клиентов;
- Улучшать управления процессами организации;
- Сокращать потери;
- Снижать затраты;
- Увеличивать занимаемую организацией, долю рынка;
- Содействовать обучению сотрудников;
- Привлекать новых сотрудников;
- Повышать моральный дух.

Существует несколько способов создания системы управления качеством, одной из самых широко распространенных систем является ISO 9000, но существуют и другие, менее известные. Общей чертой этих систем является то, что они дают только основные ориентиры, для создания и управления такими системами. ISO 9000 является Международной организацией по стандартизации, глобальной федерацией национальных стандартизирующих организаций, и служит связующим звеном между стандартами различных национальных организаций. В её состав входят 160 национальных институтов по стандартизации со всего мира, а портфель ИСО состоит из более чем 17 800 стандартов и связанных

с ними документов. ИСО разрабатывает добровольные технические стандарты, которые повышают ценность всех видов бизнеса-операций. Она вносит свой вклад в распространение технологий и надлежащей деловой практики. ИСО поддерживает разработку, производство и поставку более эффективных, безопасных и чистых продуктов и услуг. Она упрощает и делает более справедливой торговлю между странами. Организации имеющие сертификат соответствия ИСО могут конкурировать на международном рынке с другими сертифицированными по таким же стандартам организациями. Стандарты международные, но требования ко всем компаниям одинаковые.

Библиографический список

1. Афанасьев В.А. Техническое регулирование и управление качеством / В.А. Афанасьев, В.А. Лебедев, В.П. Монахова. – М.: Книжный дом Либроком, 2015. – 256 с.
2. Адлер Ю.П., Похловская Т.М., Шпер В.Л., Нестеренко П.А. Управление качеством. Часть 1: Семь простых методов: Учебное пособие для вузов / Ю.П. Адлер. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: МИСИС, 2016. – 302с.
3. Международный стандарт ISO 9000 «Системы качества. Основные положения».
4. Астафеев В.Д. Управление качеством на основе использования международных стандартов ИСО серии 9000 и отечественных стандартов – ГОСТов. // Москва: Лаборатория книги, 2016. – 107 с.
5. Адлер Ю.П., Маслов Д.В. (ред.) и др. Форум Деминга: стратегия качества для России. // Коллективная монография. / Ю. П. Адлер, Д. В. Маслов, И. Г. Назарова [и др.] ; под общ. ред. Ю. П. Адлера, Д. В. Маслова. — Астрахань — Астраханский государственный университет, Издательский дом «Астраханский университет», — 2015. — 256 с.
6. Деминг Э. Выход из кризиса. Новая парадигма управления людьми, системами и процессами. – М. Литагент «Альпина». – 2015. – 235с. 104
7. Ахмин А.М. Основы управления качеством продукции: Учеб. пособие / А.М. Ахмин Д.П. Гасюк. – Издательство Союз, 2017. – 192с.
8. Василевская, И.В. Управление качеством: Учебное пособие / И.В. Василевская. – М.: ИЦ РИОР, 2017. – 112 с.
9. Губарев А. В. Информационное обеспечение системы менеджмента качества / А.В. Губарев. – М.: Горячая линия – Телеком, 2016. – 132 с.

УДК: 339.138

ВЛИЯНИЕ ИНТЕРНЕТ-МАРКЕТИНГА НА РАЗВИТИЕ ЭКОНОМИКИ РАЗВИВАЮЩИХСЯ СТРАН

С.И. Прошкина

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

Сегодня Интернет-маркетинг является самой быстрорастущей и перспективной отраслью маркетинга. С каждым днем становится труднее удовлетворять потребности разборчивой Интернет-аудитории, отслеживать всемирные тренды и инновации, которые меняются и адаптируются с высокой скоростью, так как всемирная Сеть постоянно эволюционирует. Поэтому, чтобы приспособиться к такому темпу, любой компании важно быть частью Интернет-коммуникации. [1]

Цель исследования состоит в изучении влияния Интернет-маркетинга на экономики развивающихся стран в сравнении с другими странами. Маркетинг всегда находится в непосредственной связи с потребителями, и большинство компаний уже осознало значение Интернет-технологий как средства продвижения своего бизнеса. Поэтому нельзя говорить об успешной маркетинговой деятельности фирм, если они не применяют в своей работе инструменты Интернет-маркетинга.

За последние годы Интернет-маркетинг постепенно вытесняет традиционный маркетинг в силу увеличения числа пользователей Сети (рис. 1), которые все чаще прибегают к ресурсам Интернета. [2]

Китай, Индия и США являются лидерами по числу Интернет-аудитории. Российская Федерация по этому показателю удерживает статус лидера в Европе, при этом занимая шестое место в мире (близка к ней только Германия и Англия). [3] Увеличение количества пользователей сети Интернет вынуждает организации мигрировать в онлайн-пространство.

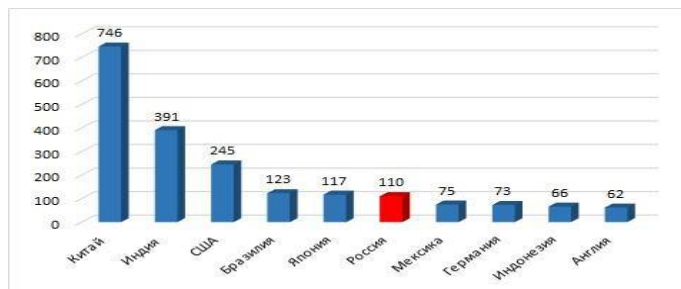


Рис. 1 Общее количество пользователей Сети в мире на начало 2019 года, млн. чел.

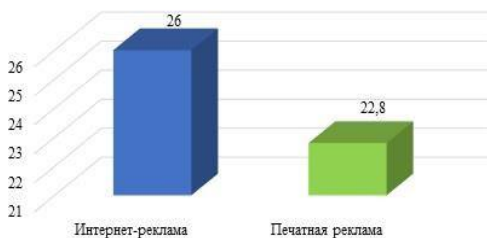


Рис. 2 Объем рынка рекламы в США в 2010 г., млрд.

На сегодняшний момент времени развитие экономики невозможно без активной рекламной деятельности. Так, например, в 2010 году Бюро интерактивной рекламы (IAB) и PriceWaterhouseCoopers (PwC) анонсировали, что Интернет-СМИ в США впервые обогнали печатные издания по размеру рекламных доходов (26 млрд. дол. и 22,8 млрд. дол. соответственно) (рис. 2). [4]

Рост популярности Интернет-рекламы и онлайн-сайтов в США привела к миграции аудитории привычных СМИ в онлайн среду, что является индикатором влияния Интернета на индустрию маркетинга. [5]

Причинами популярности Интернет-рекламы служат:

- Интернет-издания предоставляют новости совершенно бесплатно;
- рекламодатели предпочитают презентовать свои товары и услуги в Интернете, что гораздо дешевле и охват аудитории больше.
- выход на целевую аудиторию по релевантным запросам (например, с помощью контекстной рекламы);
- отсутствие географических ограничений;
- организации предоставляется возможность представить потребителю весь перечень своей продукции, дополнить описанием и фотографиями.

Все это вынуждает газетный сегмент и традиционные каналы СМИ в странах с развивающейся экономикой подстраиваться под влияние Интернета-маркетинга.

Значительно повышаются возможности Интернет-рекламы в усилении взаимосвязи предприятий и потребителей через социальные сети. [6] По отчетам We Are Social и Hootsuite, из общего числа Интернет-аудитории (в 2019 г. их количество достигло больше 4 млрд.) пользователей социальных сетей на конец 2018 г. составило 3,48 млрд. человек, что делает социальные сети благоприятным местом для повышения узнаваемости своего продукта и поиска новых клиентов. (рис. 3). [7]

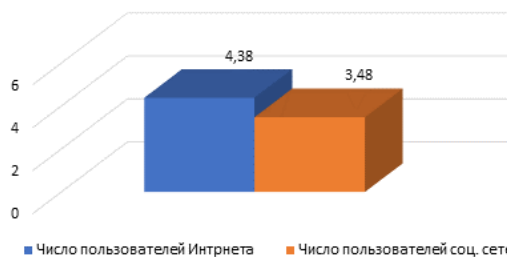


Рис. 3 Соотношения числа Интернет-аудитории к числу пользователей социальных сетей в 2019 г., млрд. человек



Рис. 4 Основные сферы инвестирования в США в 2016 г., %

С 2016 года в США среди владельцев малого и среднего бизнеса прослеживается тенденция увеличения своих вложений в социальные сети и мобильный сегмент. Основными сферами инвестирования являются мобильный маркетинг (49%), медийная реклама (44%) и поисковая реклама (44%) (рис. 4). [8]

Представленные данные доказывают факт эффективности развития Social Media Marketing и Social Media Optimization для увеличения продаж организаций и роста экономики потребления. Подтверждение этому служит то, что в 2017 году

маркетинг влияния вырос вдвое и составил прирост 98%. Кроме этого, число рекламных постов в 2017 г. в Instagram с тегом #ad (#реклама) так же выросло вдвое по сравнению с 2016 годом. [9]

Мировая экономика постепенно становится частью Интернет-индустрии. Доказывает это тот факт, что в 2016 год доля цифровой экономики в ВВП развитых стран составляла 5,5% по сравнению с 2010 годом (рис. 5). В развивающихся странах этот показатель увеличился с 3,6%, до 4,9% ВВП. [10]

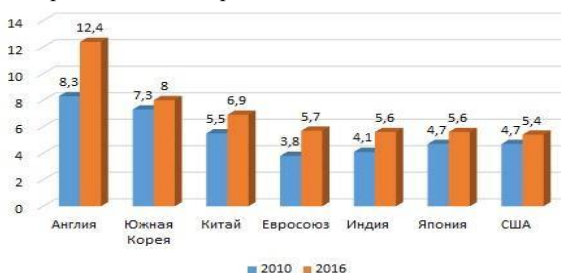


Рис. 5 Доля цифровой экономики в ВВП ряда стран, %

Великобритания является мировым лидером по доле цифровой экономики в ВВП. Россия в этом рейтинге занимает 16 место, ее показатель увеличился с 1,9% до 2,8%. [Там же]

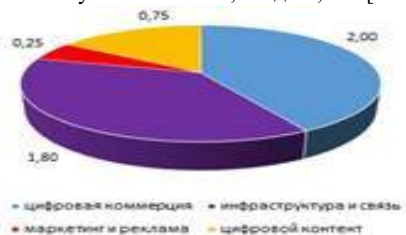


Рис. 6 Составляющие интернет-экономики в 2018 году, млрд. руб.

Однако, уже на конец 2018 года Российская ассоциация электронных коммуникаций (РАЭК) оценила экономику Рунета и связанных рынков в 5,1% от ВВП России. [11] В экосистему цифровой экономики входят четыре показателя – инфраструктуру и связь, электронную коммерцию, маркетинг и рекламу и цифровой контент (рис. 6).

По прогнозам, в 2019 году на долю электронной коммерции будет приходиться 15% всех розничных продаж в США. При этом в Китае электронная торговля составит 23% всей розничной торговли. [12]

Существенное воздействие на экономику стран оказывает и Интернет-торговля. За последний год 34% интернет пользователей предпочли покупки в Интернете офлайн-магазинам. [13] Первое место занимает постоянный лидер электронной коммерции – Китай (общий объем продаж 900 млрд. дол.). Больше чем на половину отстает Северная Америка (423 млрд. дол.) (рис. 7). [14]

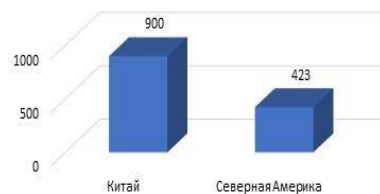


Рис. 7 Общий объем продаж в Сети лидеров электронной коммерции в 2018 г., млрд. дол.

Большого успеха в Интернет-торговле достигли и такие страны, как Великобритания, Германия, Франция, Россия, Канада, Япония, Корея, Бразилия. Также к 2020 г. общий объем продаж в сети у стран Азиатско-Тихоокеанского региона должен вырасти как минимум вдвое. [Там же]

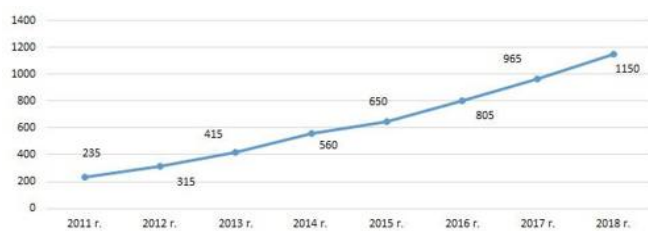


Рис.8 Динамика онлайн-продаж в РФ за период 2011-2018 гг., млрд. руб.

Конкретно в России Интернет-торговля имеет следующую тенденцию (рис. 8) [15]:

Уровень Интернет-продаж повышается за счет роста опытности онлайн-пользователей, что благоприятно сказывается на экономике страны.

Таким образом, сфера Интернет-маркетинга претерпела большие изменения и будет

продолжать развиваться, оказывая влияние на экономики стран. Многие компании считают ненужным исследовать Интернет-рынок, показывая свою незаинтересованность в современных средствах продвижения бизнеса. Каждый день они теряют потенциальных покупателей только потому, что эти самые покупатели, возможно, и не подозревают об их существовании. По этой причине, чтобы эффективно взаимодействовать с целевой аудиторией необходимо мгновенно реагировать на изменения, учитывать особенности каждого пользователя и не упускать из внимания актуальные течения.

Библиографический список

1. Кензина Ц.З., Манджиев Б.А. Интернет-маркетинг: понятие и актуальность// Молодой ученый. №27.2. 2016. С.18-20. [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://moluch.ru/archive/131/36448/> (Дата обращения: 25.03.2019)
2. Новостной портал «Bizhit.ru». [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://www.bizhit.ru/index/polzovately_interneta_v_mire/0-404 (Дата обращения: 23.03.2019)
3. Информационный портал «TheBiggest.ru» [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://thebiggest.ru/nauka-i-tehnika/spisok-stran-s-naibolshim-kolichestvom-polzovatelej-internet.html> (Дата обращения: 23.03.2019)
4. Официальный сайт журнала Forbes. [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://www.forbes.ru/news/66639-internet-reklama-v-ssha-oboshla-v-2010-godu-po-dohodam-reklamu-v-pressе> (Дата обращения: 23.03.2019)
5. Новостной портал о высоких технологиях «Сnews.ru». [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://www.cnews.ru/news/top/onlajnsmi_vperve_obognali_gazety (Дата обращения: 23.03.2019)
6. Тананеева В.Д. Актуальность Интернет-маркетинга//Наука, образование и культура. 2016. С. 38-40.
7. Официальный сайт программистов WebCanape.ru. [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://www.web-canape.ru/business/vsya-statistika-interneta-na-2019-god-v-mire-i-v-rossii/> (Дата обращения: 23.03.2019)
8. Энциклопедия Интернет-маркетинга «Searchengines». [Электронный ресурс] – Режим доступа: https://www.searchengines.ru/malya_biznes_v_ssha_uveli.html (Дата обращения: 23.03.2019)
9. Новостной портал «Rusability.ru». [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://rusability.ru/research/trendy-marketinga-vliyaniya-2018-issledovanie-primery-postov/> (Дата обращения: 23.03.2019)
10. Новостной портал «Tadviser». [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.tadviser.ru/index.php/Статья:Интернет-экономика> (Дата обращения: 23.04.2019)
11. Новостной портал о компьютерных технологиях «Компьютерра». [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://www.computerra.ru/232694/ekonomika-runeta-dostigla-5-ot-vvp/> (Дата обращения: 23.04.2019)
12. Медиаресурс о ведении бизнеса в Интернете «EVO.Business». [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://evo.business/10-globalnyx-trendov-internet-torgovli-2019-goda/> (Дата обращения: 23.03.2019)
13. Вайцехович Н.Д. Как интернет-индустрия влияет на экономику// SCI-ARTICLE.RU.2-19. [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://sci-article.ru/stat.php?i=1548098479> (Дата обращения: 23.03.2019)
14. Официальный сайт команды программистов и маркетологов «NeoSeo». [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://neoseo.com.ua/internet-torgovlya-statistika-2018-goda> (Дата обращения: 23.03.2019)
15. Официальный сайт клуба ритейлеров «Shopolog». [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://www.shopolog.ru/metodichka/analytics/data-insight-internet-torgovlya-v-rossii-2018/> (Дата обращения: 23.03.2019)

**СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ СОВРЕМЕННОГО СОСТОЯНИЯ И ОСНОВНЫХ
ТЕНДЕНЦИЙ СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКОГО РАЗВИТИЯ РОССИИ И БЕЛАРУСИ**

Сухова А.А.

*Научный руководитель – ст. преп. каф. Менеджмент организации Соловьева Н.Л.
Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова*

В большинстве развитых и развивающихся стран, на постсоветском пространстве в начале XXI века наблюдается процесс эволюционирования пенсионных систем, связанный с демографическими условиями, старением населения, увеличения возраста дожития. Стратегия социальной защиты населения старших возрастов рассматривается как фактор формирования качества жизни и уровня развития страны. Условия пенсионного обеспечения населения являются важнейшим фактором социальной безопасности граждан и экономического развития страны. Таким образом, актуальность темы исследования состоит в том, что условия пенсионного обеспечения граждан является важнейшим показателем социального обеспечения граждан и экономического развития страны.

Целью исследования является анализ социально-экономического развития России и Беларуси за последние годы в рамках принятия пенсионной реформы.

Пенсионная система любой страны – многокомпонентная динамически меняющаяся экономическая система, и ее стабильное функционирование зависит от комплекса факторов: демографических, экономических, трудовых, собственно пенсионных, а также - в немалой мере - от социальной и политической ситуации в стране. Если совокупность данных факторов не обеспечивает экономическое развитие, то следует принять нововведения для улучшения благосостояния страны.

Стоит отметить, что предпосылки для проведения реформы, направленной на повышение пенсионного возраста, прослеживаются на протяжении многих лет. Для России принятие таких новых условий пенсионного обеспечения является нововведением. Пенсионную реформу в России наиболее целесообразно сравнить именно с принятой в 2017 году аналогичной реформой в Беларуси, так как предпосылки для ее введения схожи с российскими.

Пенсионный возраст в России и Беларуси не менялся еще с советских времен. В то время наблюдался масштабный спад экономики, который сопровождался распадом СССР. Демографическая и экономическая ситуация по сравнению с современным положением широко поменялась. Следовательно, появились основания для повышения пенсионного возраста, чтобы решить ряд проблем, связанных с пенсионным обеспечением граждан.

Численность пенсионеров, как части населения, заметно возросла за последние годы. На основании статистических данных, построим динамику численности пенсионеров в период с 2012-2018 гг. (таблица 1).

Табл. 1 Численность пенсионеров в России и Беларуси с 2012-2018 гг., тыс.чел.

Страна	Численность пенсионеров, тыс.чел						
	2012 г.	2013 г.	2014 г.	2015 г.	2016 г.	2017 г.	2018 г.
Россия	40162	40573	41019	41456	42729	43177	43504
Беларусь	2512,2	2537,3	2559,7	2592,8	2619,3	2593,7	2561,1

Увеличение численности пенсионеров является следствием снижения рождаемости. Причиной стала так называемая «демографическая яма», которая коснулась Россию и Беларусь в 1990-е годы. В России на рубеже 20 и 21 века суммарный коэффициент рождаемости опустился ниже 1,5 рождений на одну женщину. За последние годы уровень рождаемости повысился почти до 1,8 рождений на одну женщину. Согласно имеющимся прогнозам маловероятно, что к 2030 году суммарный коэффициент рождаемости превысит отметку 2 рождения у одной женщины. Отсюда можно сделать вывод, что численность пенсионеров в России будет продолжать расти по крайней мере до 2030 года. [1]

Стоит отметить, что после принятия пенсионной реформы в Беларуси 1 января 2017 г. численность пенсионеров снизилась, что объясняется увеличением численности трудоспособных граждан. Так как пенсионный возраст повышают постепенно, численность пенсионеров будет иметь тенденцию к уменьшению, а численность трудоспособных граждан наоборот будет возрастать.

Важное значение имеет численность трудоспособного населения для экономики любой страны. С увеличением доли лиц трудоспособного возраста в общей численности населения увеличиваются, при

прочих равных условиях, темпы, масштабы социально-экономического развития, и наоборот. При принятии пенсионной реформы о повышении пенсионного возраста, можно утверждать, что это благоприятно скажется на трудовых ресурсах и один из самых очевидных результатов реформы – это повышение численности населения в трудоспособном возрасте. Определим коэффициент трудоспособного населения для всего населения, который показывает долю трудового населения в численности всего населения. На графике представлено сравнение коэффициентов трудоспособного населения в Белоруссии и России за период 2010-2018 гг. (рис. 1).

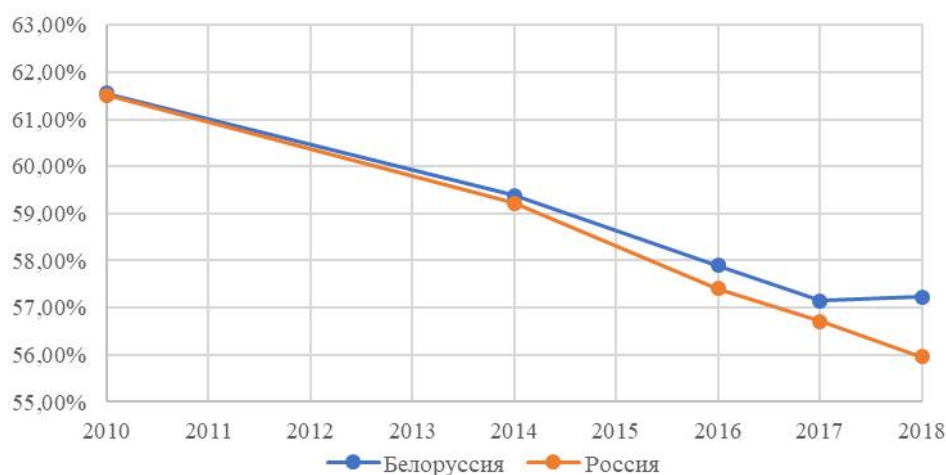


Рис.1 Коэффициент трудоспособного населения в России и Белоруссии за период 2010-2018 гг., %

Корреляционная зависимость между коэффициентами трудоспособного населения в России и Беларуси равна 0,99. Это означает, что наблюдается сильная прямая зависимость между положением на рынке двух стран. Из представленного графика следует, что после принятия пенсионной реформы в Беларуси доля трудоспособных людей в среднегодовой численности населения начинает возрастать и имеет дальнейший положительный тренд в связи с постепенным повышением пенсионного возраста. Повышение лиц в трудоспособном возрасте очень важно для экономики любой страны, так как в противном случае это приводит к ежегодным экономическим потерям больших денежных сумм от произведенных товаров и услуг, а также к сокращению трудовых ресурсов страны.

Рассмотрим один из главных показателей пенсионного обеспечения, а именно размер пенсионных выплат.

Ряд динамики размера средней величины пенсии за период 2011-2017 гг. В России и Беларуси представлен в таблице 2.

Табл. 2 Ряд динамики средней пенсии в России и Беларуси за 2011-2017 гг.

Показатель	Размер средней пенсии по годам							
	2011 г.	2012 г.	2013 г.	2014 г.	2015 г.	2016 г.	2017 г.	2018 г.
Размер средней пенсии в России, руб.	7593,9	8272,7	9153,6	10029,7	10888,7	12080,9	12425,6	13323,1
Размер средней пенсии в Беларуси, руб.	94,04	188,55	220,68	264,35	280,57	297,0	314,3	381,2

Далее найдем средние показатели ряда динамики средней пенсии пенсионеров в России и Беларуси для получения обобщающей оценки изменения данных (таблица 3).

Табл. 3 Средние показатели ряда динамики средней пенсии в России и Беларусь

Показатели	Россия	Беларусь
Средний размер пенсии за последние 7 лет в национальной валюте	10471,03	255,09
Средний абсолютный прирост в год в национальной валюте	818,46	41,02
Средний темп прироста, %	8,36%	22,13%

На основании проведенных расчетов можно утверждать, что размер пенсии в среднем за год повышается на 818,46 руб. в России и на 41,02 бел. руб. в Беларуси. Стоит отметить, что итоговый результат изменения размера пенсии с 2011 года, показывает, что за 7 лет размер средней пенсии в России показывает темп прироста в 75,44%, в Беларуси – 305,36%. В 2018 году, по сравнению с 2017 годом, средняя пенсия в России выросла на 7,22%. При этом в Беларуси после повышения пенсионного возраста за этот же период пенсия выросла на 21,29%.

Даже незначительный рост пенсий провоцирует большую нагрузку на Пенсионный фонд в России и на Фонд социальной защиты населения в Беларуси. Данная проблема наиболее актуально именно для России, так как с 2014 года бюджет Пенсионного фонда РФ исполнялся с дефицитом. Повышение пенсионного возраста поможет увеличить доходы бюджета Пенсионного фонда Российской Федерации на 399,4 млрд. рублей в 2019 году по сравнению с 2018 годом. Эффект от пенсионной реформы «выражается устойчивом росте собственных доходов Пенсионного фонда Российской Федерации в 2019 - 2021 годах (+7,3%, +5,4% и +7,3% соответственно)», — говорится в «Основных направлениях бюджетной, налоговой и таможенно-тарифной политики на 2019 год и на плановый период 2020 и 2021 годов» (утв. Минфином России).

Следовательно, чтобы увеличивать пенсии более быстрыми темпами, следует повысить пенсионный возраст. Его повышение повлечет за собой такие демографические изменения, как изменения соотношения между плательщиками пенсионных взносов и получателями пенсий. Ведь без увеличения числа плательщиков пенсионных взносов или уменьшения числа пенсионеров невозможно будет повышать пенсии. Таким образом, повышение пенсионного возраста – еще и объективная финансовая необходимость, единственной реальной альтернативой которой является снижение размеров пенсий.

Говоря о среднем размере начисленных пенсий, следует рассмотреть коэффициент замещения в России и Беларуси (рис. 2).



Рис. 2 Коэффициент замещения в России и Беларуси за 2011-2018 гг.

Согласно 102-ой Конвенции Международной организации труда (МОТ) «О минимальных нормах социального обеспечения» коэффициент замещения утраченного заработка трудовой пенсией по старости должен быть не менее 40%. По состоянию на 2018 год Россия и Беларусь не достигают этой отметки, следовательно, это демонстрируют низкий уровень пенсионного обеспечения граждан, что побуждает пенсионеров продолжать трудовую деятельность.

Повышение пенсионного возраста решает еще одну актуальную проблему: низкие пенсии, выталкивающие лиц старшего возраста на рынок труда. Работающие пенсионеры на современном этапе составляют весомую часть от общей численности пенсионеров в России и Беларуси. На графике изображен удельный вес работающих пенсионеров в общей численности пенсионеров двух стран.

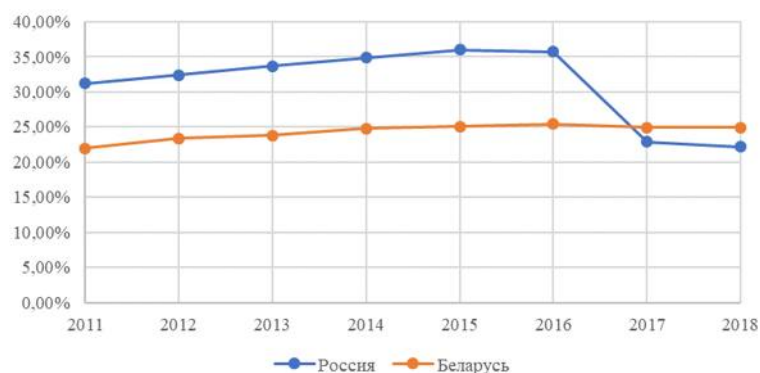


Рис.3 Удельный вес работающих пенсионеров в общей численности пенсионеров с 2011-2018 гг.

Стоит отметить, что в Беларуси после принятия пенсионной реформы численность работающих пенсионеров вначале снизилась, а затем удалось «зафиксировать» их количество. Россия уже предпринимала меры по снижению численности работающих пенсионеров, приняв Федеральный закон от 29.12.2015 года № 385-ФЗ «О приостановлении действия отдельных положений законодательных актов Российской Федерации, внесении изменений в отдельные законодательные акты Российской Федерации и особенностях увеличения страховой пенсии, фиксированной выплаты к страховой пенсии и социальных пенсий», предусматривающих неиндексацию пенсий работающим пенсионерам. Стоит отметить, что в России на конец 2016 года средний трудовой стаж после выхода на пенсию равен 5,6 лет. [2]

Данная статистика говорит о том, что, строго говоря, необходимости в столь раннем выходе на пенсию больше нет. Ни мужчина в 60 лет, ни женщина в 55 лет не теряют трудоспособность. Как показывает практика, после достижения пенсионного возраста население продолжает работать, одновременно получая пенсию. Поэтому для существенной части пенсионеров пенсия является так называемой «прибавкой к зарплате». Однако, пенсия вводилась не для дополнительного дохода, а для денежного обеспечения нетрудоспособных граждан. Таким образом, такое положение дел полностью противоречит самой концепции того, зачем вводилась пенсия.

В связи с этим, рассмотрим среднюю продолжительность жизни россиян и белорусов, которая так же влияет на рост численности пенсионеров. Данный показатель очень важен при оценке пенсионной реформы, так как свидетельствует об уровне жизни пенсионеров и социальном развитии стран. На графике показана динамика средней продолжительности жизни у мужчин и женщин в период с 1995-2017 гг. (рис. 4).



Рис.4 Средняя продолжительность жизни у мужчин и женщин в период с 1990-2017 гг.

Напомним, что до принятия пенсионной реформы в России и Беларуси был одинаковый возраст выхода на пенсию – 55 лет для женщин и 60 лет для мужчин. Во времена установления текущего

пенсионного возраста средняя продолжительность жизни у населения в России была 64,5 года, в Беларуси – 68,5 лет. За последние десятилетие она выросла более чем на 8 лет в России и почти на 6 лет в Беларуси. На ряду со средней продолжительностью жизни, которая сохраняет устойчивую тенденция к росту уже на протяжении многих лет, стоит рассмотреть возраст дожития после выхода на пенсию. После спада в 1990-ых гг., продолжительность жизни после выхода на пенсию растет и в 2017 году в России составила 26 лет у женщин и достигнет 16,5 лет у мужчин, в Беларуси – 26,5 лет у женщин и 15,8 лет у мужчин. [3,4] Стоит отметить, что в России и Беларуси наблюдается тенденция быстрого по мировым масштабам роста продолжительности жизни.

Пенсионная реформа может поменять не только внутреннее положение страны. Важным показателем, отражающим экономическое развитие страны на мировом уровне, является валовый внутренний продукт. Принятие реформы напрямую связано с постепенным увеличением ВВП страны. А чем больше объем ВВП в стране, тем благополучнее население. Таким образом, пенсионная реформа приведет к расширению производственного потенциала экономики.

Как уже было сказано, пенсионная реформа в Белоруссии была реализована 1 января 2017 года, следовательно, исходя из опубликованных статистических данных можно проанализировать динамику изменения показателей номинального ВВП по годам, а также интенсивность данных изменений на основании показателей прироста (таблица 4).

Табл.4 Цепные показатели ряда динамики размера номинального ВВП с 2013-2018 гг.

Год	Размер ВВП, млн.бел.руб.	Показатели прироста	
		абсолютный прирост	относительный прирост
2013	67068,8	-	-
2014	80579,3	13 510,50	20,14%
2015	89909,8	9 330,50	11,58%
2016	94949	5 039,20	5,60%
2017	105199	10 250,00	10,80%
2018	121568	16 369,00	15,56%

Таким образом, в 2018 году объем номинального ВВП показывает темп прироста в 15,56% по сравнению с 2017 годом. Это означает, что уже в 2019 году размер экономики может быть доведен до пикового для Беларуси 2014 года. Это связано с тем, что с ростом пенсий будет вырастать покупательная способность пенсионеров, увеличиваться спрос, а в связи с этим и объемы производства в стране.

В рамках исследования был проведен сравнительный анализ социально-экономического развития России и Беларуси и на недавнем опыте последней показаны основные тенденции социального развития и экономического роста после принятия пенсионной реформы.

Исходя из опыта повышения пенсионного возраста в Беларуси стоит принять во внимание положительные аспекты проведения данной реформы, а именно изменилось соотношение численности трудоспособного населения и пенсионеров, произошел скачок в росте размера средней пенсии и росте валового внутреннего продукта. В России повышение пенсионного возраста позволит также снизить нагрузку на Пенсионный фонд РФ и достичь установленного Международной организацией труда коэффициента замещения утраченного заработка трудовой пенсией по старости.

Таким образом, было установлено, что реформирование пенсионной системы в России позволяет решить ряд задач, способствующих росту уровня социальной защиты населения, повышению пенсий, обеспечению роста экономически активного населения страны.

Библиографический список

1. Доклад «Демографический контекст повышения возраста выхода на пенсию» [Электронный ресурс] / Денисенко М.Б., Овчаровой Л.Н., Варшавской Е.Я. при участии Васина С.А. и Козлова В.А. // Доклад НИУ ВШЭ. – 2018. – Режим доступа: https://www.hse.ru/data/2018/07/02/1153116734/Доклад_Демография%20повышения%20ПВ_2_07_Денисенко_редОвчарова%5B1%5D.pdf (Дата обращения: 22.02.2019)
2. Федеральная служба государственной статистики [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.gks.ru> (Дата обращения: 25.02.2019)
3. Россия в цифрах. 2017: Крат.стат.сб. / Росстат – М., 2017. – 511 с.
4. Демографический ежегодник Республики Беларусь / Белстат – Минск, 2018. – 431 с.
5. Национальный статистический комитет Республики Беларусь [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.belstat.gov.by> (Дата обращения: 17.03.2019)

АВТОРЫ СБОРНИКА

Агапов А.В.	35	Йосипенко А.В.	324	Порсева С.В.	110
Акилов А.С.	86	Ищенко А.А.	359	Притчин Д.О.	278
Алексеева М.М.	19	Калинин М.А.	79	Прошкина С.И.	392
Арчибасова О.В.	22	Калинина А.М.	69	Пучкова О.В.	385
Астахов Р.М.	368	Калягин Л.И.	69	Разуваева И.С.	282
Атауллин З.Р.	294	Карасев В.С.	105	Раснюк И.С.	199
Афанасьев А. Ю.	171	Карачев Н.С.	374	Рац А.С.	324
Бабич Н. А.	229	Киселев А.А.	315	Родионов В.А.	359
Бабук В.А.	25	Климкин В.А.	69	Розынок А.О.	115
Басова Т.В.	232	Конотопов О.И.	332	Рябченко А.Ю.	336
Безуглый А.М.	144	Корещкий М.Ю.	252,255	Савёлова К. Э.	203
Беляева А.С.	31	Крылов К.А.	260	Савельев С.К.	63
Бердников А.В.	225	Кудров А.Н.	84	Савин А.Н.	347
Богданов В.В.	52,79	Кузнецов Д.В.	177	Семенова М.А.	286
Боровик И.Н.	35	Кузнеченко Е.Л.	63	Симонова А.В.	368
Боровиков Д.А.	35	Куклин Д.И.	73	Слободзян Н.С.	324,328
Брызгалов В.М.	52	Лагутин М.А.	264	Смирнов К.О.	146
Брыков Н.А.	19,121	Лаптинский А.И.	57	Смирнова В.Е.	67
Буксар М.Ю.	146,150	Либерт К.К.	86	Соловьева Н.Л.	376
Бутенко Д.С.	42	Ломовцева С.Д.	356	Сухова А.А.	395
Буцких А.А.	302	Лузин И.К.	93	Тараторин А.В.	52
Буянов Д.О.	40	Лупарев Д.С.	332	Тезиков С.Е.	35
Ваулин С.Д.	52,79	Максимов А.Д.	180,213	Тетерин Р.О.	84
Вихрова И.А.	57	Малых Б.И.	321	Тетерина И.В.	31
Волкова А.Г.	61	Марков Д.А.	269	Тимофеева В.И.	315
Воротников О.В.	155	Марусева А.А.	376	Тимошенко Д.Ю.	133
Галаджун А.А.	22	Мелентьев В.Д.	302	Тищенко К.О.	121
Гамадаева Д.Г.	298	Миловзорова М.Н.	387	Толкачева В.М.	126
Гатаулина А.Р.	110	Мирославский В.Н.	385	Толстогузов С.С.	128
Гаугель А.О.	241	Михаленко Я.Р.	324	Туриков Д.А.	342
Головчан И.С.	63	Монсеева Н.М.	273	Федотикова М.В.	208
Горбунов А.В.	298	Мосин Д.А.	98	Филиппова А.Ф.	374
Горюнова В.А.	110	Музыкин И.В.	336	Фиронов И.Д.	309
Губарев А.Д.	61	Надежин М.И.	315	Хажиахметов К.И.	79
Гуц Ю.А.	67	Низязев А.А.	73	Ходосов В.В.	155
Дарсания Т.Д.	25	Никифоров И.П.	185	Храпко Н.Н.	353
Демьянов А.А.	275	Никулов М.К.	67	Худова А.А.	211
Дуга В.В.	98	Новикова Е.Л.	387	Царева А.А.	289
Евстафьев В.А.	40	Олейников А.Ю.	353	Челушкин М.Н.	328
Евстигнеева Е.И.	305	Патрушева Т.Н.	353	Чернышов М.В.	86
Едигарев А.Д.	84	Перфилов Р.М.	105	Чувашов С.С.	84
Ермолаев В.И.	150	Песля В.И.	382	Чугреев А.В.	144
Ефремов А.В.	48	Петров С.К.	353	Шекель В.В.	136
Ефремов Н.Ю.	160,162	Петров С.М.	345	Шиббаева А.А.	140
Жаркой М.Ф.	237	Петрова Е.А.	385	Шибаров А.А.	364
Жигулина Ю.В.	315	Петрова И.Л.	345	Ширшов А.Д.	305
Зайцева Ю. С.	245	Пешков Р.А.	93	Шматко А.Д.	374
Замасковцев С.А.	167	Пешкова Е. А.	189	Штромило И.В.	219
Захаров Д.Н.	309	Питерсков П.	195	Юсупов Ф.А.	48
Изюмов А.В.	249	Польщиков С.Н.	110	Яковенко Н.Г.	305
				Яфясов Р.Р.	291,321

Издания ОМНППК «Молодёжь. Техника. Космос». 2009 – 2017

1. **Молодёжь. Техника. Космос:** Материалы Молодёжной секции Международной научно-технической конференции «Четвёртые Уткинские чтения». – СПб: БГТУ «Военмех», 2009. – 116 с.
2. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды второй общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2010. – 288 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №8
3. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды третьей общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2011. – 233 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №11
4. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды четвертой общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2012. – 380 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №15
5. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды пятой общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2013. – 280 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №17
6. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды шестой общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2014. – 262 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №21
7. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды седьмой общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2015. – 262 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №24
8. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды восьмой общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2016. – 60 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №31
9. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды девятой общероссийской молодёжной НТК. – СПб: БГТУ «Военмех», 2017. – 386 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №37
10. **Молодёжь. Техника. Космос:** Труды десятой общероссийской молодёжной НТК Т.1. – СПб: БГТУ «Военмех», 2018. – 467 с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №4
Молодёжь. Техника. Космос: Труды десятой общероссийской молодёжной НТК Т.2. – СПб: БГТУ «Военмех», 2018. – 381с. – Библиотека журнала «ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ» №50