

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



ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И ТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

**Труды двенадцатой общероссийской
научно-практической конференции**

Том 1

**Санкт-Петербург, Россия
20 – 22 ноября 2019 года**

Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 62

**Санкт-Петербург
2020**

УДК 351.862.224 : 623.445

И66

И66

Иновационные технологии и технические средства специального назначения: труды двенадцатой общерос. науч.-практ. конф. В 3 т. Т. 1. / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб., 2020. – 326 с. (Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», № 62).

ISBN 978-5-94652-655-5

Публикуются статьи и доклады, представленные на XII научно-практической конференции «Иновационные технологии и технические средства специального назначения», прошедшей в рамках «Недели науки в Военмехе» и посвященной юбилейным датам: 100-летию со дня рождения выдающегося конструктора ракетно-космической техники, выпускника БГТУ «Военмех» Дмитрия Ильича Козлова, а также 85-ой годовщине создания кафедры «Высокоэнергетические устройства автоматических систем» и 60-ой годовщине создания кафедры «Радиоэлектронные системы управления».

В первый том сборника вошли материалы пленарного заседания и материалы секций «Проектирование, конструирование, испытания технических средств специального назначения», «Технологии и материалы при производстве технических средств специального назначения» и «Информационные технологии».

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

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

УДК 351.862.224 : 623.445

Редакционный совет: д-р техн. наук, проф. *К. М. Иванов* (председатель), д-р техн. наук, проф. *В. А. Бородавкин*, канд. техн. наук, доц. *С. А. Матвеев*, канд. техн. наук, проф. *М. Н. Григорьев*, канд. техн. наук, доц. *С. В. Москвин*, доц. *М. Н. Охочинский*, канд. техн. наук, доц. *В. А. Сеницын*, д-р техн. наук, доц. *А. Е. Шашурин*, д-р экон. наук, проф. *А. Д. Шматко*, ст. преп. *К. А. Афанасьев*, ст. преп. *С. А. Чириков*

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

Тексты статей публикуются в авторской редакции

ISBN 978-5-94652-655-5

© БГТУ «Военмех», 2020
© Авторы, 2020



**100 лет со дня рождения
выпускника Военмеха 1946 года,
дважды Героя Социалистического Труда,
лауреата Ленинской и Государственных премий СССР,
лауреата Государственных премии РФ,
члена-корреспондента Российской академии наук,
заслуженного деятеля науки и техники РСФСР**

**ДМИТРИЯ ИЛЬИЧА
КОЗЛОВА**

СОДЕРЖАНИЕ

ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУИРОВАНИЕ, ИСПЫТАНИЯ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ	10
М. М. Алексеева, И. А. Вихрова, А. И. Лаптинский ВОЗМОЖНОСТИ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ХИМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ANSYS FLUENT НА ПРИМЕРЕ СМЕШЕНИЯ И ГОРЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ СМЕСИ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ	10
М. А. Артюхова ВЛИЯНИЕ РАДИАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ НА НАДЕЖНОСТЬ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С РЕЗЕРВИРОВАНИЕМ	14
С. В. Батарев, М. С. Калинин, П. Н. Калмыков, В. А. Никитин, А. П. Осокин, Т. С. Саламатова УДАРСТОЙКИЙ РЕГИСТРАТОР АНАЛОГОВЫХ И ЦИФРОВЫХ СИГНАЛОВ . .	18
И. К. Бородин, К. С. Кулаков, В. С. Помазов, А. И. Михайлин ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОННО-ИОННЫХ ПРОЦЕССОВ ДЛЯ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ	20
И. В. Вагнер, А. А. Дмитриева, М. Н. Охочинский, Г. В. Цаканян О ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ СОЗДАНИЯ ЧАСТИЧНО-МНОГОРАЗОВЫХ РАКЕТНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ	23
В. А. Волостных, В. Э. Гель, С. В. Никольский, А. В. Петров АКТУАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ОБМЕНА ДОКУМЕНТАЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИЕЙ В СЕТЯХ СВЯЗИ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ	38
М. Ю. Гляков, М. С. Шкиря ЭФФЕКТИВНАЯ КОНЦЕПЦИЯ ПЕРЕРАБОТКИ ТВЕРДЫХ БЫТОВЫХ ОТХОДОВ В КРУПНЫХ РЕГИОНАХ РОССИИ	40
И. В. Головин, У. А. Войко, С. А. Чириков РАЗРАБОТКА ПОДВОДНОГО МОНТАЖНОГО ПИСТОЛЕТА	45
П. Д. Горохова, И. Л. Петрова, А. А. Сизова ВЫБОР КРИТЕРИЯ ОПТИМАЛЬНОСТИ ДЛЯ РАСЧЕТА ОБЛАСТИ ДОСТИЖИМОСТИ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ УСЛОВИИ ПОСТОЯННОГО ВИЗИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ТЕЛА	46
Н. И. Далбаева, Я. Г. Ибрагимова, О. А. Терешенкова, А. А. Ким МЕТОД ВЕРИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАДИОЛОКАТОРОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ ЭЛЕМЕНТОВ РАДИОФОТОНИКИ И ОПТОВОЛОКОННЫХ ЛИНИЙ ЗАДЕРЖКИ	53
А. А. Демьянов, В. А. Тучин ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВОЙСК В ПОЛЕВЫХ УСЛОВИЯХ	59
А. Л. Дмитриев КОСМИЧЕСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ПО ИЗМЕРЕНИЮ ТЕМПЕРАТУРНОЙ ЗАВИСИМОСТИ СИЛЫ ГРАВИТАЦИИ	64
Е. Ежова ВНЕДРЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ЭКЗОСКЕЛЕТА В КОСМИЧЕСКИЙ СКАФАНДР . . .	67
Ю. В. Ермолаева, Ю. В. Анискевич ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВНУТРЕННЕГО ТЕПЛООБМЕНА ПОРИСТОГО МАТЕРИАЛА НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ТРАНСПИРАЦИОННОГО ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ	74

М. Ф. Жаркой, А. Ю. Колыванов ПНЕВМАТИЧЕСКИЙ УЗЕЛ РАЗГОНА БОЙКА ВОЛНОВОДНОГО УДАРНОГО СТЕНДА	79
А. О. Зверева, А. В. Цимбалыстый, К. Л. Шульга СОЗДАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА «КУЛОН-ПЛАЗМА» В УСЛОВИЯХ МИКРОГРАВИТАЦИИ	84
О. С. Комарова, А. Г. Арешкин, В. В. Лентовский, Д. Л. Федоров ВЛИЯНИЕ ДЕФЕКТОВ СТРУКТУРЫ НА ФИЗИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ КРИСТАЛЛОВ	89
П. С. Копьев, О. С. Комарова, В. В. Лентовский, Д. Л. Федоров РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ МАКЕТНЫХ ОБРАЗЦОВ МОЩНЫХ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ ЛАЗЕРОВ НА ОСНОВЕ ТВЕРДЫХ РАСТВОРОВ GaAs/AlGaAs/InGaAs	91
В. В. Красных, И. А. Киселев, А. А. Сергеев ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ АКТИВНОГО ЭЛЕМЕНТА CR:LISAF	924
С. И. Кудрявцев, И. П. Кудряшов ОПЫТ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗРАБОТКИ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ГИДРОАВТОМАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭНЕРГИИ ВЫСТРЕЛА	98
М. А. Лагутик, Г. С. Чакрян, В. В. Сергеев ВОССТАНОВЛЕНИЕ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ГИЛЬЗ СРЕДНЕГО КАЛИБРА С ПОМОЩЬЮ ДИСТАНЦИОННО-УПРАВЛЯЕМОЙ МАШИНЫ	105
А. А. Наумова, А. А. Стаценко, М. А. Генали ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ ФОТОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ В ЧАСТИ УВЕЛИЧЕНИЯ УДЕЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ	106
И. Л. Петрова, А. А. Сизова, П. Д. Горохова РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА И ПРОГРАММЫ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК АППАРАТОВ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ПОДВОДНЫХ КРЫЛЬЯХ ...	108
А. Е. Привалов, А. П. Белов МОДЕЛЬ ЭВАКУАЦИИ ЛИЧНОГО СОСТАВА ИЗ ПОМЕЩЕНИЯ ПРИ РАЗЛИВЕ КОМПОНЕНТОВ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА	113
Е. В. Разумихина, А. Л. Дмитриев ОПТИКО-МЕХАНИЧЕСКИЙ МОДУЛЬ ЛАЗЕРНОГО СПУТНИКОВОГО ГРАВИМЕТРА	117
Г. А. Реготов, И. А. Марченко КОНЦЕПЦИЯ ДВУХФАЗНОЙ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА БЕЗ МЕХАНИЧЕСКИ ПОДВИЖНЫХ ЧАСТЕЙ НА ОСНОВЕ МОДУЛЯ АДАПТИВНОГО СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ ..	121
А. Н. Розе, А. А. Демьянов, В. В. Верихов ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ПУНКТОВ ТЕХНИЧЕСКОГО СЕРВИСА В УСЛОВИЯХ КРАЙНЕГО СЕВЕРА И АРКТИЧЕСКОЙ ЗОНЫ	123
А. Е. Романов АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ТОКОМ КОРОННОГО РАЗРЯДА ИЗВЕЩАТЕЛЕЙ ПОЖАРНЫХ ДЫМОВЫХ ЭЛЕКТРОИНДУКЦИОННЫХ	127
К. Э. Савелова, В. А. Савелов МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ТОПЛИВА НА УДАРНОЙ ВОЛНЕ В ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ КОМБИНИРОВАННОГО ТИПА	133

Д. С. Суоров, И. В. Любимов, С. А. Мешков, Т. В. Петрова ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ ЗАПУСКА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	139
А. А. Тихонов ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОУПРУГОЙ УСТОЙЧИВОСТИ КОЛЬЦЕВОГО ОПЕРЕНИЯ НЕУПРАВЛЯЕМОГО МИКРО-ЛА В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ MSC PATRAN	142
Ю. Н. Трефилова, Д. Л. Федоров, В. В. Лентовский ЛАЗЕРНЫЙ ЛОКАТОР ДЛЯ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ ПРИ ВЗЛЕТЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ	143
А. А. Филиппова СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ МИКРОКЛИМАТОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДАТЧИКОВ ТИПА «УМНАЯ ПЫЛЬ»	144
М. Н. Челушкин, Е. Ю. Попенков, К. С. Кулаков ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЁТ ПРИВОДА РАСПАШНЫХ ВОРОТ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ	149
А. Н. Шаронов, Д. Ю. Богданов, И. С. Шатохин МЕТОДЫ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ ТЕХНИКИ ТЫЛА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ПРИРОДНО-КЛИМАТИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ	155
Е. А. Шаронов, А. Н. Шаронов, И. С. Шатохин АРКТИЧЕСКИЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА ТЫЛА	160
И. С. Шатохин, А. Н. Шаронов МЕТОДЫ ИСПЫТАНИЯ ТЕХНИКИ ТЫЛА НА СТОЙКОСТЬ ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ	166
Е. А. Шевченко, В. В. Лентовский, Д. Л. Федоров ПАССИВНЫЕ МАЯКИ ОПТИЧЕСКОГО ДИАПАЗОНА ДЛЯ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПРОВОДКИ СУДОВ	171
Д. П. Шматов, Т. А. Башарина, М. Г. Гончаров, Я. И. Алехина, С. Н. Лымич РАЗРАБОТКА БЕЗЭЛЕКТРОДНОГО ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ	173
Д. П. Шматов, Т. А. Башарина, В. С. Носова, А. В. Саврико, Я. И. Алехина, С. Н. Лымич РАЗРАБОТКА УНИВЕРСАЛЬНОЙ МАРШЕВОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ СВЕРХЛЕГКИХ КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТ В РАМКАХ ПРОЕКТА «ЧАСТНАЯ КОСМОНАВТИКА»	176
ТЕХНОЛОГИИ И МАТЕРИАЛЫ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ	178
Н. А. Абрамова, С. Н. Короткий РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЧНОСТИ ШТИФТОВ ИЗ МАТЕРИАЛОВ МСП-К, МСП-41М И УУКМ, РАБОТАЮЩИХ ПРИ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ	178
А. Ю. Андрушкин, С. А. Мещеряков, А. А. Киршина, Е. О. Афанасьев МЕХАНИЗМЫ ПОРООБРАЗОВАНИЯ ПРИ СЕЛЕКТИВНОМ ЛАЗЕРНОМ ПЛАВЛЕНИИ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ИЗДЕЛИЙ	179
А. Ю. Андрушкин, С. А. Мещеряков, А. А. Киршина, Е. О. Афанасьев ОЦЕНКА МОНОЛИТНОСТИ ПОЛУЧЕННЫХ СЕЛЕКТИВНЫМ ЛАЗЕРНЫМ ПЛАВЛЕНИЕМ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ИЗДЕЛИЙ	183

А. Ю. Андрушкин, С. А. Мещеряков, А. А. Киришина, Е. О. Афанасьев ПОРИСТОСТЬ ПРИ СЕЛЕКТИВНОМ ЛАЗЕРНОМ ПЛАВЛЕНИИ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ИЗДЕЛИЙ И МЕРЫ БОРЬБЫ С НЕЙ	187
П. М. Винник, А. И. Олехвер, З. Н. Расулов УЧЕТ УСЛОВИЙ ТРЕНИЯ, ВЛИЯЮЩИХ НА НАКОПЛЕННУЮ ПРИ ВЫТЯЖКЕ С УТОНЕНИЕМ СТЕНКИ СТЕПЕНЬ ДЕФОРМАЦИИ, ПЕРЕМЕННУЮ ПО ТОЛЩИНЕ СТЕНКИ	192
Р. Д. Гусейнов, Д. А. Максимов АЛЬТЕРНАТИВНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЧАСТО ВЫВОДИМЫХ ИЗ СТРОЯ ДЕТАЛЕЙ	201
Н. Ю. Ефремов, О. А. Орешина ОЦЕНКА ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С МЕЛКОДИСПЕРСНЫМ ОКСИДОМ ЦИНКА	203
И. А. Новиков, Е. И. Амирханов СВЯЗЬ ТЕХНОЛОГИЙ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ФИЗИЧЕСКИХ МЕХАНИЗМОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИЛЬФОННЫХ КОМПЕНСАТОРОВ	209
М. Ю. Силаев ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕНЕНИЯ БРОНЗОВОГО СПЛАВА БРНХК В ПРОИЗВОДСТВЕ ВИНТОВЫХ ПРУЖИН СЖАТИЯ	215
А. В. Трилис ТЕХНИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СТАБИЛЬНОСТИ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ ИЗЛУЧЕНИЯ В СИСТЕМАХ КОСМИЧЕСКОЙ ЛАЗЕРНОЙ СВЯЗИ	221
И. Н. Файфер, Д. Р. Салихьянов ВЛИЯНИЕ ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ И ВРЕМЕНИ ХРАНЕНИЯ НА АНИЗОТРОПИЮ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ВЫСОКОПРОЧНОЙ СТАЛИ 42Х2ГСНМА (ВКС-1)	225
ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ	231
А. Д. Аверина, С. А. Мешков, В. А. Крылов МОДЕЛИРОВАНИЕ ФИЗИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ПОЛЕЙ ИНДУКЦИОННОЙ ЛИНИИ СВЯЗИ	231
С. А. Бабаев, А. В. Марков, И. Л. Юнаков УПРАВЛЕНИЕ КАЧЕСТВОМ ИЗДЕЛИЙ В ИНФОРМАЦИОННОЙ СРЕДЕ СИСТЕМЫ TECHNOLOGICS	234
В. Ю. Батов, В. О. Драчёв, В. В. Карганов К ВОПРОСУ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИССЛЕДОВАНИЙ	239
Д. Ю. Богданов ТЕХНИЧЕСКИЕ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ В ИНТЕРЕСАХ РАЦИОНАЛЬНОЙ ОРГАНИЗАЦИИ МАТЕРИАЛЬНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВОЙСК (СИЛ) В ВОЕННОЕ ВРЕМЯ	245
С. С. Голубев, С. И. Правдивый, А. Д. Ковалев, Д. А. Павлов, В. А. Беспалов ПРИМЕНЕНИЕ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ АНОМАЛЬНОГО ТРАФИКА В СЕТЯХ СВЯЗИ	251
А. А. Гуреев, К. Э. Любушкин, И. Л. Петрова ПРИМЕНЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ТЕХНОЛОГИИ ВИРТУАЛЬНОЙ РЕАЛЬНОСТИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА	255

А. С. Дубонос, Н. В. Евглевская, А. О. Карасенко, О. С. Лаута ОБЗОР МЕТОДОВ ЗАЩИТЫ СЕТЕЙ СВЯЗИ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ ОТ DDOS АТАК	260
А. С. Картамышев, Б. А. Черныш ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДДЕРЖКА УПРАВЛЕНИЯ ПРЕДПРИЯТИЕМ В УСЛОВИЯХ ГОСОБОРОНЗАКАЗА	264
О. В. Кофнов, А. М. Шелудяков ПРИМЕНЕНИЕ ПАКЕТА GRAPHVIZ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ СТРУКТУРНЫХ СХЕМ БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ	270
В. А. Липатников, С. В. Торточаков, В. А. Тихонов МЕТОД ВЕРИФИКАЦИИ КОГНИТИВНЫХ КАРТ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ АГЕНТНОЙ СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ ВТОРЖЕНИЙ	275
Ю. А. Лукьянов, С. Ю. Черненко ИНФОРМАЦИОННО-КОММУНИКАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ. ПРИМЕНЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ТРЕНАЖЁРОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПОДГОТОВКИ ВОДИТЕЛЬСКОГО СОСТАВА ТЫЛА	282
Д. А. Сергеев, Н. Р. Туркина, Т. В. Расчупкина МОДЕЛИРОВАНИЕ ШПИНДЕЛЬНЫХ УЗЛОВ В ПРОГРАММЕ SOLIDWORKS ...	284
А. А. Сизова, И. Л. Петрова, П. Д. Горохова НАВЕДЕНИЕ БПЛА В ЗАДАННУЮ ТОЧКУ ПРИЦЕЛИВАНИЯ	288
В. А. Стамболян, А. Д. Губарев ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ ОПТОЭЛЕКТРОННЫХ УСТРОЙСТВ, РАБОТАЮЩИХ В УСЛОВИЯХ КОСМОСА	295
А. С. Стукалова, В. С. Павлов, С. Ю. Страхов ПРОГРАММНЫЙ МОДУЛЬ РАСПОЗНАВАНИЯ ВЗРЫВЧАТЫХ ВЕЩЕСТВ НА ОСНОВЕ МЕТОДА МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ	301
Б. А. Черныш, А. С. Картамышев ФОРМИРОВАНИЕ ЕДИНОГО ИНФОРМАЦИОННОГО ПРОСТРАНСТВА НА РАННИХ ЭТАПАХ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА ТЕХНИЧЕСКИ СЛОЖНЫХ ИЗДЕЛИЙ	307
МАТЕРИАЛЫ, ПОСТУПИВШИЕ НА КОНФЕРЕНЦИЮ	312
В. А. Алтунин, М. В. Львов, А. А. Щиголов, А. С. Каськов РАЗРАБОТКА НОВЫХ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ СИСТЕМ СМАЗКИ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ВОЗДУШНОГО И АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ	312
В. А. Бородавкин, А. В. Зажигаев, И. О. Гришкевич, С. А. Чириков ОПЫТ ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА ПОДГОТОВКИ СПЕЦИАЛИСТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗРАБОТАННОГО ИНТЕРАКТИВНОГО ПРИЛОЖЕНИЯ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ МАТЕРИАЛЬНОЙ ЧАСТИ РАКЕТНОГО ОРУЖИЯ	313
В. Г. Кондратенко, Ю. А. Капитонов ПЛАНИРОВАНИЕ МАРШРУТНОЙ СЕТИ ОБЩЕСТВЕННОГО ТРАНСПОРТА	316
К. В. Колесник, М. В. Мирославская НЕОБХОДИМОСТЬ МАРКЕТИНГОВОГО ПЛАНИРОВАНИЯ И АНАЛИЗА ВНУТРЕННЕЙ СРЕДЫ ДЛЯ УСПЕШНОГО СТАНОВЛЕНИЯ ПРЕДПРИЯТИЯ	320
М. Н. Охочинский ПЕРВАЯ РАБОТА ПРОФЕССОРА Н. А. РЫНИНА В ОБЛАСТИ КОСМОНАВТИКИ И РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ	321
АВТОРЫ СБОРНИКА	324

ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУИРОВАНИЕ, ИСПЫТАНИЯ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

УДК 621.45.022.5

ВОЗМОЖНОСТИ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ХИМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В ANSYS FLUENT НА ПРИМЕРЕ СМЕШЕНИЯ И ГОРЕНИЯ ТОПЛИВНОЙ СМЕСИ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

М. М. Алексеева, И. А. Вихрова, А. И. Лаптинский

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

В химической технологии широко представлены процессы, для которых характерен сложный состав реагирующей смеси, большое количество одновременно протекающих реакций и взаимных превращений. Такие процессы являются основополагающими в нефтепереработке и нефтехимии, в области ракетно-космической, авиационной техники и т.д. Изучение данных процессов сопряжено со значительными трудностями, которые могут быть решены с помощью использования метода численного моделирования. Рациональное использование возможностей этого метода позволяет сократить время проектирования и избежать проведения большого количества натурных экспериментов, тем самым уменьшив затраты на производстве [1].

В настоящее время существуют разнообразные CFD-комплексы для выполнения численного моделирования сложных химических и газодинамических процессов: FlowVision, STAR-CD, OpenFoam, Logos, CFX, Fluent и другие.

В данной работе рассматриваются возможности численного моделирования химических процессов в модуле Fluent программной среды Ansys. Целью работы является: моделирование процессов смешения и горения топливной смеси (керосин-воздух) в камерах сгорания двух разных двигателей, сравнение результатов расчета с применением наиболее популярных моделей турбулентности, и выбор наиболее оптимальной из них для дальнейших исследований в этой области.

В основе моделирования – осредненные уравнения Навье-Стокса, которые представлены в системе уравнений 1 и состоят из уравнений сохранения массы, импульса и энергии [2].

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u}) &= 0, \\ \frac{\partial (\rho \vec{u})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} \vec{u}) &= -\nabla p + \nabla \cdot (\tau_m + \tau_t) + \rho \vec{g} + \vec{F}, \\ \frac{\partial (\rho E)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{u} H) &= \nabla \cdot (k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + ((\tau_m + \tau_t) \cdot \vec{u})) + S_h, \end{aligned} \quad (1)$$

где \vec{u} – вектор скорости осредненного течения с компонентами u, v, w , $(\tau_m + \tau_t)$ – молекулярная и турбулентная составляющие тензора вязких напряжений; $E = c_p T + 0.5(u^2 + v^2 + w^2)$ – полная энергия; $H = E + P/\rho = c_p T + 0.5(u^2 + v^2 + w^2)$ – полная энтальпия, T – температура; c_p, c_v – удельные теплоемкости при постоянном давлении и объеме соответственно; $\rho \vec{g}$ – гравитационная сила; \vec{F} – внешние силы; $k_{eff} = k + k_t$ – эффективный коэффициент теплоотдачи; \vec{J}_j – диффузионный член; h_j – энтальпия образования компонента; S_h – источниковый член энергии.

Моделирование горения керосина в воздухе произведено с применением модели горения предварительно не перемешанной смеси (Non-Premixed model). С учетом этой модели топливо и окислитель попадают в зону реакции отдельно. Одним из допущений этой модели – яв-

ляется равенство единице числа Льюиса, которое определяется как отношение коэффициента температуропроводности к коэффициенту диффузии.

При этих допущениях уравнение переноса компонентов можно свести к одному уравнению – переноса переменной смешения f , определяемой по формуле 2:

$$f = \frac{z_i - z_{i,ок}}{z_{i,т} - z_{i,ок}}, \quad (2)$$

где z_i – массовая доля i -го элемента, индекс «ок» и «т» – массовая доля i -го элемента окислителя и топлива, соответственно.

Переменная смешения привязана не к отдельным компонентам (CO_2 , H_2O и т.д.), а к атомам (С, О, Н и т.д.). При химической реакции компоненты меняются, в отличие от атомного состава.

Уравнение переноса осредненное по Фавру:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \bar{f}) + \nabla(\rho \bar{u} f) = \nabla \left(\frac{\mu_t}{\sigma_t} \nabla \bar{f} \right), \quad (3)$$

где $\sigma_t = 0.85$, μ_t – турбулентная вязкость.

При химическом равновесии все скаляры z_i , T и ρ зависят только от переменной смешения f . Если пламя неадиабатное, то скаляры так же зависят от энтальпии h : адиабатное пламя: $\theta_i = \theta_i(f)$; неадиабатное пламя: $\theta_i = \theta_i(f, h)$

В турбулентном течении все скаляры претерпевают определенные флуктуации, которые можно учитывать с помощью функции плотности вероятности $P(f)$. Поэтому требуется сформулировать уравнение переноса дисперсии переменной смешения:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \overline{f'^2}) + \nabla(\rho \overline{v f'^2}) = \nabla \left(\frac{\mu_t}{\sigma_t} \nabla \overline{f'^2} \right) + c_g \mu_t (\nabla \bar{f})^2 - c_d \rho \frac{\varepsilon}{\lambda} \overline{f'^2}, \quad (4)$$

где $c_g = 2,86$, $c_d = 2$, λ – ламинарная теплопроводность смеси.

Так же производится интегрирование по функции плотности вероятности:

$$\bar{\theta}_i = \int_0^1 P(f) \theta_i(f) df \quad (5)$$

Средние значения $\bar{\theta}_i$ для определенной химической модели и функции плотности вероятности можно занести в справочную таблицу и при необходимости обращаться к ней в процессе расчета [3].

Для замыкания системы необходимо использовать модель турбулентности. В данной работе сравниваются результаты, полученные при различных моделях турбулентности:

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

Первый этап работы заключается в решении задачи смешения и горения керосина в воздухе в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД). Геометрия с характерными размерами представлена на рис. 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.

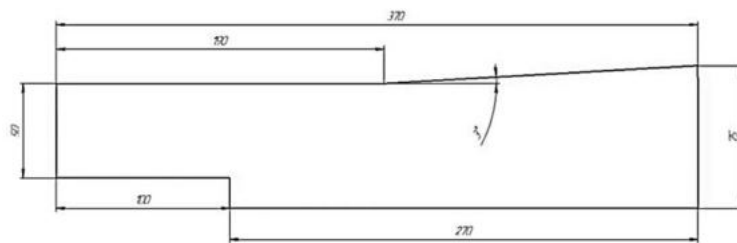


Рис. 1. Геометрия камеры сгорания ПВРД

На рис. 2 приведены картины распределения температуры по длине камеры сгорания с применением разных моделей турбулентности. Данная задача решалась с учетом следующих моделей турбулентности: $k - \omega$ SST, $k - \epsilon$ Standart, $k - \epsilon$ Realizable, $k - \epsilon$ RNG.

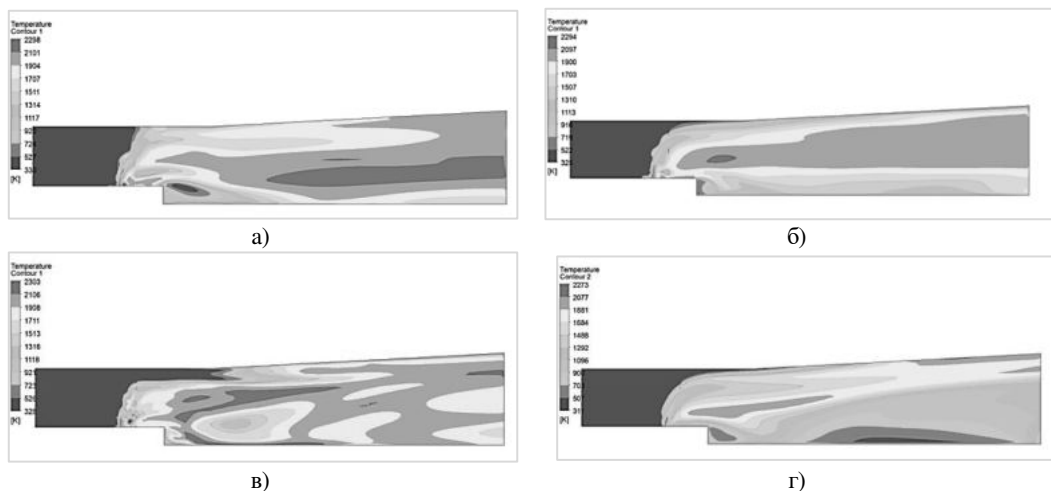


Рис. 2. Картины распределения температуры по камере сгорания ПВРД с применением разных моделей: а) $k - \epsilon$ Standart; б) $k - \omega$ SST; в) $k - \epsilon$ RNG; г) $k - \epsilon$ Realizable

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 $k - \epsilon$ RNG, заметно, что горение происходит неравномерно. Так же можно увидеть, что при применении модели $k - \epsilon$ Realizable интенсивность горения и температура на выходе меньше, чем при применении других моделей. С использованием модели $k - \omega$ SST происходит равномерное горение. На всех рисунках можно заметить влияние стенки на поток.

Следующим этапом работы является решение задачи смешения и горения керосина в воздухе в камере сгорания двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД). Геометрия с характерными размерами представлена на рис. 3. Поток воздуха при температуре 300 К с массовым расходом 1,5 кг/с поступает в камеру сгорания ТРДД через входное сечение, где смешивается с керосином, который впрыскивается в камеру через форсунку при температуре 300 К с массовым расходом 1,5 кг/с (диаметр капель равен 10^{-6} м). Далее происходит смешение горючего с окислителем и последующее горение этой смеси.

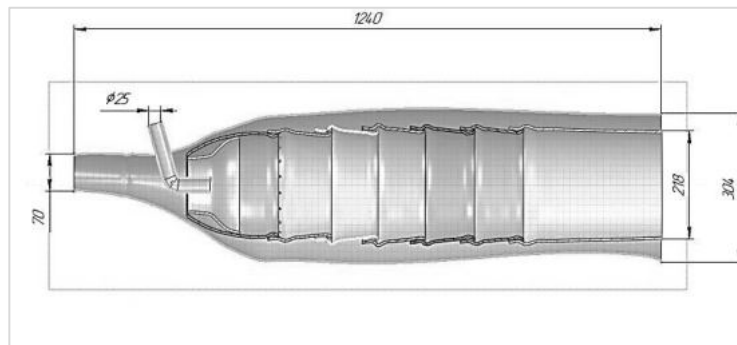


Рис. 3. Геометрия камеры сгорания ТРДД

На рис. 4 показаны картины распределения температуры по длине камеры сгорания с применением разных моделей турбулентности. Данная задача решалась с учетом следующих моделей турбулентности: $k - \omega$ SST, $k - \omega$ Standart, $k - \epsilon$ Standart.

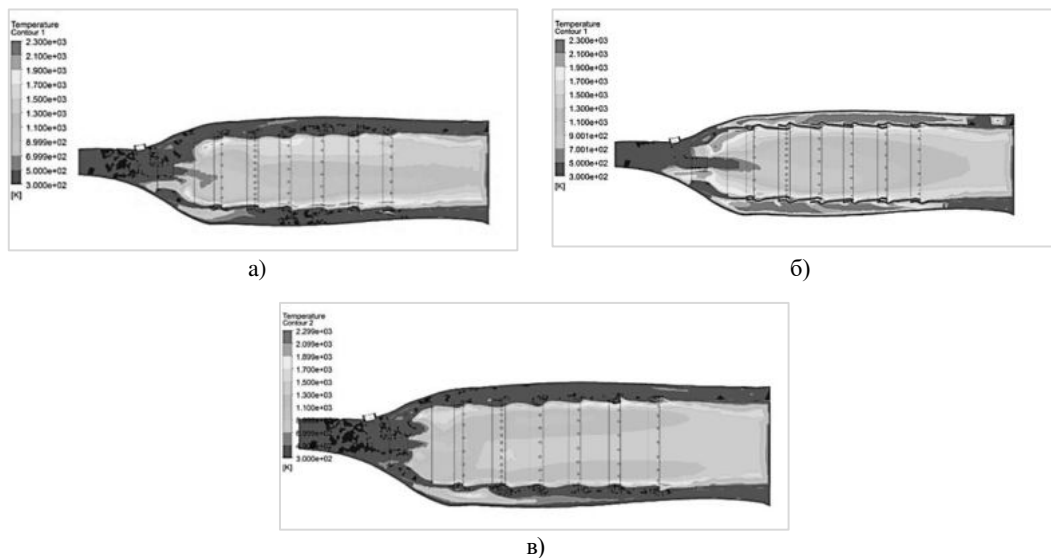


Рис. 4. Картины распределения температуры по камере сгорания ТРДД с применением разных моделей: а) $k - \omega$ Standart; б) $k - \epsilon$ Standart; в) $k - \omega$ SST.

По полученным картинам можно заметить, что модель турбулентности $k - \omega$ SST обеспечивает наиболее равномерное распределение компонентов топлива, окислителя и продуктов сгорания.

Исследование, проведенное в данной работе, показывает возможности численного моделирования химических процессов на примере задач с разными граничными условиями и геометрией. Проанализировав результаты расчетов этих двух задач, можно сделать вывод, что наиболее оптимальной для решения данного круга задач является модель $k - \omega$ SST, так как она объединяет преимущества $k - \epsilon$ и $k - \omega$ моделей турбулентности и дает хороший результат.

Библиографический список

1. Ушева Н. В., Мойзес О. Е., Митянина О. Е., Кузьменко Е. А. Математическое моделирование химико-технологических процессов: учебное пособие. Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2014. 135 с.
2. Гарбарук А. В., Стрелец М. Х., Шур М. Л. Моделирование турбулентности в расчетах сложных течений. СПб: Изд-во Политехнического университета, 2012. 88 с.
3. ANSYS Help. Fluent. Theory Guide. Chapter 8: Non-Premixed Combustion.

УДК 621.3.019.3

ВЛИЯНИЕ РАДИАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ НА НАДЕЖНОСТЬ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С РЕЗЕРВИРОВАНИЕМ

М. А. Артюхова

АО «НПП «Радар ммс»

Для снижения зависимости РФ от использования зарубежной космической информации необходимо развитие орбитальной группировки дистанционного зондирования Земли (ДДЗ). Спутники ДДЗ являются эффективным средством получения информации об объектах и районах земной поверхности независимо от погоды и времени суток. Космическая радиолокация, в отличие от других средств наблюдений, дает возможность построения карт рельефа местности и выявления специфических характеристик объектов наблюдения. Космический сегмент системы аэрокосмического мониторинга включает орбитальную группировку, состоящую из космических аппаратов (КА), расположенных на разных орбитах (низких и геостационарных), функционально использует орбитальную группировку космических аппаратов связи и ретрансляции, а также информацию глобальных навигационных систем. Состав группировки КА определяется содержанием конкретных задач, решаемых системой [1].

Для удовлетворения потребностей гражданского и военного применения в развитии глобальных систем аэрокосмического мониторинга требуется увеличение состава орбитальных группировок ДДЗ для уменьшения времени обновления информации. Кроме средств ДДЗ в системы аэрокосмического мониторинга входят системы навигации, спутники-ретрансляторы на геостационарных орбитах, системы телекоммуникаций.

Для повышения экономической эффективности орбитальной группировки необходимо увеличение сроков эксплуатации космических аппаратов до 10-15 лет. За такой период уровни накопленной дозы на некоторых орбитах окажут существенное влияние на характеристики надежности систем.

Оценка надежности радиоэлектронных устройств (РЭУ) КА может быть осуществлено несколькими способами: расчет, вероятностное моделирование, вероятностно-физическое моделирование на специальных установках [2]. На ранних этапах проектирования чаще всего используется метод анализа по вероятностным моделям [3].

Бортовые РЭУ КА являются невосстанавливаемыми. Следовательно, для обеспечения высоких показателей надежности широко применяются различные методы резервирования – обеспечение надежности за счет введения избыточности. Применяют структурное, функциональное, временное, информационное, алгоритмическое. Резервированная система позволяет обеспечить непрерывную работу в течение времени, превосходящего среднюю наработку до отказа нерезервированной аппаратуры.

От схемы резервирования, кратности и режима функционирования резервных групп будут зависеть значения показателей надежности. Для наглядности эффективности резервирования проще всего использовать такой показатель надежности как вероятность безотказной работы (ВБР) – вероятность того, что в пределах заданной наработки или на заданном интервале времени отказ системы не наступит.

Для примера на рис. 1 приведены качественные зависимости ВБР системы: для нерезервированной системы $r(t)$, дублированной в нагруженном режиме $r1(t)$ и дублированной в ненагруженном режиме $r2(t)$.

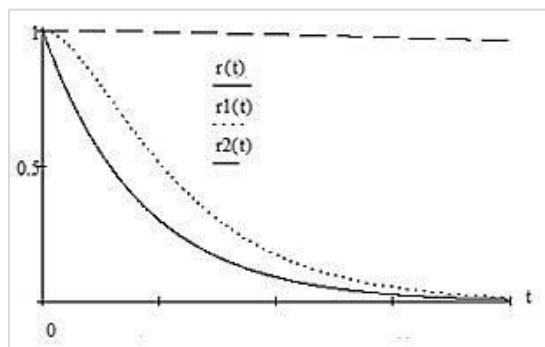


Рис. 1. ВБР системы: $r(t)$ – нерезервированная система; $r1(t)$ – дублированная в нагруженном режиме; $r2(t)$ – дублированная в ненагруженном режиме

Из рис. 1 отчетливо видно, что максимального значения ВБР удастся добиться при принципе резервирования «горячий–холодный», при условии «абсолютно» надежного переключающего элемента.

В процессе эксплуатации РЭУ КА подвергаются, в том числе, воздействию ионизирующих излучений космического пространства (ИИ КП), которые приводят к дозовым и одиночным радиационным эффектам. Если одиночные эффекты носят вероятностный характер и оцениваются в терминах частоты и вероятности возникновения за некоторый промежуток времени, то оценку эффектов, возникающих при накоплении дозы принято проводить детерминировано по коэффициенту запаса [4]. Требуемое значение коэффициента запаса задается в техническом задании и представляет собой отношение показателя стойкости наименее стойкого компонента к уровню воздействия на него накопленной дозы за требуемый срок эксплуатации. Бортовые РЭУ считаются стойкими к воздействию накопленной дозы при значении коэффициента запаса ≥ 3 [4]. Однако, в ряде случаев данное требование не выполняется, и значение коэффициента запаса ≈ 1 .

Связь стойкости и надежности объекта очевидна [5-9], и это дает возможность использовать для решения задач анализа стойкости развитый математический аппарат теории надежности. Например, накопленная доза ионизирующих излучений может существенно сократить минимальную наработку до отказа.

Проанализируем, как влияют ИИ на показатели надежности системы. В качестве модели плотности распределения отказов компонентов под действием накопленной дозы используем α -распределение [8]. Для описания наработки до отказа выбрано α -распределение именно из-за своих свойств – его параметры α и β характеризуют процесс приближения к рассматриваемому состоянию – состоянию достижения рассматриваемым параметром границы поля допуска. Это очень удобно использовать, так как интерес представляет именно время прихода в определенное состояние.

Допустим, имеется некая техническая система, состоящая из двух электрически независимых подкомплектов, резервированных по принципу «горячий-холодный». Качественный график ВБР такой системы представлен на рис. 1. Оценку влияния ИИ на показатели надежности

проведем в предположении, что процесс деградации элементов системы не зависит от режима эксплуатации, а зависит только от параметров стойкости элементов и интенсивности облучения.

ВБР дублированной ненагруженной системы при экспоненциальном распределении определяется выражением:

$$R_{c2}(t) = \left(R_{\lambda_1}(t) + \int_0^t R_{\lambda_2}(t-\tau) \cdot f_{\lambda_1}(\tau) d\tau \right) \times R_D(t) = \left(e^{-\lambda_1 t} + \frac{\lambda_1}{\lambda_2 - \lambda_1} (e^{-\lambda_1 t} - e^{-\lambda_2 t}) \right) \times R_D(t)$$

где λ_1 – интенсивность отказов (ИО) в режиме работы, отказ/ч; λ_2 – ИО в режиме хранения, отказ/ч; $R_D(t)$ – ВБР при воздействии ИИ.

ВБР при воздействии ИИ рассчитывается по формуле:

$$R_D(t) = 1 - \int_0^t \frac{\beta}{t^2 \cdot \sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot e^{-\frac{1}{2} \left(\frac{\beta}{t} - \alpha \right)^2} dt,$$

где α – относительная скорость изменения определяющего параметра, β – относительный запас долговечности (стойкости).

На рис. 2 приведены качественные графики ВБР с учетом влияния накопленной дозы.

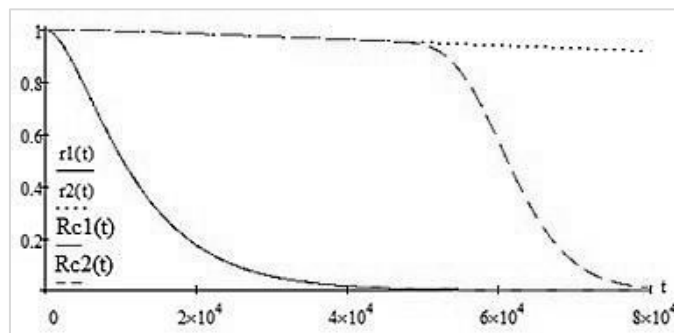


Рис. 2. ВБР с учетом влияния накопленной дозы: $r_1(t)$ – нагруженная дублированная система; $R_{c1}(t)$ – нагруженная дублированная система с учетом накопленной дозы; $r_2(t)$ – ненагруженная дублированная система; $R_{c2}(t)$ – ненагруженная дублированная система с учетом накопленной дозы

Очевидно, «холодное» дублирование системы дает ощутимый выигрыш в показателях надежности и в этом случае безотказность системы определяется показателями радиационной стойкости. Эффективность резервирования тем выше, чем надежней основная группа.

Итак, имеется система, чьи показатели надежности резко ограничиваются влиянием накопленной дозы. Основных путей решения этой проблемы два: замена «критичных» (наименее стойких) компонентов на более радиационно-стойкие или дополнительная защита.

Применение дополнительной защиты для снижения уровня накопленной дозы весьма дорогое удовольствие, особенно в условиях жестких ограничений по массе аппаратуры. Так, например, для маленького прибора с габаритами 200×100×40 мм, установка дополнительного экрана из АМг6 (удельная плотность 2,64 г/см³) толщиной в 1 мм увеличит массу на 148 грамм. Если таких приборов в аппаратуре одного полукомплекта 6 штук, то это почти 1 кг дополнительной массы каждого полукомплекта. Вывод одного килограмма на орбиту по разным оценкам обходится от \$3000 до \$14000 (в зависимости от высоты орбиты и разгонного блока).

Однако, что бы повысить значение ВБР такой системы, вовсе необязательно увеличивать величину массовой защиты обоих полукомплектов – основного и резервного. В ряде случаев можно уменьшить дозовую нагрузку только на резервный полукомплект, при возможности повысив его коэффициент запаса до требуемого значения. Это может быть сделано как за счет дополнительного экранирования, так и за счет «перераспределения» устройств под «защиту» другого оборудования. На рис. 3 показаны качественные зависимости ВБР от времени для такого случая.

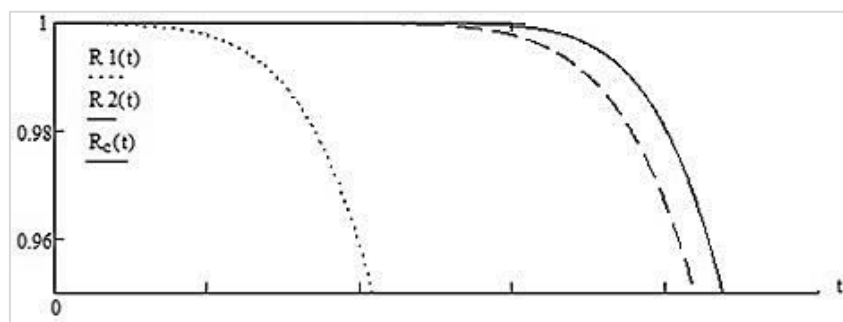


Рис. 3. ВБР: $R_1(t)$ – основной комплект, $R_2(t)$ – резервный комплект, $R_c(t)$ – системы

«Переразмещение» возможно как на уровне конструктивно законченных блоков, так и на уровне компонентов на печатной плате.

Предложенная математическая модель учета влияния накопленной дозы на показатели надежности РЭУ КА позволяет учесть не только скорость внутренних процессов разрушения, но и фактор радиационной нагрузки.

Возможность количественно оценить влияние ИИ на показатели надежности на ранних этапах проектирования при проведении инженерного анализа дает представление о влиянии принимаемых решений на будущую надежность РЭУ.

Библиографический список

1. Верба В. С., Неронский Л. Б., Осипов И. Г., Турук В. Э. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования / Под ред. В. С. Вербы. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.
2. Дружинин Г. В. Надежность автоматизированных производственных систем. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Энергоатомиздат, 1986. 480 с.
3. Грибов В. М., Кофанов Ю. Н., Стрельников В. . Оценивание и прогнозирование надежности бортового аэрокосмического оборудования / под отв. ред. проф. НИУ ВШЭ Ю. Н. Кофанова. М.: НИУ ВШЭ, МИЭМ, 2013. 496 с.
4. ОСТ 134-1034-2012 Аппаратура, устройства, приборы и оборудование космических аппаратов. Методы испытаний и оценки стойкости бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов к воздействию электронного и протонного излучений космического пространства по дозовым эффектам.
5. Гобчанский О. П., Попов В. Д. Повышение радиационной стойкости промышленных средств автоматики в составе бортовой аппаратуры / Современные технологии автоматизации. 2001. № 4. С. 36 – 40.
6. Мырова Л. О., Чепиженко А. З. Обеспечение стойкости аппаратуры связи к ионизирующим и электромагнитным излучениям. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Радио и связь, 1988. 296 с.
7. Руководящий документ РД 11 1003-2000. Изделия полупроводниковой электроники. Метод прогнозирования вероятности безотказной работы в условиях низкоинтенсивного ионизирующего облучения. СПб: РНИИ Электронстандарт, 2000. 27 с.
8. Артюхова М. А., Жаднов В. В. Прогнозирование показателей надежности бортовой аппаратуры космических аппаратов при воздействии ионизирующих излучений низкой интенсивности // Надежность. 2015. № 1. С. 13 – 18.
9. Qunyong Wang, Dongmei Chen, Hua Bai. A method of space radiation environment reliability prediction / IEEE Annual Reliability and Maintainability Symposium (RAMS). 25-28 Jan. 2016.

УДК 621.317.7.087.6

УДАРСТОЙКИЙ РЕГИСТРАТОР АНАЛОГОВЫХ И ЦИФРОВЫХ СИГНАЛОВ

**С. В. Батарев, М. С. Калинин, П. Н. Калмыков, В. А. Никитин,
А. П. Осокин, Т. С. Саламатова**

ФГУП «РФЯЦ – ВНИИЭФ», г. Саров

Разработка изделий, функционирующих в условиях воздействия на них интенсивных ударных нагрузок, требует проведения испытаний изделий на стойкость к таким нагрузкам и, соответственно, объективного подтверждения (измерений) реализующихся физических параметров (ускорение, давление, перемещение и т.п.), а также регистрации контрольных сигналов исполнительных устройств и систем, которыми оснащено изделие, для подтверждения алгоритмов их работы в частности и изделия в целом.

В практике испытаний используются различные методы измерений физических параметров, которые условно можно разделить на две группы: прямые и косвенные. Косвенные методы основаны на математическом вычислении требуемого параметра по результатам измерений первичных параметров, например, вычисление ускорения по результатам измерения скорости или перемещения. Достоинства косвенных методов – простота реализации, возможность дистанционных измерений. В прямых методах в качестве первичного измерительного преобразователя используется датчик, выходной сигнал которого пропорционален требуемому физическому параметру и регистрируется измерительной аппаратурой. Достоинства прямых методов – высокая точность, широкая полоса частот для регистрации быстропротекающих процессов, возможность организации «точечных» измерений в различных элементах конструкции объекта испытаний (ОИ).

Типовой ударный эксперимент в общем случае включает в себя три фазы: разгон ОИ, свободное движение ОИ (полет) и взаимодействие с преградой (торможение ОИ). В зависимости от целей и задач испытаний организация измерений может требоваться только в одной фазе эксперимента, что решается как косвенными, так и прямыми методами. Для этого в прямых методах измерений информацию с установленных в ОИ датчиков можно передать на стационарную регистрирующую аппаратуру по проводной линии связи или радиоканалу. Однако наибольший интерес представляют непрерывные измерения в единой шкале времени во всех фазах эксперимента, когда организовать надежную проводную линию связи или уверенный прием радиосигнала практически невозможно. Постановка таких измерений зачастую возможна только прямыми методами с одновременной регистрацией информации в процессе эксперимента во внутреннюю память устройства, размещенного непосредственно в ОИ. Аппаратура для выполнения таких измерений должна обладать достаточной стойкостью к ударным воздействиям.

Для выполнения измерений во всех фазах эксперимента авторами создан, отработан и внедрен в практику проведения испытаний ударостойкий регистратор аналоговых и цифровых сигналов – АУРЗ, устанавливаемый в ОИ и включающий в себя согласующую и преобразующую аппаратуру, запоминающее устройство, интерфейсный модуль и источник питания. АУРЗ предназначен для измерений напряжений аналоговых сигналов по 4 каналам и времен формирования цифровых (дискретных) сигналов по 8 каналам с одновременной регистрацией результатов измерений в энергонезависимую память. Согласующее устройство регистратора позволяет подключать к аналоговым каналам датчики с выходом по напряжению, датчики пьезоэлектрического типа с выходом по заряду (при этом имеется возможность установки «масштабирующих» емкостей для нормирования выходных характеристик датчиков), датчики мостового типа, питание которых обеспечивается регистратором от встроенного источника опорного напряжения. Цифровые каналы регистратора могут быть настроены на подключе-

ние датчиков с импульсным выходом (при этом измеряется время формирования положительного фронта импульса), а также нормальнозамкнутых или нормальноразомкнутых датчиков типа «сухой контакт» (при этом измеряется момент времени размыкания или замыкания соответственно) [1]. В состав регистратора входит встроенный источник питания, который обеспечивает его работу при отключении внешнего источника. После опыта зарегистрированная информация из энергонезависимой памяти регистратора перезаписывается на ПЭВМ по интерфейсу USB, сам регистратор может использоваться повторно. Технические и метрологические характеристики приведены в таблице 1.

Таблица 1
Технические и метрологические характеристики АУРЗ

Количество входных каналов:	
- аналоговых	4
- цифровых (хронографических)	8
Максимальная частота дискретизации входных каналов, МГц	
- аналоговых	1
- цифровых (хронографических)	25
Пределы допускаемой приведенной погрешности измерений напряжения, не более, %	±1
Диапазон измеряемых напряжений по аналоговым каналам, В	±0,5
Диапазон измеряемых временных интервалов по цифровым каналам, мс	от 2 до $120 \cdot 10^3$
Полоса частот регистрируемых аналоговых сигналов, кГц	от 0 до 50
Напряжение питания, В	24
Время работы от внутреннего источника питания, не менее, мс	200
Масса, кг	0,9
Габаритные размеры, мм	100×105×70
Стойкость к механическому удару одиночного действия длительностью до 7 мс с пиковым ускорением, m/c^2	70000

Очевидно, что основными дестабилизирующими работу любого электронного прибора факторами при ударном нагружении являются деформация и линейное смещение конструктивных (в том числе и электронных) элементов, приводящие к нарушению электрических связей и, как следствие, к отказу. С целью минимизации проявления указанных выше дестабилизирующих факторов, при проектировании АУРЗ использованы следующие принципы его конструктивного построения:

- минимизация массогабаритных параметров комплектующих и АУРЗ в целом;
- повышение прочности конструктивных элементов и АУРЗ в целом;

• применение электро- и радио-изделий, сертифицированных производителем на стойкость к высоким ударным нагрузкам, или имеющих конструкцию, потенциально более стойкую к воздействию ударных нагрузок, с обязательным экспериментальным подтверждением заявленного уровня их стойкости в процессе разработки [2].

Экспериментальная отработка АУРЗ на ударных стендах подтвердила его заявленные технические и метрологические характеристики. Регистратор АУРЗ внесен в Государственный реестр средств измерений РФ [3]. Аттестована методика измерений ударных ускорений и времен срабатывания дискретных датчиков с помощью АУРЗ. К настоящему времени с его использованием проведено более 30 экспериментов, результаты измерений, полученные АУРЗ, представлены на рис. 1.

В некоторых случаях АУРЗ является единственно возможным средством получения объективной информации о физических процессах и состоянии ОИ, а также подтверждения рабо-

тоспособности исполнительных устройств и систем ОИ на этапе разгона и (или) взаимодействия с преградой (уловителем).

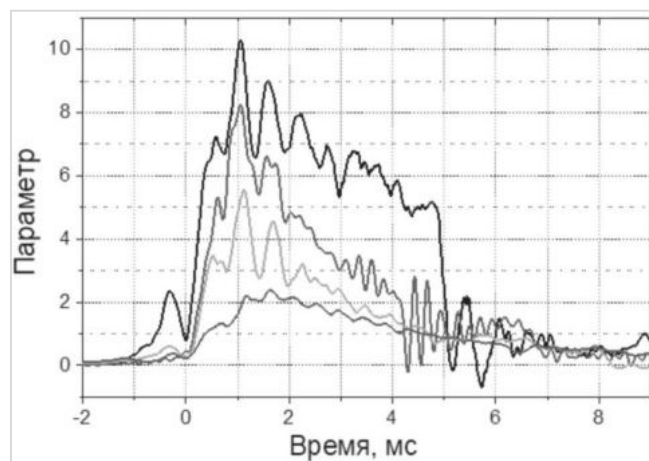


Рис. 1. Результаты измерений, полученные АУРЗ

Библиографический список

1. Баскаков С. И. Радиотехнические цепи и сигналы: Учебник для вузов по спец. «Радиотехника». 5-е изд., стер. М.: «Высшая школа», 2005. 462 с.
2. Машу Жан-Франсуа. Путеводитель по электронным компонентам: Пер. с фр. / Жан-Франсуа Машу – М.: «Додека – XXI», 2001. 176 с.
3. Приказ от 02.07.2014 № 1044 по Ростехрегулированию об утверждении типа средства измерений специального назначения. Свидетельство об утверждении типа средств измерений № 56054.

УДК 629.783

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОННО-ИОННЫХ ПРОЦЕССОВ ДЛЯ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

И. К. Бородин, К. С. Кулаков, В. С. Помазов, А. И. Михайлин

ЗАО «НПО СМ»

Цель данной работы анализ возможностей компьютерного моделирования для исследования ионно-электронных процессов разрабатываемых электроракетных двигателях нового поколения. Задача работы состояла в определении возможностей применения и адаптации пакета компьютерных программ CST Studio. Применение этого метода позволило осуществлять построение траекторий ионов и электронов с учетом объемного заряда и собственного магнитного поля. По распределению потенциала и траекториям частиц можно оценивать разнообразные процессы в заданных моделях ионного двигателя [1].

В последние годы в физической электронике быстро развивается новое научное направление «Интенсивные потоки ускоренных ионов, имеющих большую атомную или молекулярную массу». Это обусловлено, в частности, нарастающими их применениями в области кос-

мических технологий, прежде всего для ионных электроракетных двигателей. В основном, движение летательных аппаратов в космическом вакууме обеспечивают два типа ионных двигателей: сеточные и так называемые Холловские [2].

Рабочее тело с большой скоростью истекает из двигателя, и, в соответствии с третьим законом Ньютона, образуется реактивная сила, толкающая космический аппарат в противоположном направлении. Для разгона рабочего тела может использоваться как расширение газа в результате химической реакции окисления, так и другие физические принципы, например, ускорение заряженных частиц в электростатическом поле.

Исторически первые химические двигатели обладают тягой, необходимой для преодоления силы притяжения и вывода спутника на орбиту [3]. Достижимая скорость выброса факела определяется энергией химических связей. К минусам относят неконтролируемость хода реакции и большой расход топлива.

Электрические ракетные двигатели не нуждаются в больших количествах топлива так как обладают значительным удельным импульсом. Основная область применения ионных двигателей – корректировка орбиты искусственных спутников связи [4].

Двигаясь по эллиптической орбите, спутник подвергается силе трения из-за различной плотности атмосферы. Это является основной причиной выхода спутника из строя. Для увеличения срока службы необходимо корректировать в течение времени положение спутника. Для данной прецизионной и продолжительной работы оптимально подходят небольшие ионные двигатели, работающие в импульсном режиме.

Работа ионного двигателя состоит из нескольких этапов: ионизация рабочего тела, ускорение и фокусировка, нейтрализация. По конструкции электрореактивные двигатели разделяют на ионные, Холловские и плазменные. В зависимости от типа для ускорения и фокусировки применяются осевые, радиальные или азимутальные магнитные и электрические поля. Рабочее тело – ксенон и способ ионизации – электронный удар являются общими для большинства видов двигателей.

Основной характеристикой электрореактивного двигателя является тяга F . Сила тяги возникает в результате взаимодействия электрического поля и заряда ионов. В зависимости от типа двигателя может меняться от десятков миллиньютонов до нескольких ньютон.

$$\vec{F} = q * \vec{E} = \frac{d(mv)}{dt} = \dot{m} * \langle v \rangle \quad [H] \quad (1)$$

где $-q$ – заряд иона, \vec{E} – осевое электрическое поле, \dot{m} – расход топлива, $\langle v \rangle$ – средняя скорость вытекания.

Удельный импульс тяги I – отношение тяги к расходу рабочего тела, численно равен средней скорости иона. Значительно превышает показания химического двигателя и ограничен лишь скоростью света.

$$I = \frac{\vec{F}}{\dot{m}} \quad [M/c] \quad (2)$$

КПД – η – отношение мощности ионного потока к электрической мощности, которая складывается из мощности, затраченной на ионизацию и ускорение рабочего тела.

$$\eta = \frac{0,5 * \dot{m} * \langle v \rangle^2}{i * U + N_{ion}} \quad (3)$$

где i – поток ионов, $-U$ – потенциал ускоряющего электрода, N_{ion} – мощность, затрачиваемая на ионизацию, зависит от рабочего тела и способа ионизации.

Заключительным этапом работы ионного двигателя является нейтрализация отработавших ионов. Данный процесс обеспечивают катоды нейтрализаторы, обеспечивающие нейтральность космического аппарата и предотвращающие возврат ионов на ускоряющую сетку и ее бомбардировку.

Таким образом, катод нейтрализатор увеличивает срок службы двигателя и предотвращает снижение тяги со стороны объемного заряда, покинувшего область ускорения.

Первым этапом конструирования двигателя с заданными характеристиками является компьютерное моделирование [5]. Численный расчет способен быстро дать представление о

поведение двигателя при различных режимах работы и позволяет выявить заранее негодную конструкцию. Одним из предполагаемых пакетов компьютерного моделирования, способных описать поведение ионного двигателя является CST studio. Многочисленные верификации показали высокую точность и быстроту расчета.

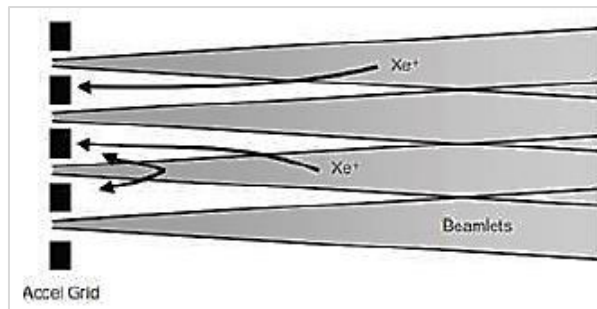


Рис.1. Бомбардировка ускоряющей сетки возвращающимися ионами

Одним из главных достоинств пакета является возможность учета собственного электрического и магнитного поля движущихся пучков.

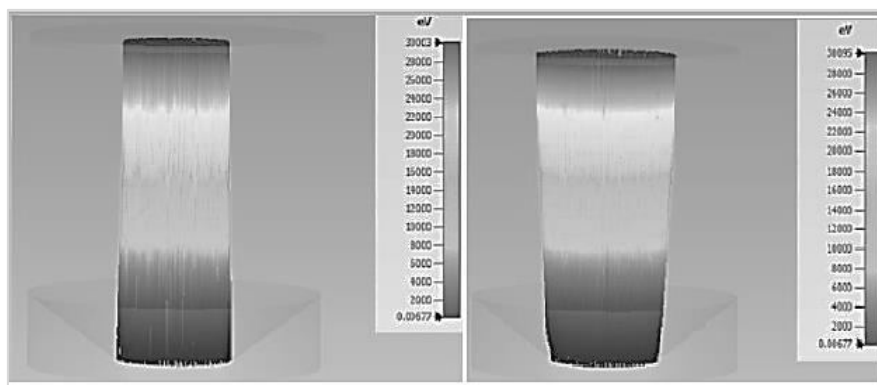


Рис.2. Фокусировка потока ионов 0,1 А (левый рисунок) и 0,5А (правый рисунок)

Пакет позволяет задавать любую геометрию с помощью готовых примитивов или загружая из CAD пакетов.

С помощью вкладки postprocessing возможна оценка распределения, электрического и магнитного полей, а также плотности заряда. Таким образом, можно оценить основные характеристики ионного двигателя. На рисунке ниже приведен расчет удельного импульса тяги в зависимости от рабочего тела, согласующийся с теоретической оценкой.

$$I = \sqrt{\frac{2qU}{m}} \text{ [м/с]} \quad (4)$$

Оригинальная конструкция катода компенсатора позволяет совмещать пучки ионов и электронов, добиваясь максимальной нейтрализации. Также пакет предоставляет возможность оценки распределения поля без и с учетом пространственного заряда, а также строить их линейные комбинации. Таким образом, появилась возможность оценить коэффициент нейтрализации.

Также пакет позволяет строить так называемые карты Пуанкаре – зависимость мгновенного сечения пучка от координаты. Есть возможность вывести точную формулу для опреде-

ления тяги путем умножения всех функций и интегрирования по координате вдоль вертикальной оси Z от начала инъекции ионов из камеры ионизации до торможения и нейтрализации:

$$\vec{F} = q\vec{E} = \int_0^d E(z)dq(z) = \int_0^d E(z) * \rho(z) * S(z)dz \quad (5)$$

где E(z) – распределение поля вдоль оси, $\rho(z)$ – распределение плотности заряда S(z) – распределение площадей сечения расходящегося пучка.

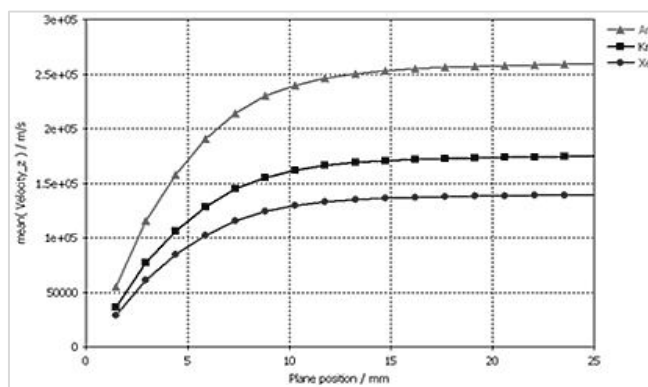


Рис.3. Удельный импульс двигателя с током инъекции 0.1А и ускоряющем потенциалом 10кВ для трех рабочих тел

На данный момент актуальной задачей является объединить модели ионизации, ускорения, фокусировки и нейтрализации, а также верификация расчетов в других пакетах.

Библиографический список

1. Dan M. Goebel, Ira Katz «Fundamentals of Electric Propulsion Ion and Hall Thrusters» Jet Propulsion Laboratory California institute of Technology, 2008.
2. Морозов А. И. Плазменные ускорители и ионные инжекторы. М.: Наука, 1984. 269 с.
3. R. J. Pierce, Theory an design of electron beams, Van Nostrand, Princeton, 1954.
4. Островский В. Г., Сухов Ю. И. Разработка, создание и эксплуатация ЭРД и ЭРДУ в ОКБ-1 – ЦКБЭМ – НПО «Энергия» – РКК «Энергия» (1958–2010). Королев // Сб. «Ракетно-космическая техника». Труды. Сер. XII. Вып. 3–4. Королев: РКК «Энергия», 2011.
5. Амосов А. А., Дубинский Ю. А., Копченова Н. В. Вычислительные методы для инженеров: учебное пособие. М.: Высшая школа, 1994. 544 с.

УДК 629.78 : 629.764.3

О ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ СОЗДАНИЯ ЧАСТИЧНО-МНОГОРАЗОВЫХ РАКЕТНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ СИСТЕМ

И. В. Вагнер¹, А. А. Дмитриева², М. Н. Охочинский², Г. В. Цаканян³

¹ Центр подготовки космонавтов им. Ю. А Гагарина, Звездный городок

² Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

Предварительные соображения. Дальнейшее развитие исследования космического пространства и коммерчески выгодное использование получаемых результатов полностью зависят от наличия средств выведения, удовлетворительных с точки зрения экономики. Изначаль-

но, с самых первых лет космической эры, высокая стоимость доставки полезной нагрузки на орбиту вызывала как поиск новых технологий выведения, так и создание различных концепций развития космических транспортных систем. Достаточно высокое конструктивное совершенство одноразовых ракет-носителей (РН), достигнутое в результате длительной «космической гонки» ведущих космических держав, в конце концов привело к тому, что возможности снижения затрат на выведение путем совершенствования традиционных конструкций были практически полностью исчерпаны.

Перспективной считалась возможность уменьшения транспортных расходов за счет повторного использования элементов конструкции РН, стоимость которых всегда является едва ли не определяющей в полной стоимости пуска. К середине 1960-х гг. оформились первые идеи таких средств выведения: «...многократное использование космических аппаратов станет обычным в пилотируемых системах космического транспорта. ...С уверенностью можно сказать, что стоимость перевозки космического груза составит не более 20 долларов за 1 кг, то есть мы будем иметь экономически выгодные системы перевозок в космическом пространстве...» [1, с. 18].

Под ракетой-носителем частично-многоразового использования будем понимать средство выведения, служащее для доставки полезной нагрузки на околоземную орбиту, в состав которого входят конструктивные элементы, предназначенные для неоднократного (как минимум – двукратного) использования [2]. При этом необходимо выполнение следующих условий – упомянутые системы, элементы, конструкции и агрегаты должны быть:

- конструктивно приспособлены для повторного использования;
- возвращены на Землю в состоянии, допускающем повторное использование.

Эти требования несут за собой увеличение массы конструкции и неизбежное снижение относительной массы выводимой полезной нагрузки – величины, характеризующей всю ракетную систему как средство доставки. Так, при массе полезной нагрузки в 4 – 5 т стартовая масса типичной РН в рассматриваемый период (1960-е гг.) составляла около 250 – 280 тонн, т. е. относительная масса полезной нагрузки составляла в данном случае не более 2% [3].

В 1960-е гг. работы в области создания многоразовых средств выведения шли в двух направлениях, по большей части оставаясь лишь теоретическими изысканиями [3]:

- оценка возможности оснащения ступеней ракет несущими аэродинамическими поверхностями и воздушно-реактивными двигателями для их возвращения на Землю и посадки по «самолетной схеме»;
- исследования в области запуска средств выведения относительно малой грузоподъемности с борта тяжелых транспортных самолетов-носителей.

К началу 1970-х гг. благодаря увеличению удельного импульса и совершенствованию конструкции жидкостных двигательных установок удалось поднять относительную массу полезного груза, выводимого одноразовыми РН, до 4%. Это стало *первой предпосылкой* для включения в структуру РН отдельных спасаемых элементов.

Вторая предпосылка к созданию многоразовых средств выведения проявилась немного позже, когда в результате накопления опыта проектирования космических систем стало возможным создавать элементы РН с повышенным ресурсом (включая и наиболее дорогие элементы). Как результат, был создан, испытан и введен в достаточно длительную эксплуатацию первый многоразовый транспортный космический корабль (МТКК).

Рассмотрим особенности конструкции и эксплуатации американского МТКК «Space Shuttle» и ракеты-носителя с частично-многоразовыми элементами «Falcon-9», созданного корпорацией SpaceX как представителей первого и второго поколения космических транспортных систем с повторным использованием отдельных систем и элементов конструкции.

Многоразовая транспортная космическая система «Space Shuttle». Приведем последовательность операций, выполнявшихся при выполнении каждого полета на МТКК «Space Shuttle» (таблица 1 и рис. 1).

Таблица 1 составлена с учетом описаний последовательности операций при полете МТКК, приведенных в литературе, а также с учетом графических изображений траекторий полета [4 – 9]. Столбец характеристик содержит данные, полученные обработкой различных источников. В случае если данные в разных источниках не совпадали, выбирались характеристики, встречающиеся наиболее часто в источниках, не ссылающихся друг на друга. Данные усреднялись, если они различались в пределах 5 – 7%.

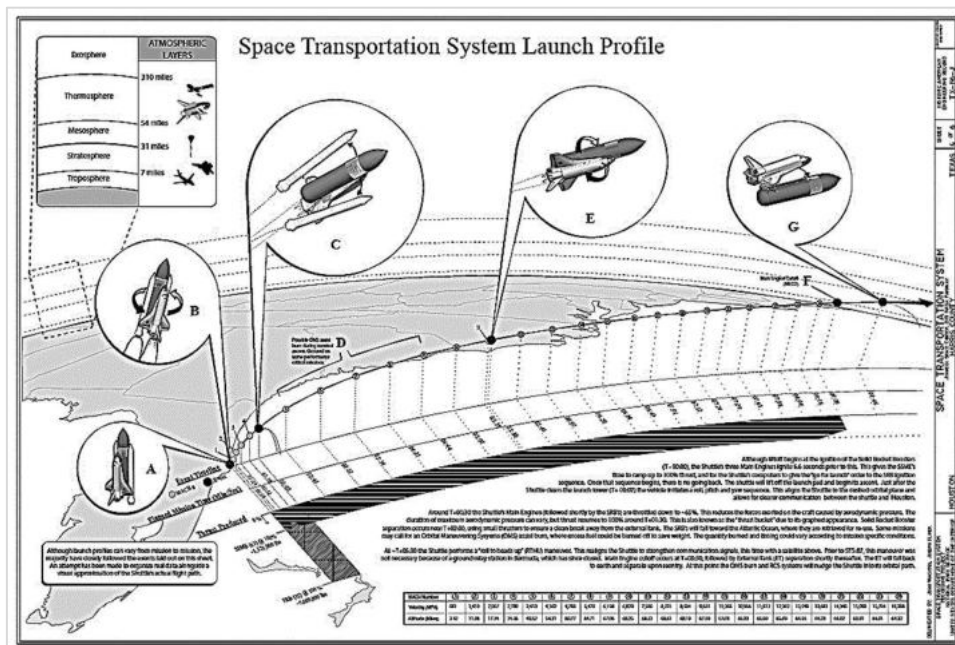
Таблица 1

Последовательность операций при выполнении полета МТКК «Space Shuttle»

№ п/п	Наименование операции (с пояснениями)	Характеристики: время, скорость и/или высота (указаны единиц измерения)
1	2	3
1	Сборка, установка, заправка топливом, предстартовые операции на пусковой площадке. Производится в Космическом центре им. Кеннеди, мыс Канаверал, Флорида	
2	Включение трех основных ЖРД орбитальной ступени, после набора ими полной тяги – включение двух разгонных РДТТ. Освобождение узлов креплений, отрыв МТКК от стартового устройства	T – время старта
3	Начальный маневр по тангажу	
4	Отделение твердотопливных ракетных ускорителей от внешнего бака / орбитального аппарата	Высота – 45 500 м; Время – T+2 мин 12 сек; Скорость – 4827 км/ч
5	Развертывание парашютно-тормозной установки ускорителей и главных парашютов	
6	Посадка на море	Вертикальная составляющая скорости посадки – 23 м/с (82,8 км/ч)
7	Извлечение из моря опустившихся на воду ускорителей, транспортировка их в ремонтный цех	
8	Восстановление и ремонт ускорителей и парашютной системы (операции, не связанные с полетом орбитальной ступени, могут выполняться параллельно с ее полетом)	8.1 Высота орбиты - 80-160 км; 8.2 T+8 мин 25 сек; 17500 миль/ч = 28157,5 км/ч; 65 морских миль = 120,380 км
9	Орбитальная ступень с топливным баком выходит на орбиту. Ориентация ступени осуществляется таким образом, чтобы обеспечивались наиболее благоприятные условия для входа в атмосферу сбрасываемого топливного бака.	9.2 Высота - 113 км; T+8 мин 40 сек
10	Слив за борт оставшегося топлива из бака. Выключение двигателей и отделение орбитального корабля. Топливный бак сгорает при входе в атмосферу.	230 миль = 370,15 км; 17500 миль/ч = 28157,5 км/ч
11	Этап орбитального полета	
12	Выход орбитального корабля на траекторию возвращения на Землю	

Таблица 1 (окончание)

1	2	3
13	Режим повторного запуска двигателя в условиях пониженной тяжести для замедления орбитального корабля перед входом в атмосферу	
14	Вход орбитального корабля в атмосферу Земли. Маневр относительно поперечной оси	Высота – 118-120 км
15	Переход орбитального корабля на планирующий полет в зону посадки (Космический центр им Кеннеди)	Скорость снижения/посадки – 235 миль/ч = 378,11 км/ч
16	Посадка на взлетно-посадочную полосу	
17	Миссия завершена, орбитальный корабль готовят к следующей миссии	



Источник: Historic American Engineering Recorder: Space Shuttle

Рис. 1. Этапы запуска МТКК «Space Shuttle»

Отметим, что многолетняя эксплуатация МТКК «Space Shuttle» не дала однозначного ответа на вопрос об эффективности многоразовых транспортных космических систем.

При проектировании МТКК предполагалась резко снизить стоимость вывода в космос одного килограмма груза за счет многократного использования части дорогостоящего оборудования, но достичь этого не удалось, поскольку первичные оценки стоимости системы, проведенные на начальных этапах проектирования, оказались крайне неточными, поскольку базировались на непроверенных моделях оценки.

Уже после начала эксплуатации системы выяснилось, что стоимость выведения килограмма полезного груза могла бы приблизиться к запланированной – низкой – только в том случае, если бы ежегодное число запусков всего парка МТКК составляло бы не менее 30 – 40. Причем при полной коммерческой загрузке грузового отсека каждого корабля, которая составляла 24,4 т при выведении на низкую околоземную орбиту. Иными словами, ежегодно

требовалось бы доставлять в космос не менее 800 т высокотехнологичных грузов, а это было в принципе невозможно при существовавшем тогда уровне развития космических исследований. Причем необходимость в таком грузообороте практически отсутствовала – за 30 лет эксплуатации МТКК в космос было доставлено не более 1200 т полезного груза; затраты на его выведение в ценах 2010 г. составили почти \$199 млрд. [5].

В реальности общее число запусков даже близко не соответствовало запланированному, составив всего лишь треть от заявленного изначально (что существенно меньше упомянутых 30 – 40 ежегодных полетов). В довершение всего, две тяжелейшие аварии, которые привели к гибели 14 астронавтов и потере двух кораблей (МТКК «Челленджер», 1986; МТКК «Колумбии», 2003), существенно увеличили полную стоимость проекта за счет многочисленных доработок и испытаний.

И, как результат, стоимость выведения одного килограмма полезной нагрузки на орбиту при использовании созданного многоразового средства выведения осталась, по меньшей мере, на прежнем уровне, а эксплуатация МТКК была полностью прекращена без какого-либо продолжения этого «многоразового проекта» [5 – 6].



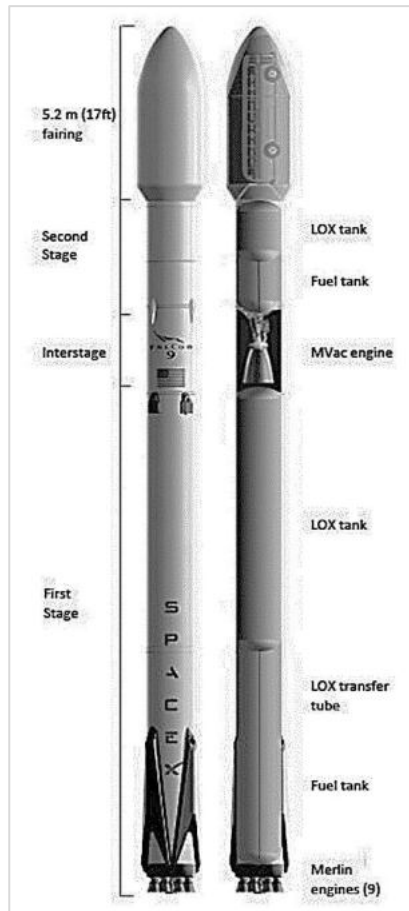
Рис. 2. Космонавт-испытатель Иван Викторович Вагнер в кресле пилота в кабине тренажера МТКК «Space Shuttle». Ноябрь 2009 г.

Таким образом, итогом этого длительного, почти сорокалетнего проекта было создание и эксплуатация космического пилотируемого транспортного средства, не обладавшего необходимой для своего класса надежностью (о чем говорят две катастрофически развивавшиеся аварии) и отличавшегося при этом рядом принципиальных недостатков. Выделим лишь несколько из них [7 – 8]:

- стоимость полного цикла операций по приведению твердотопливных ускорителей в работоспособное состояние (спасение после приводнения на парашютах, транспортировка, восстановление на предприятии-изготовителе и окончательная сборка и т. п.) достигала половины стоимости изготовления изделия «он нуля», что явно не соответствовало первоначальным расчетам;
- маршевые жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) орбитального корабля после каждого возвращения МТКК подлежали капитальному ремонту, а для обеспечения необходимого ресурса было изготовлено дополнительно еще 50 маршевых двигательных установок (и такой резерв – при пяти существовавших орбитальных кораблях);

- внешний топливный бак после каждого полета терялся безвозвратно;
- шасси орбитального корабля после каждой посадки МТКК подлежали полной замене;
- теплозащитное покрытие орбитального корабля требовало длительного восстановления после каждого полета.

Ракета носитель «Falcon-9» [11 – 15]. Разработка корпорации SpaceX (Space Exploration Technologies, г. Хоторн, шт. Калифорния), основанной канадско-американским инженером Илоном Маском в 2002 г.



Источник: falcon_9_users_guide_rev_2.0

Рис. 3. Упрощенная компоновочная схема РН «Falcon-9»

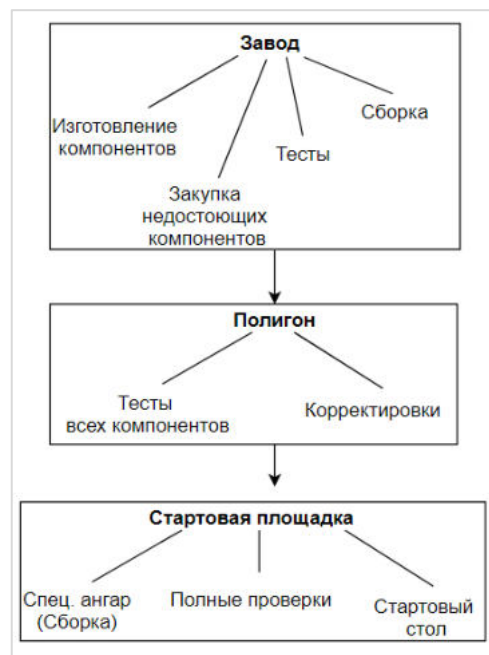


Рис. 4. Подготовка РН «Falcon-9» к целевой эксплуатации

РН «Falcon-9» создана в период 2005 – 2008 гг. на базе ракеты «Falcon-1» (испытательные запуски которой проводились в 2006 – 2009 гг.). В декабре 2008 г. NASA подписало с SpaceX контракт об использовании созданных компанией новой ракеты, а затем – и транспортного грузового корабля «Dragon» для доставки грузов на МКС. Изначально предусматривалось 12 запусков, затем была достигнута договоренность об увеличении их числа до 20. Первоначальное финансирование составляло \$1,6 млрд., после увеличения числа пусков было предусмотрено увеличение общей суммы контракта до \$3,1 млрд.

Проект «Falcon-9» преследует следующие цели:

- возврат на Землю после использования первой (затем – и второй) ступени РН;

- выполнение повторных запусков с использованием возвращенных блоков;
- постепенное снижение стоимость выведения грузов на орбиту для всей отрасли;
- в перспективе – достижение возможности многократного использования РН («по образцу общественного транспорта»).

Собирается РН «Falcon-9» на собственном заводе корпорации, причем все основные компоненты – баки, система управления, двигатели – собственного производства SpaceX, а полная сборка идет «с нуля» в едином производственном комплексе. Применяются ЖРД «Merlin 1D» – 9 двигателей на первой ступени содержит ЖРД, Merlin Vacuum – на второй (один двигатель), топливная пара «керосин – жидкий кислород».

После сборки и монтажа оборудования на первой и второй ступенях РН они направляются на полигон в Техас – для проведения полной проверки и контрольных тестов. Окончательная сборка РН происходит в специальном ангаре, в непосредственной близости от стартового комплекса компании SpaceX в Калифорния.

Компоновка ракеты представлена на рис. 3, а схема подготовки РН «Falcon-9» к целевой эксплуатации – на рис. 4.

Отработаны и реализуются два возможных варианта посадки первой ступени ракеты:

- на специальную посадочную морскую платформу (90×50 м) в акватории Мирового океана;
- на специальную площадку на территории базы ВВС США (м. Канаверал, Флорида) – в непосредственной близости от производственного комплекса компании SpaceX.

Схема возвращения повторно-используемой первой ступени ракеты включает, по описанию компании SpaceX, следующие операции (рис. 5).

В ходе штатного запуска на высоте 70 км происходит отключение ЖРД первой ступени и ее отделение от второй ступени с ПН (ориентировочно – на 150 – 170 с от момента запуска), далее выполняется маневр ухода от струи уже включенного на этот момент двигателя второй ступени. Затем осуществляется разворот ступени на 180° таким образом, чтобы ДУ была направлена вперед по направлению движения ступени – в качестве подготовки к трем следующим основным маневрам торможения, которые выполняются последовательно:

- импульс перехода на обратный курс;
- импульс вхождения в атмосферу;
- посадочный импульс.

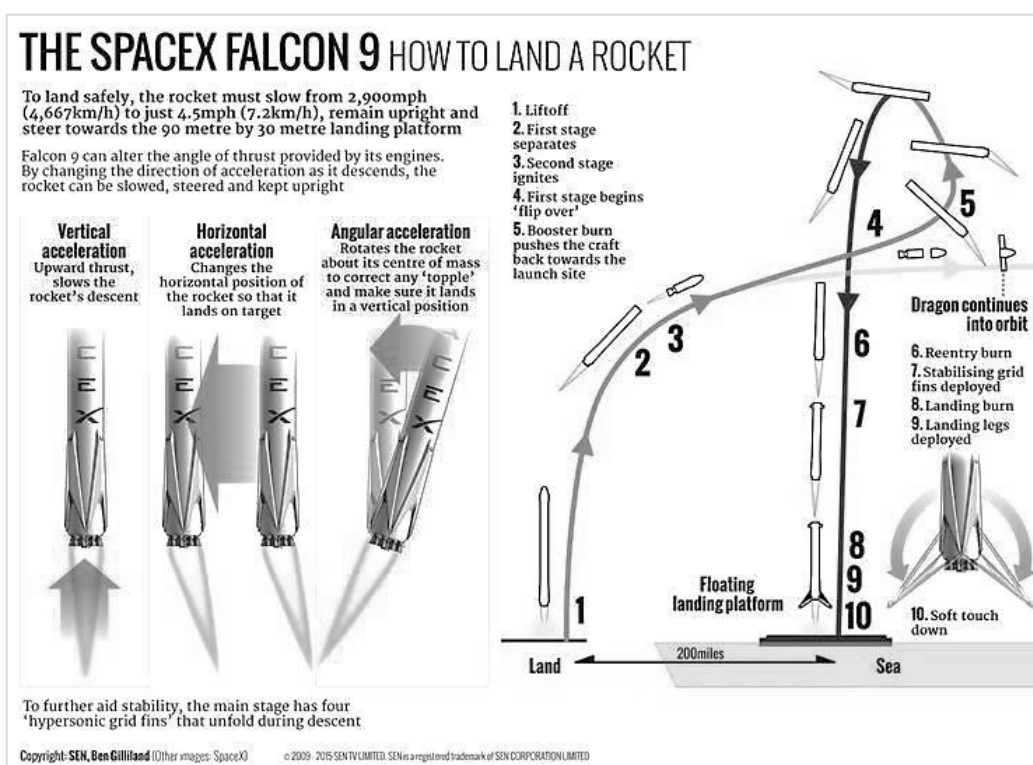
Дадим краткое описание выполняемых операций.

Импульс перехода на обратный курс возможен в трех вариантах.

Дальность точки выполнения маневра от точки старта – менее 100 км (обычно это – вывод ПН на низкую опорную орбиту – НОО), при этом выполняется возврат для посадки в районе стартовой позиции. В течение 40 с после разделения ступеней работают три ЖРД двигательной установки, которые разворачивают ступень на 180° по направлению движения. Максимальная высота подъема ступени составляет около 200 км.

Дальность точки выполнения маневра от точки старта – от 100 до 300 км, возврат ступени предусмотрен с посадкой на морскую платформу. Для этого первая ступень совершает движение по инерции по баллистической траектории до высоты около 140 км, при этом для сброса горизонтальной скорости и корректировки курса в направлении платформы 3 двигателя производят торможение ступени при приближении ее к апогею путем включения на 30 – 40 с.

При запуске спутника на геопереходную орбиту (ГПО) первая ступень РН расходует большее количество топлива для набора более высокой скорости к моменту отделения. При этом из-за ограничения по топливу, снижение горизонтальной скорости не предусмотрено. После отделения первая ступень движется к морской платформе, которая располагается в этом случае на расстоянии около 660 км от места запуска, без торможения. Поэтому скорость входа ступени в атмосферу в этом случае составляет 2 км/с (вдвое больше в варианте с предварительным торможением), а тепловая нагрузка при этом по сравнению с запуском на НОО возрастает в 8 раз.



Источник: <https://i.pinimg.com/736x/dc/ee/b7/dceb7716730458b3d8fda95027c5c73--spacex-falcon--chris-hadfield.jpg>

Рис. 5. Схема движения возвращаемой первой ступени РН «Falcon-9»:

- 1 – старт; 2 – отделение первой ступени; 3 – включение ДУ второй ступени; 4 – начало разворота первой ступени вокруг поперечной оси; 5 – ДУ первой ступени переводит ее на траекторию возвращения; 6 – повторный запуск ДУ; 7 – раскрытие решетчатых стабилизаторов; 8 – посадочный импульс ДУ; 9 – раскрытие посадочных опор; 10 – мягкая посадка ступени

Первая ступень продолжает торможение с помощью трех ДУ для обеспечения нужной скорости после входа в плотные слои атмосферы. Время работы ДУ на этом этапе зависит от наличия топливного запаса:

- продолжительное: 25 – 30 с (при запусках на НОО);
- короткое: 15 – 17 с (при запусках на ГПО).

На этапе движения в атмосфере раскрываются решетчатые рули, предназначенные для стабилизации положения ступени по рысканию, тангажу и крену. Рули продолжают работать и после выключения двигателей (на высоте около 40 км) вплоть до посадки.

Включение центрального ЖРД (при условии наличия достаточного запаса топлива) выполняется примерно за 30 секунд до посадки. При этом происходит торможение ступени до приемлемой посадочной скорости. Посадочные опоры опускаются за несколько секунд до посадки.

Отметим, что всего на период с 4 июня 2010 г. до 24 мая 2019 г. был произведен 71 пуск РН «Falcon-9», и практически в каждом полете, помимо решения чисто транспортной задачи доставки определенного целевого груза на орбиту проходит испытание или отладка различных систем носителя. В таблице 2 приведены данные о состоявшихся запусках.

Таким образом, в настоящий момент идет опытная эксплуатация ракеты-носителя с частично-многоразовой первой ступенью, что позволяет делать определенные выводы по целесообразности широкого применения таких систем.

Таблица 2
Статистика пусков РН «Falcon-9»
с 4 июня 2010 года к 24 мая 2019 года

№	Место посадки	Число удачных / неудачных пусков
1	На воду	6 / 1
2	На плавучую платформу	24 / 5
3	На землю	10 / 1
4	Не производилась	24 / 0
Итого – пусков с возвращением первой ступени		40 / 7
Полное число пусков		71

Оценки целесообразности создания частично-многоцветных РН. Для подтверждения целесообразности и экономической обоснованности создания частично-многоцветных РН необходимо оценить затраты на повторное использование элементов конструкции. Стоимость РН с элементами частично-многоцветного использования целесообразно оценивать с учетом:

- а) количества возможных повторных пусков этих элементов в составе РН;
- б) величины затрат по группам:
 - дополнительные технические решения;
 - дополнительный запас топлива для управляемой посадки ступени (который для РН является, в принципе, пассивной массой);
 - транспортировка ступеней после возвращения;
 - технологический процесс проверок и восстановления ступеней;
 - собственно выполнение повторного пуска.

Здесь можно подходить к оценке целесообразности создания частично-многоцветных РН на основании определения затрат на выведение ПН как суммарной стоимости всех операций, которые необходимо выполнить для того, чтобы осуществить повторный пуск ранее отработавшего элемента РН. Такой подход к решению задачи был высказан авторами ранее в публикациях [2, 16, 17]; здесь мы даем более подробное описание предлагаемого алгоритма работы.

Структура подготовки запуска РН с частично-многоцветными элементами включает следующие группы операций:

- спасение отработавших элементов носителя (б возвращению ступени РН на Землю);
- транспортировка ступени к месту проведения последующих работ;
- дефектация и замена вышедших из строя элементов;
- проведение контрольных испытаний;
- восстановительный ремонт или замена элементов, не прошедших испытания;
- сборка РН;
- полный цикл предстартовой подготовки (совпадающий, в принципе, с аналогичным циклом для РН однократного применения).

Подразумевается, что надежность каждой РН, используемой для выведения полезной нагрузки, одноразовой или многоцветной, на момент старте должна быть не ниже определенного (заданного) значения. Каждая вновь изготовленная РН обладает этой, вполне определенной надежностью, а вернувшаяся после очередного полета отработавшая ступень РН имеет надежность, несколько меньшую, и это необходимо оценить. При получении оценки надежности ниже заданного уровня необходимы операции по ее восстановлению, чаще всего связанные с частичной или полной заменой элемента или же с его восстановительным ремонтом.

Для примера рассмотрим элементы конструкции первой ступени РН «Falcon 9», отработавшие в полете и успешно вернувшиеся на Землю (с посадкой в районе стартовой позиции или на морскую платформу). В процессе полета функционировали следующие системы РН (укрупненно):

- корпус ступени, испытывавший силовые нагрузки, вибрацию и тепловое нагружение;
- система наддува топливных баков;
- система дренажа:
- система подачи топлива;
- ЖРД многодвигательной установки, выполнившие несколько операций «включение/выключение» в процессе выведения и при посадочных операциях;
- система управления и стабилизации положения ступени, включая ее исполнительные органы (в частности, решетчатые стабилизаторы);
- система обеспечения безударного касания при вертикальной посадке (в частности, система раскрытия посадочных опор и собственно сами опоры), подвергавшаяся и ударной, и тепловой нагрузке.

Перед повторным использованием необходимо проверить работоспособность каждой из упомянутых систем. В общем случае для каждой системы (подсистемы, агрегата) необходимо выполнить следующий набор операций:

- демонтаж;
- установка на соответствующий испытательный стенд и подготовка к испытаниям;
- выполнение необходимой программы испытаний для получения необходимых для оценки надежности показателей;
- необходимый ремонт (или полная замена);
- монтаж прошедшего проверку оборудования и повторная сборка ступени.

Функциональная модель оценки стоимости РН (и однократного, и многократного применения) для рассматриваемой постановки задачи представлена на рис. 6.

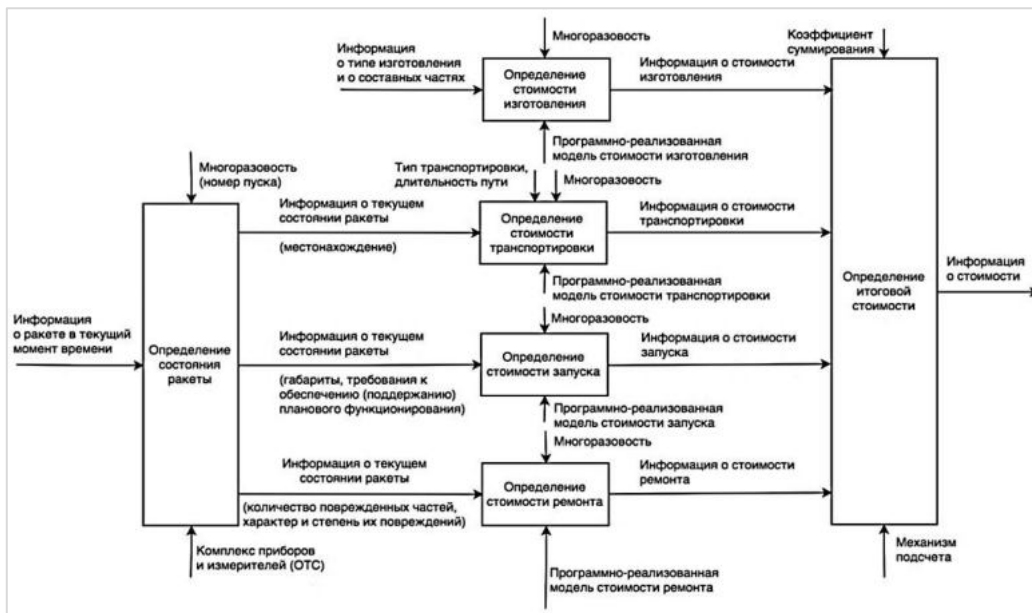


Рис. 6. Функциональная модель оценки стоимости РН

Главная функция – определение стоимости РН. Следуя представленной схеме, для оценки каждого отдельно взятого этапа жизненного цикла частично-многократной РН нужно подробнее раскрыть соответствующий этап. В качестве т. н. «элемента управления» в данном случае будет выступать «многократность» (возможность повторного использования).

Рассмотрим с точки зрения оценки стоимости выполняемых послеполетных работ два элемента конструкции РН «Falcon 9», которые активно используются на этапе возвращения отработавшей первой ступени – жидкостный ракетный двигатель ДУ ступени и посадочную опору.

Жидкостный ракетный двигатель многократного включения. Рассматривается маршевый двигатель первой ступени РН «Falcon 9» – ЖРД семейства «Merlin». Элементы конструкции этого (а, в принципе, и любого аналогичного по структуре и задачам ЖРД), нуждающиеся в проверках перед повторным запуском в составе первой ступени РН, приведены в таблице 3. Им в соответствии поставлены необходимые испытания для оценки технического состояния ЖРД или исследования протекающих в нем процессов для оценки потребности в ремонте или замене.

Таблица 3

Испытания основных элементов конструкции ЖРД многократного включения [18 – 22]

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

На основании перечня параметров, используемых при анализе надежности для характеристик того или иного из перечисленных свойств ЖРД, обеспечивающих работоспособное состояние, была составлена укрупненная *номенклатура испытаний*, необходимая предполетном обслуживании ЖРД, уже совершивших полет [18, 23]:

1. Расконсервация доставленного на испытания двигателя.
2. Монтаж двигателя на стенд.
2. Продувка магистралей.
3. Продувка основных агрегатов (полостей).
4. Проливка магистралей.
5. Приработка двигателя.
6. Отладка, проверка и регулирование автоматики и работы всех клапанов.
7. Проверка и настройка редукторов и регуляторов.
8. Проверка работы на различных штатных режимах функционирования:
 - 8.1. Подготовительный (режим включения зажигания, в результате которого происходит воспламенение компонентов и распространение пламени по камере).

- 8.2. Переходный (режим последовательного набора давления в камере сгорания до установления основного режима работы [23]).
- 8.3. Основной (режим обеспечения номинального значения тяги).
- 8.4. Возврат (режим повторного запуска в условиях пониженной тяжести).
- 8.5. Возвращение (режим обеспечения заданной скорости снижения).
- 8.6. Посадка (режим приземления).¹
9. Контрольные точки высотной дроссельной характеристики.
10. Замер тяги, давления, частоты вращения, расхода в магистралях.
11. Контрольные точки дроссельной характеристики.
12. Закрытие клапанов.
13. Стравливание остатков топлива.
14. Продувка основных полостей и магистралей.
15. Обезжиривание основных магистралей и полостей.
16. Консервация двигателя.
17. Предъявление двигателя на Акт сдачи.
18. Демонтаж двигателя со стенда.
19. Упаковка двигателя.
20. Транспортировка в место хранения.

Двигатель, не прошедший проверку на любом из перечисленных этапов, подлежит отдельной оценке на работоспособность с последующим решением о ремонте отдельных узлов/агрегатов/элементов или полной замене.

Особо подчеркнем, что часть стандартных контрольных операций при оценке работоспособности и надежности ЖРД может быть выполнена только на этапе первоначальной сборки двигателя (в ходе автономных испытаний отдельных агрегатов), и не может быть повторена при испытаниях после его использования. Поэтому потребуется выработка специальных – косвенных – критериев надежности функционирования двигателя в целом, которая для набора статистики потребует достаточного количества предварительных испытаний и, соответственно, увеличит общие затраты на создание и эксплуатацию многоцветового ЖРД.

В результате, при известной стоимости каждой операции из сформулированного перечня (которая может быть оценена, например, по средним для аэрокосмической отрасли значениям), возможна оценка общих затрат на испытания ЖРД.

Аналогичным образом можно оценить затраты и на восстановительные операции и ремонт, которые могут быть необходимы по результатам проведенных испытаний.

Посадочные опоры возвращаемой ступени. Первая ступень РН «Falcon 9» оснащена посадочными опорами, которые раскрываются непосредственно перед посадкой на Землю. Все четыре опоры изготовлены из синтетического волокна (углерод с алюминиевым сотом). Размещенные симметрично вокруг основания ракеты, опоры укладываются вдоль борта РН во время взлета и движения к Земле на посадочном участке, а затем выдвигаются «наружу-вниз» перед посадкой (рис. 7).

При функционировании опоры испытывают, как уже отмечалось, тепловую нагрузку (при движении на активном участке и на участке возвращения при взаимодействии с окружающей средой, и непосредственно при посадке за счет обдувания отраженной струей работающих посадочных двигателей) и ударную нагрузку при непосредственном касании посадочной поверхности. Опоры продолжают испытывать нагрузку и после посадки до момента погрузки ступени на соответствующее транспортное средство.

¹ – поскольку для рассматриваемого в примере двигателя семейства «Merlin» РН «Falcon 9» существуют принципиально различные режимы (часть из них работает на посадочном этапе, часть – нет), то испытания по п. п. 8.1 – 8.3 являются общими для всех ЖРД первой ступени; испытаниям по п. п. 8.4 – 8.6 подвергаются только ЖРД, работающие при возвращении первой ступени.

Таким образом, посадочные опоры в каждом полете должны:

- при старте и посадке ступени в течение заданного времени выдерживать газодинамические и тепловые нагрузки;
- при посадке ступени с допустимыми вертикальной и боковой скоростями обеспечивать касание поверхности с заданными нагрузками;
- при касании поверхности одной опорой выдерживать посадочный вес ступени;
- после посадки при заданной скорости бокового ветра обеспечивать стоянку незакрепленной ступени в вертикальном положении без опрокидывания (положение центра масс при этом определяется остатками топлива в баках).

Поэтому после полет необходимо выполнение следующих операций:

- приемка опоры на обработку;
- очистка от загрязнений (копоть);
- внешний осмотр для выявления дефектов;
- разборка на агрегаты;
- проверка геометрических характеристик;
- проверка механических характеристик (на срабатывание);
- проверка выдерживания тестовых нагрузок в статике и в динамике;
- неразрушающий контроль (например, рентгеноскопия).

Кроме того, непосредственно перед пуском проводится цикл предстартовых испытаний, который, в частности, должен включать в себя:

- испытание опор многократной разверткой и сверткой;
- испытание опор эксплуатационными нагрузками (статически и динамически);
- испытание электронных схем многократными запусками полетных алгоритмов.

В результате, при известной стоимости каждой операции из сформулированного перечня (которая, по аналогии с ЖРД, может быть оценена по средним для аэрокосмической отрасли значениям), возможна оценка общих затрат на испытания опор. И аналогичным же образом можно оценить затраты и на восстановительные операции и ремонт (возможная урупненная схема – рис. 8), которые могут быть необходимы по результатам проведенных испытаний.

В случае выхода контрольных значений параметров опоры за допустимые значения производится установка нового элемента без восстановительного ремонта отработавшего.

Выводы. Предложенный подход к оценке целесообразности создания частично-многоразовых ракетных транспортных систем подразумевает разбиение всех послеполетных мероприятий, необходимых для подготовки соответствующего конструктивного элемента к повторному использованию, на отдельные структурные элементы, стоимость которых может быть оценена, исходя из стоимости выполняемых работ.

Такая стоимость, в принципе, будет включать вполне традиционные статьи расходов – затраты на используемое оборудование (производственное и испытательное), на материалы и комплектующие, на расходные материалы, на транспортные операции, а также заработную плату со всеми необходимыми начислениями и накладные расходы и т. п.

Расходы по каждой выделенной статье могут быть оценены, например, по номенклатуре выполняемых работ и в соответствии с нормативами, которые применяются в аэрокосмической отрасли промышленности.



Рис. 7. Посадочная опора РН «Falcon 9» [24]

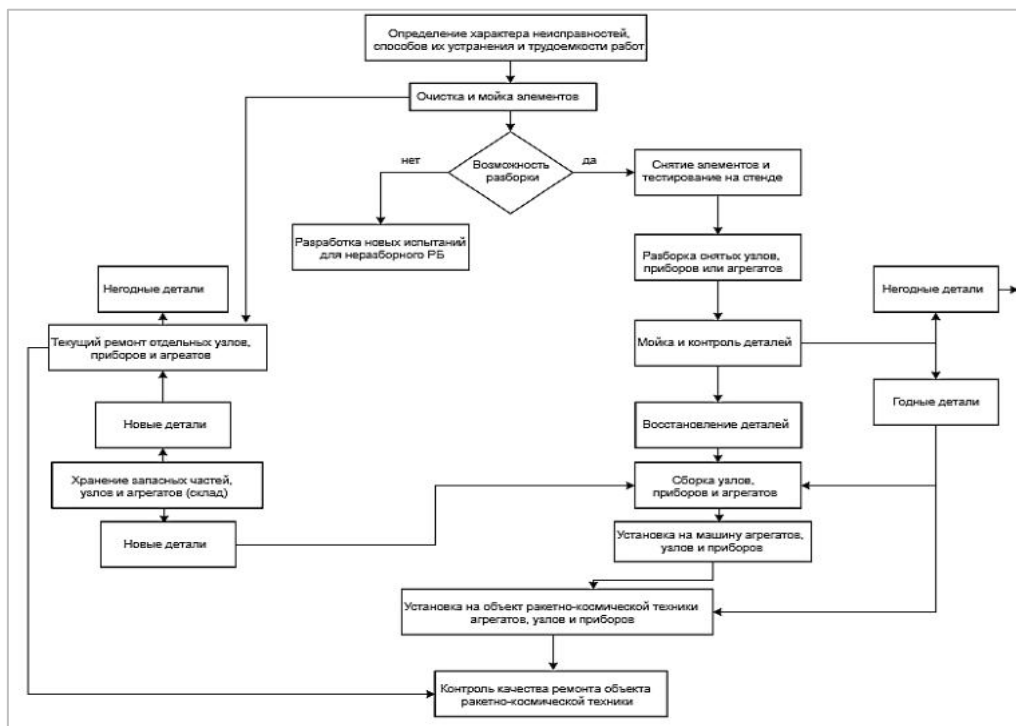


Рис. 8. Укрупненная схема технологического процесса ремонта посадочных опор

Таким образом, появляется возможность оценить полные затраты, связанные с выполнением всех необходимых послеполетных операций и переходу к операциям непосредственной подготовки к новому пуску. Предложенный подход достаточно универсален, и это в итоге позволяет оценивать стоимость запуска ракеты-носителя – многократной или однократной – для конкретных условий пуска. Сравнение полученных результатов и дает возможность оценить целесообразность применения частично-многократной транспортной космической системы в каждом конкретном случае. Оценить же технические характеристики сравниваемых носителей можно с использованием разработанного в БГТУ «Военмех» пакета прикладных программ «САПР ракетных транспортных систем» [25].

Библиографический список

1. Космическая эра. Прогнозы на 2001 год. Пер. с англ. М: Мир, 1970. 420 с.
2. Дмитриева А. А., Охочинский М. Н. К оценке стоимости запуска космических аппаратов носителями многократного применения // Труды X НПК «Инновационные технологии и технические средства специального назначения». Том 1. СПб: БГТУ «Военмех», 2018. С. 229 – 232.
3. Ануреев И. И. Ракеты многократного использования. М.: Воениздат, 1975. 214 с.
4. Historic American Engineering Recorder: Space Shuttle // National Aeronautics and Space Administration NASA Official: Brian Dunbar. [Электронный ресурс]. URL: https://www.nasa.gov/sites/default/files/files/Stack_Assembly_Drawings.pdf (дата обращения – 07.11.2019).
5. Claude Lafleur. U.S. Piloted Programs Costs // Spacecraft Encyclopedia. [Электронный ресурс]. URL: <http://claudelafleur.qc.ca/Programcosts.html> (дата обращения – 07.11.2019).
6. Сурнин В. А. Некоторые проблемы развития воздушно-космических транспортных систем многократного использования // Из истории авиации и космонавтики. Вып 61. М.: 1990. С. 39 – 60.

7. *Terry Dunn*. The Space Shuttle's Controversial Launch Abort Plan, Tested. Feb. 26, 2014. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.tested.com/science/space/460233-space-shuttles-controversial-launch-abort-plan/> (дата обращения – 07.11.2019).
8. Как провалилась программа «Space Shuttle» // Научно-популярный портал «Нечто». [Электронный ресурс]. URL: <http://nechtoportal.ru/tehnika-2> (дата обращения – 07.11.2019).
9. История разработки многоразовой транспортно-космической системы (МТКС) «Спейс Шаттл». [Электронный ресурс]. URL: <http://www.buran.ru/htm/shuttle.htm> (дата обращения – 07.11.2019).
10. *Nowicki Jacek, Ziecina Krzysztof*. Samolety kosmiczne. Warszawa: Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, 1989. 288 s.
11. *Афанасьев К. А., Вагнер И. В., Охочинский М. Н., Чириков С. А.* и др. Логистика и управление цепями поставок в высокотехнологичных отраслях национальной экономики. В 3-х томах. Том 1. Аэрокосмическая промышленность: монография / под ред. М. Н. Григорьева, И. А. Максимцева, С. А. Уварова. СПб: Изд-во СПб ГЭУ, 2017. 224 с.
12. Американская ракета-носитель Falcon 9. Досье // Информационное телеграфное агентство России (ИТАР-ТАСС). [Электронный ресурс]. URL: <http://tass.ru/info/3262897> (дата обращения – 07.11.2019).
13. Звездный конкурент: как Илон Маск угрожает российской космической отрасли. 2015. [Электронный ресурс]. URL: https://www.rbc.ru/technology_and_media (дата обращения – 07.11.2019).
14. SpaceX Falcon 9 product page. Space Exploration Technologies Corp. 2013. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.spacex.com/falcon9/> (дата обращения – 07.11.2019).
15. *falcon_9_users_guide_rev_2.0* // Course Hero. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.coursehero.com/file/13961533/falcon-9-users-guide-rev-20/> (дата обращения – 07.11.2019).
16. *Дмитриева А. А.* Методика оценки стоимости ракеты-носителя многоразового использования // В сб.: «Молодежь. Техника. Космос». Труды X ОМНТК. В 2 т. Том 1. СПб: БГТУ «Военмех», 2018. С. 69 – 74.
17. *Цаканян Г. В.* Оценка целесообразности применения многоразовых элементов транспортных космических систем // В сб.: «Молодежь. Техника. Космос». Труды XI ОМНТК. В 2 т. Том 2. СПб: БГТУ «Военмех», 2019. С. 84 – 88.
18. ГОСТ Р 56099-2014. Двигатели ракетные жидкостные. Методика утяжеленных испытаний. М.: Стандартинформ, 2015.
19. *Евтифьев М. Д.* Испытания ракетно-космической техники: учебное пособие для вузов. Красноярск: СибГАУ им. акад. М. Ф. Решетнева, 2005. 325 с.
20. *Жуковский А. Е., Кондрусев В. С., Окорочков В. В.* Испытания жидкостных ракетных двигателей: учебник для вузов. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1992. 351 с.
21. *Бахвалов Ю. О.* Испытания ракетно-космической техники. Введение в специальность: учебное пособие. М.: ООО «АИР», 2015. 228 с.
22. *Сердюк В. К.* Проектирование средств выведения космических аппаратов: учеб. пособие для вузов под ред. А.А. Медведева. М.: Машиностроение, 2009. 504 с.
23. *Гахун Г. Г., Баулин В. И., Володин В. А., Курпатенков В. Д., Краев М. В., Трофимов В. Ф.* Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей: Учебник для студентов вузов по специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки». М.: Машиностроение, 1989. 429 с.
24. SpaceX's reusable Falcon 9: What are the real cost savings for customers? [Электронный ресурс]. URL: <http://spacenews.com/spacexs-reusable-falcon-9-what-are-the-real-cost-savings-for-customers/>. Дата обращения – 07.11.2019.
25. *Бызов Л. Н., Охочинский М. Н.* Пакет прикладных программ «САПР ракетных транспортных систем»: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2005. 116 с.

УДК 651.012.12

**АКТУАЛЬНЫЕ ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ СИСТЕМЫ ОБМЕНА
ДОКУМЕНТАЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИЕЙ В СЕТЯХ СВЯЗИ
СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ**

В. А. Волостных, В. Э Гель, С. В. Никольский, А. В. Петров

Военная академия связи им. Маршала Советского Союза С. М. Буденного

Проведен анализ вопросов обеспечения обмена документальной информацией в сетях связи специального назначения в современных условиях. Отмечены существующие проблемы и предложены пути их решения, позволяющие сформировать основные положения по созданию в сетях связи специального назначения системы обмена документальной информацией.

Анализ задач, решаемых органами управления федеральных органов исполнительной власти, показывает, что управление представляет собой сложный процесс, связанный со сбором данных, принятием решения и постановкой задач подчиненным. При этом доведение задач до подчиненных осуществляется с использованием технических средств обеспечения управления, средствами связи, личной постановкой с обязательным документальным подтверждением. В целях обеспечения обмена информацией для нужд органов государственной власти, нужд обороны страны, безопасности государства и обеспечения правопорядка используются сети связи специального назначения [1]. Сложность и значимость вопросов обеспечения обработки документированной информации в сетях связи специального назначения определяется следующим:

- во-первых, в особой роли и влиянии сущности и содержания деятельности органов управления, задач, решаемых для обеспечения обороны страны, безопасности государства и обеспечения правопорядка;
- во-вторых, в назревшей потребности научного переосмысления содержания, роли и места процесса обмена документированной информацией для обеспечения деятельности органов управления в современных условиях, вследствие кардинальных изменений, произошедших в характере и содержании современного этапа эволюции военно-организационных систем, развития форм и методов противоборства [2].

Поскольку в последние десятилетие наметилась устойчивая тенденция к росту объемов информации, необходимой для принятия управленческих решений, что приводит к необходимости получать, обрабатывать и хранить все большее количество документов, роль процессов обмена документальной информацией в сетях связи специального назначения трудно переоценить.

Несмотря на высокие темпы развития информационных технологий, к сожалению, проекты внедрения автоматизированных систем управления документами не всегда заканчиваются успешно и достигают поставленных задач. Отчасти это объясняется высоким уровнем сложности подобных проектов, многообразием и разнотипностью применяемых программно-технических средств и значительным числом требований заказчиков к внедряемым системам.

К настоящему времени сложился определенный порядок обработки и обмена документами, закрепленный в руководствах, наставлениях и других нормативных документах, в традициях и практике учреждений различных уровней.

Разработка, учет и хранение документов осуществляется в строгом соответствии с правилами конфиденциального и открытого делопроизводства, установленными соответствующими наставлениями и приказами.

Обработка и передача сообщений, предназначенных для передачи в другие органы управления, осуществляется на телеграфных станциях (центрах) узлов связи, отдельно выделенных пунктах документального обмена и занимает важное место в системе документооборота.

Данные процедуры непосредственно влияют на своевременность, оперативность и качество получения различных документов.

Для передачи текстовых, графических и других документов используются следующие виды электросвязи: телеграфная связь, факсимильная связь и электронная почта. Все они определяются общим признаком – документальность.

В настоящее время, техническая основа действующих сетей телеграфной и факсимильной связи в основном не отвечает постоянно возрастающим требованиям к объему и к качеству предоставляемых услуг со стороны органов управления, технически и морально устарела. Функционирующая в настоящее время технология обработки телеграфных сообщений не учитывает современных, объективно сложившихся тенденций в развитии техники связи и вычислительной техники, а также повсеместного внедрения систем электронной разработки документов и документооборота в электронном виде.

На основе анализа данных ряда организаций можно утверждать, что переход к электронному документообороту (ЭДО) более эффективен при значительном удалении корреспондентов организации. Экономический эффект от перехода к ЭДО тем выше, чем значительнее объемы передаваемых по системе ЭДО документов [3].

В этой части внедрены (развернуты) современные системы, предоставляющие услуги электронной почты и обмена электронной корреспонденцией (межвидовая система обмена электронной корреспонденции, информационно-расчетные системы, АСУ специального назначения, и др.). Они представляют собой один из основных элементов системы автоматизации процессов обработки документов в соответствующих органах управления на основе реализации технологий безбумажного документооборота.

Развитие документальной связи и насыщение разнородными средствами ее технической основы, обеспечивающей процесс обмена документальными сообщениями между должностными лицами органов управления привело к созданию разнородной среды как на уровне межведомственного взаимодействия, так и в рамках одного федерального органа исполнительной власти, в которой разнородные компоненты должны взаимодействовать друг с другом, причем уровень разнородности постоянно увеличивается.

Данное обстоятельство привело:

- к раз унификации как по реализуемым функциям обмена, так и по характеристикам времени доведения;
- к увеличению степени несвязности должностных лиц за счет использования разнородных средств обмена информации, не объединенных в единое информационно-адресное пространство;
- к использованию традиционных низкоскоростных телеграфных связей между пунктами управления при наличии высокоскоростных транспортных сетей, построенных на основе современных сетевых технологий.

Логичным шагом в направлении минимизации указанных недостатков является создание унифицированной системы обмена документальной информации, построенной на единых организационно-технических принципах в интересах всех видов и родов войск.

Таким образом создание перспективной системы обмена документальной информацией является актуальной научной задачей, направленной на обеспечение высокой эффективности и информационной безопасности систем связи специального назначения [2, 3, 6].

Библиографический список

1. Федеральный закон от 07 июля 2003 г. № 126-ФЗ «О связи».
2. Указ Президента РФ от 05 декабря 2016 г. № 646 «Об утверждении Доктрины информационной безопасности РФ».

3. Волостных В. А., Кононов П. А., Петров А. В. Организация электронного документооборота в учреждении // Сборник научных статей VIII «Международной научно-технической конференции АПИНО-2019». СПб: СПб ГУТ, 2019. С.

4. Федеральный закон от 27 июля 2006 г. № 149-ФЗ «Об информации, информационных технологиях и о защите информации».

5. Постановление Правительства РФ от 15 июня 2009 г. № 477 «Об утверждении Правил делопроизводства в федеральных органах исполнительной власти».

6. Боговик А. В., Игнатов В. В. Эффективность систем военной связи и методы ее оценки. СПб: ВАС, 2006. 183 с.

УДК 678.002.8

ЭФФЕКТИВНАЯ КОНЦЕПЦИЯ ПЕРЕРАБОТКИ ТВЕРДЫХ БЫТОВЫХ ОТХОДОВ В КРУПНЫХ РЕГИОНАХ РОССИИ

М. Ю. Гляков, М. С. Шкиря

Военная академия материально-технического обеспечения им. генерала армии А. В. Хрулёва

Сложившаяся за десятилетия система обращения с отходами производства и потребления на территории Российской Федерации требует установление приоритета методов утилизации, обработки, и обезвреживания образующихся отходов над захоронением на полигонах и свалках. Создание, формирование на отрасли промышленности по обработке, утилизации и обезвреживанию отходов является актуальной задачей развития отечественной экономики на современном этапе, которая регламентируется основополагающими законодательными и иными правовыми актами Российской Федерации. Формирование и развитие промышленности по обработке, утилизации и обезвреживанию отходов должно базироваться на передовом мировом опыте, эффективно использовать применяемые в мировой экономике технологии и широко внедрять лучшие отечественные разработки в области переработки отходов.

Экологическая безопасность технологического процесса переработки, утилизации и обезвреживания отходов должна обеспечивать существенное снижение объема захораниваемых отходов, улучшение экологической обстановки в регионах Российской Федерации, повышение качества жизни и состояния здоровья населения, снижения коммунальных платежей за счет раздельного сбора отходов, возможность переработки широкого спектра отходов с производством электрической и тепловой энергии с низкой себестоимостью, доступных для реализации сторонним потребителям [1,3].

Система и программы управления отходами выстраивается в развитых странах уже более 40 лет. В России этот процесс, можно сказать, находится в зачаточном состоянии.

Сократить поток отходов на объекты их захоронения и сжигания можно только одним способом – масштабным и своевременным выделением из твердых бытовых отходов ресурсов, пригодных для вторичного использования [2]. При такой постановке задачи одним из важнейших элементов является селективный сбор и сортировка отдельных компонентов ТБО, что позволит извлечь из них утильные фракции, уменьшить транспортные расходы, расходы на захоронение, продлить срок эксплуатации полигонов, а также снизить антропогенную нагрузку на окружающую среду [6]. Дальнейшее использование собранного при раздельном сборе сырья является экологически более безопасным, приемлемым, энерго- и ресурсосберегающим производством.

Исходя из анализа видов твердых бытовых отходов и скорости их накопления в России, была предложена и разработана наиболее эффективная концепция переработки ТБО. Отходы делятся на пять основных групп и на пятнадцать основных видов (Таблица 1).

Таблица 1
Основные группы и виды твердых бытовых отходов

Основные группы отходов	Виды отходов
Органические	а) дерево, б) пищевые отходы, в) кожа
Неорганические	а) стекло, б) металлолом, в) ГСМ, г) покрышки, д) пластик,) макулатура, ж) текстиль, з) прочие отходы, и) бытовая техника, к) ртутные отходы, л) батарейки, м) электроника
Не подлежащие захоронению	а) стекло, б) покрышки, в) пластик, г) макулатура, д) бытовая техника, е) ртутные отходы, ж) текстиль, з) электроника
Классы опасности	а) чрезвычайно опасные, б) высоко опасные, в) умеренно опасные, г) малоопасные, д) практически неопасные
Перерабатываемые	а) пластик, б) стекло, в) металлолом, г) ГСМ, д) покрышки, е) дерево, ж) макулатура, з) текстиль, и) пищевые отходы

Введение раздельного сбора отходов преследует три основные цели:

- сокращение объемов отходов, направляемых на размещение в окружающей природной среде;
- экономия природных ресурсов;
- повышение эффективности процессов сортировки, обезвреживания и переработки отходов и качества получаемой продукции (вторичного сырья, компоста).

Был проведен анализ информации по основным и наиболее эффективным способам переработки ТБО. Остановимся подробно на способах переработки основных видов твердых бытовых отходов, которые представлены в таблице 2.

Таблица 2
Наиболее эффективные способы переработки твердых бытовых отходов

Виды отходов	Способы переработки твердых бытовых отходов
1	2
Пластик	1. Метаноловое расщепление под воздействие высокой температуры 2. Гидролиз или расщепление полимеров под температурным воздействием и давлением. 3. Методика деструкции под давлением, с катализатором и этиленгликолем. 4. Пиролиз или разложение полимерного вещества под действием высокой температуры с использованием кислорода.
Стекло	1. Перевозка собранных отходов на завод по переработке стекла; 2. Сепарация, очистка от разных примесей, промывка отходов; 3. Измельчение стекла на специальном оборудовании, размол мелких кусков в порошок.
Металлолом	1. Огневая резка; 2. Резка ножницами; 3. Пакетирование; 4. Дробление; 5. Переплав в шихтовые слитки; 6. Разделка на копрах, прессах и взрывом.
Горюче смазочные материалы	1. Очистка от механических частиц; 2. Выпаривание и перегонка; 3. Физико-химическая очистка; 4. Химическая очистка; 5. Фильтрация с помощью мембран.

Таблица 2 (окончание)

1	2
Покрышки	1. Измельчение с использованием «озонного ножа»; 2. Бародеструкционный способ дробления; 3. Крошение покрышек с использованием роторного диспергатора; 4. Резание; 5. Сжатие; 6. Истирание; 7. Взрыв.
Дерево	1. Биологический; 2. Механический; 3. Химический: <ul style="list-style-type: none"> – производство бумаги на целлюлозно-бумажных комбинатах; – гидролиз; – пиролиз; – производство канифоли и скипидара.
Макулатура	1. Складывают в специально предназначенные ёмкости, при этом заливая горячей водой; 2. Перемешивают до получения комков, а потом дробят с помощью вибросита или же перетирают; 3. Убирают все лишнее, дезинфицируют и отбеливают; 4. Удаляют лишнюю воду.
Текстиль	1. Доочистка с применением химических реагентов, позволяющих удалять пятна от красок, моторных масел и пр. 2. Разволокнение. Изделия разрезаются с помощью специальных ножей, изрезанные материалы пропитываются кислотами, спиртами и затем уже разделяются на волокна щипальными машинами.
Пищевые отходы	1. Методика использования микроорганизмов «живой» природы; 2. Применение дождевых червей; 3. Использование водорослей; 4. Методика интенсивного горения или пиролиза. 5. Добавки для кормов, используемых в животноводстве или рыбном хозяйстве; 6. Топливо органического происхождения; 7. Микробиологическое удобрение для сельского хозяйства, садоводства, цветоводства и др.; 8. Корма для птицы и различные биодобавки.

Более 90 % отходов подвержены вторичной переработке. Это такие отходы, как пластик, дерево, стекло, макулатура, металлолом, автомобильные покрышки, горюче-смазочные материалы, текстиль, а также органические отходы [5]. В предлагаемой концепции перечислены наиболее эффективные способы переработки этих отходов. Основные особенности переработки твердых бытовых отходов в передовых зарубежных государствах представлены в таблице 3.

Австрия, Швейцария, Египет и Тайвань являются лидерами по переработке твердых бытовых отходов в мире. В передовых зарубежных государствах правительство одной из основных своих целей ставит сохранение экологической обстановки в стране, а также превращение переработки ТБО в прибыльный бизнес.

Мусорная проблема в разных странах решается по-разному, но каждая страна имеет довольно высокие результаты и достижения в переработке отходов. Аналогичная система раздельного сбора может быть запущена и в России. Предполагается, что возможность наладить единую систему раздельного сбора и переработки твердых бытовых отходов в стране удастся в ближайшие 20 лет [4].

Таблица 3

Основные особенности переработки твердых бытовых отходов
в передовых зарубежных государствах

Страна	% переработки	Особенности переработки
Египет	85	Типичный дом в квартале имеет несколько этажей: на первом расположены большие помещения для сортировки и упаковки мусора. На крышах многих домов складываются тюки и упаковки отсортированного и готового к вывозу вторсырья. На некоторых домах стоят металлические помосты для сжигания отходов, не поддающихся утилизации.
Австрия	61	Городские власти несут ответственность за всю цепочку переработки мусора — сбор отходов, обращение с ними и захоронение. В многоквартирных домах под мусор отведена отдельная комната с баками, в которые свои сортированные отходы относят жильцы.
Тайвань	60	На Тайвани функционирует первый и единственный в мире мобильный завод по переработке мусора. Предприятие на колесах ездит по удаленным территориям острова, забирает мусор и производит из него плитку. Завод работает на солнечных батареях.
Сингапур	59	Дома оборудованы пневматическими системами транспортировки отходов. Имеется единственный полигон, на который свозятся оставшейся от сжигания мусора и другие не перерабатываемые отходы.
Швейцария	51	Если человек не хочет заниматься сортировкой своих отходов, ему нужно купить специальный пакет для сдачи несортированного мусора. Для контроля за соблюдением правил работает мусорная полиция, которая проверяет каждый пакет без маркировки.
Южная Корея	49	В Корее по улицам ездят грузовики, операторы которых в громкоговоритель оповещают, что в какую категорию мусора нужно собирать. Крупногабаритный мусор выбрасывается только с разрешения комьюнити центра, который выдает специальную наклейку, которую надо прикрепить к мусору и принести на помойку.
Германия	47	Мусор запрещено складировать на свалках. Специальные места куда свозятся различные крупногабаритные предметы, обувь и одежда.
Великобритания	39	Жителям страны раздают специальные листовки-памятки о том, как сортировать мусор. В некоторых графствах у каждого домовладельца есть свои баки для мусора, в которые встроены специальные чипы, считывающие информацию о мусоре и его владельце.
Италия	36	Цена вывоза мусора зависит от региона, компании и количества человек в семье. Для того чтобы население знало, что и куда выкидывать, в Италии выпускают целые справочники, печатают в прессе обучающие статьи.

Соединенные Штаты Америки	35	Для сортировки мусора привлекаются волонтеры. Рассортированный мусор вывозиться бесплатно. В магазинах США установлены автоматы по приему бутылок и банок. Воспитание разумного отношения к отходам начинается в США еще в детстве.
Франция	35	Раздельные урны в поездах, прием батареек и ртутных ламп в супермаркетах, контейнеры для сбора старой одежды и специальная маркировка на упаковках.

Рассмотрим способы утилизации твердых бытовых отходов в передовых зарубежных государствах и в России (Таблица 4).

Таблица 4
Соотношение способов утилизации твердых бытовых отходов передовых зарубежных государств и в России

Способы утилизации отходов	Название страны				
	Россия	США	Швейцария	Германия	Австрия
	Соотношение способов утилизации ТБО (%)				
Компостирование	1	5	16	17	18
Переработка с получением вторсырья	2	13	43	47	61
Сжигание	2	12	25	28	19
Захоронение	94	55	1	1	1
Пиролиз отходов	1	25	15	7	1

Данная таблица показывает, что Россия по переработке твердых бытовых отходов занимает низкую позицию относительно передовых зарубежных государств. Австрия является лидером по переработке ТБО и их вторичному использованию. Из данной схемы видно, что мировое сообщество стремится отказаться от складирования отходов на полигонах. Мировая направленность по комплексной работе с отходами заключается в почти полной переработке отходов и отказу от захоронения и сжигания. Будущее стоит за переработкой и пиролизом отходов.

Проблема необходимости утилизации и переработки ТБО остро стоит не только перед Россией, но и перед многими другими странами мира. Причем, более развитые западные страны обгоняют Россию в данном вопросе не на одно десятилетие.

Создание, формирование на перспективу отрасли промышленности по обработке, утилизации и обезвреживанию отходов является актуальной задачей развития отечественной экономики на современном этапе, которая регламентируется основополагающими законодательными и иными правовыми актами Российской Федерации. Формирование и развитие промышленности по обработке, утилизации и обезвреживанию отходов базируется на передовом мировом опыте создания эффективной перерабатывающей отрасли.

Помимо этого, в России нет заводов, которые осуществляют полный цикл переработки твердых бытовых отходов. Большинство отечественных проектов до сих пор ограничиваются покупкой промышленных прессов, необходимых для спрессовывания отходов для его дальнейшей укладки на полигоне. И вполне естественно, что возможность получения выручки от продажи полученного из отходов вторсырья, на которую прежде всего рассчитывают иностранные инвесторы, у нас практически никак не реализуется.

Применение разработанной концепции позволит регионам получать дополнительную прибыль за счет переработки твердых бытовых отходов. Учитывая мировой опыт переработки отходов, предлагается открывать новые предприятия, на котором будут использоваться передовые решения, зарекомендовавшие себя в области переработки ТБО. Использование наиболее перспективных и современных способов переработки отходов, применяемых в ве-

дущих зарубежных государствах, позволит решить в стране актуальную экологическую проблему, связанную с неконтролируемым накоплением этих отходов.

Библиографический список

1. Гляков М. Ю., Смян М. А., Тихонов А. Д. Утилизация и переработка твердых бытовых отходов в частях Вооруженных сил Российской Федерации // Научные проблемы материально-технического обеспечения Вооруженных сил Российской Федерации: сборник научных трудов. СПб: Изд-во Политехнического университета, выпуск 1(7), 2018. С. 183 – 192.
2. Гунич С. В., Янчуковская Е. В., Днепровская Н. И. Анализ современных методов переработки твердых бытовых отходов // Известия Вузов. Прикладная химия и биотехнология. 2015. № 2 (13). С. 110 – 115.
3. Мазуркин П. М., Солдатова В. А. Инновационные закономерности в образовании и переработке твердых бытовых отходов // Современные проблемы в науке и образовании. 2012. № 6. С. 23 – 38.
4. Немировский И. А. Переработка ТБО: проблемы и достоинства. Часть 1.2. // Энергосбережение. Энергетика. 2016. № 6. С. 45 – 68.
5. Старк Д. Путь в чистую страну. ООО «Макс Дизайн», 2016. 93 с.
6. Шубов Л. Я., Ставровский М. Е., Олейник А. В. Технология твердых бытовых отходов: учебник. М.: Альфа-М: ИН-ФА-М, 2011. 400 с.

УДК 621.7.077 : 626.027

РАЗРАБОТКА ПОДВОДНОГО МОНТАЖНОГО ПИСТОЛЕТА

И. В. Головин, У. А. Войко, С. А. Чириков

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

Монтажный подводный пистолет, позволяющий проводить монтажные работы в сложных условиях, агрессивной водной среде. Применяется:

- при ремонте дамб, волнорезов, плотин, пирсов, причалов, опор мостов и других гидросооружений, а так же ремонта корпуса судна, сооружение водонепроницаемых перемычек;
- при закреплении муфт, скобок, зажимов при прокладке подводного кабеля или трубопровода [1];
- для установки специальных креплений при подъеме затонувших судов.

Разрабатываемый образец представляет собой герметичные пластиковые корпус и сменные блоки стволов. Соединение, между которыми осуществляется через оптическую связь. Блок стволов состоит из девяти стволиков, которые вставляются внутрь алюминиевых лейнеров закрепленных внутри пластикового корпуса блока стволов. Также внутри блоков стволов установлены амортизирующие вставки гасящие отдачу при срабатывании монтажного патрона. На верхней части блока стволов расположен экран, демонстрирующий использованные (отстреленные) стволы и индикацию заряда батареи, расположенной в герметичном отсеке. Корпус, в который вставляется блок, состоит из рукояти с предохранительной лапкой, спуском и герметичным батарейным отсеком, складной окольцовывающей трубы для удобной переноски и удержания монтажного пистолета двумя руками.

В качестве существующего аналога был принят подводный монтажный пистолет GFT9 иностранного производства. Он предназначен для пристрелки крепежных элементов при выполнении работ под водой на глубинах до 150 м в пресной и морской воде. Используется совместно со специальным влагоустойчивым патроном и предустановленным в нем антикорро-

зионным дюбелем. Мощность выстрела пистолета позволяет пробивать 25 мм листовую сталь и работать со сверхпрочными марками бетона. Пистолет предоставляет возможность крепить до 4-х монтажных точек в минуту, что превышает эффективность традиционного способа сварки металлических объектов в 20 раз. Учитывая специфику работы под водой, боевая пружина взводится минимальным усилием нажатия до 2 кг.

Основными проблемами подводных монтажных пистолетов являются коррозия и попадание воды в пиротехническую систему. Для решения проблемы коррозии обычно применяют нержавеющую сталь, но ее выбор не позволяет облегчить конструкцию за счет применения деталей из алюминиевых сплавов, т.к. возникает гальваническая пара, что приводит к гальванической коррозии.

Проблема затекания пиротехнической системы может привести к отсыреванию порохового заряда, осечке. Также существенным недостатком аналога является его однозарядность.

Разрабатываемый образец подводного монтажного пистолета практически лишен указанных выше недостатков за счет использования в конструкции композиционных материалов и применении неконтактной системы инициирования на основе оптического канала.

Библиографический список

1. Афанасьев К. А., Охочинский М. Н., Чириков С. А. Подводные средства движения. История. Конструкции. Методы проектирования. СПб: БГТУ «Военмех» им. Д. Ф. Устинова, 2012. 205 с.

УДК 517.977.5

ВЫБОР КРИТЕРИЯ ОПТИМАЛЬНОСТИ ДЛЯ РАСЧЕТА ОБЛАСТИ ДОСТИЖИМОСТИ КОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ УСЛОВИИ ПОСТОЯННОГО ВИЗИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ТЕЛА

П. Д. Горохова, И. Л. Петрова, А. А. Сизова

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

При решении задачи оптимального управления беспилотным летательным аппаратом зачастую возникает необходимость расчета его области достижимости (ОД).

Для решения данной задачи в качестве прототипа рассматривался космический летательный аппарат (КЛА), оснащенный твердотопливным двигателем с четырьмя высокочастотными соплами, расположенными, как показано на рис. 1, по нормали к продольной оси КЛА.

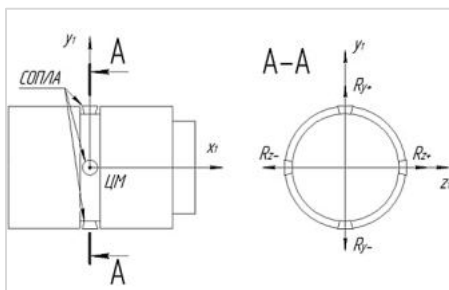


Рис. 1. Схема прототипа космического летательного аппарата

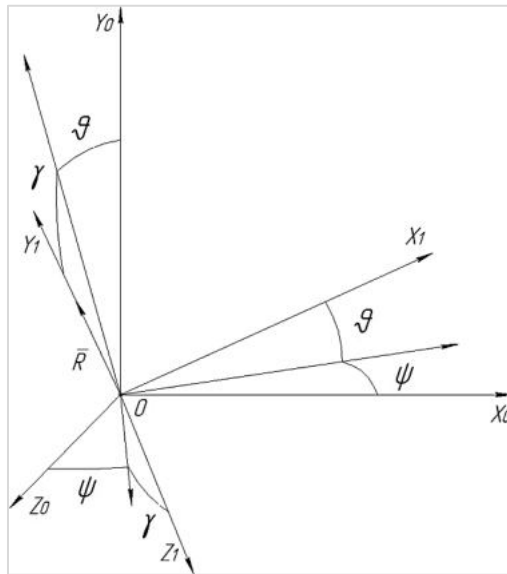


Рис. 2. Схема сил, действующих на КЛА

Управление тягой осуществляется путем перекрытия одного или нескольких сопел, при этом массовый секундный расход топлива остается постоянным. Потерями расхода топлива на коррекцию ориентации пренебрегаем. Принято допущение, согласно которому аппарат меняет свое угловое положение мгновенно (без учета инерционности). Не проводился учет центробежной и кориолисовой сил, а также силы тяжести, для максимального упрощения системы уравнений. Данные допущения связаны с тем, что целью настоящей статьи является исключительно выбор алгоритма расчета ОД, а не анализ динамических возможностей прототипа КЛА.

Ориентация рассматриваемого аппарата относительно геоцентрической инерциальной системы координат представлена на рис. 2.

С учетом вышеизложенных допущений система дифференциальных уравнений (ДУ), описывающая движение КЛА в инерциальной системе координат, имеет следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dV}{dt} = \frac{R}{m} (\sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \vartheta \cos \psi); \\ \frac{d\Theta}{dt} = \frac{R}{mV} \cos \gamma \cos \vartheta; \\ \frac{d\Psi}{dt} = \frac{R}{-mV \cos \Theta} (\cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi); \\ \frac{dx}{dt} = V \cos \Theta \cos \Psi; \\ \frac{dy}{dt} = V \sin \Theta; \\ \frac{dz}{dt} = -V \cos \Theta \sin \Psi; \\ \frac{dm}{dt} = -mc; \end{array} \right. \quad (1)$$

где V – скорость КЛА, Θ, Ψ – углы, определяющие направление вектора скорости в пространстве, ϑ, ψ – углы, определяющие угловую ориентацию аппарата (рис. 1), R – суммарная величина тяги двигателей.

Поскольку у рассматриваемого КЛА имеется четыре управляющих сопла, то в системе уравнений должно быть четыре управляющих силы $R_z^+, R_z^-, R_y^+, R_y^-$ (рис. 2), однако для упрощения системы уравнений, было принято решение заменить их результирующей силой R и

углом γ , определяющим поворот этой результирующей силы относительно оси Oy_1 полусвязанной системы координат КЛА. Следует отметить, что угол γ не является углом крена летательного аппарата. Угол крена, ввиду безинерционности математической модели, не входит в систему уравнений, и должен выбираться из условия обеспечения требуемого управляющего воздействия (R и γ). Сила R прикладывается по нормали к продольной оси и может принимать любое значение из диапазона $[-R_{\max}, R_{\max}]$, где $R_{\max} = m_c U_e$ (U_e – скорость истечения газов из сопла, m_c – массовый секундный расход).

Так как модель принято считать безинерционной, то в качестве управления, помимо ранее указанных величин R и γ , принимаются углы ориентации КЛА ϑ и ψ , которые, так же как и γ , могут принимать любые значения из диапазона $[0, 2\pi]$.

Задано положение КА в начальный момент времени $t = t_0$:

$$V(t_0) = V_0, \Theta(t_0) = \Theta_0, \Psi(t_0) = \Psi_0, x(t_0) = x_0, y(t_0) = y_0, z(t_0) = z_0. \quad (2)$$

Расчет ОД сводится к расчету множества точек, принадлежащих границе ОД. Для нахождения этих точек, на первом этапе, многократно решалась задача о максимальном смещении летательного аппарата в заданном направлении.

Для решения задачи был введен функционал следующего вида (t_f – конечный момент времени):

$$J = x(t_f) \cos \Psi_0 \cos \Theta_0 + y(t_f) \sin \Theta_0 - z(t_f) \sin \Psi_0 \sin \Theta_0, \quad (3)$$

полученный из произведения вектора

$$z^T(t_f) = \{ x(t_f), y(t_f), z(t_f) \} \quad (4)$$

и единичного вектора

$$\bar{l} = \bar{l}_x \cos \Psi_0 \cos \Theta_0 + \bar{l}_y \sin \Theta_0 - \bar{l}_z \sin \Psi_0 \sin \Theta_0, \quad (5)$$

направление которого определяется двумя углами Ψ_0, Θ_0 в горизонтальной и вертикальной плоскостях соответственно.

Представленный критерий характеризует смещение летательного аппарата в направлении единичного вектора \bar{l} .

Таким образом, необходимо найти оптимальное управление, обеспечивающее максимум функционала (3) в заданный момент времени t_f при наличии ограничений на управление R и ϑ при начальных условиях (2).

Для решения поставленной задачи используем необходимое условие принципа максимума Л. С. Понтрягина. [1]

Исходя из традиционной формы принципа максимума вместо функционала (6) осуществлялся поиск минимума следующего функционала:

$$J = -x(t_f) \cos \Psi_0 \cos \Theta_0 - y(t_f) \sin \Theta_0 + z(t_f) \sin \Psi_0 \sin \Theta_0 \quad (6)$$

Функция Гамильтона для двумерной системы ДУ с терминальным критерием имеет вид:

$$H = \frac{\psi_V R}{m} (\sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \sin \vartheta \cos \psi) + \frac{R}{mV} \cos \gamma \cos \vartheta \frac{R}{-mV \cos \Theta} (\cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi) + \psi_x V \cos \Theta \cos \Psi + \psi_y V \sin \Theta - \psi_z V \cos \Theta \sin \Psi; \quad (7)$$

Сопряженная система выглядит следующим образом:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d\psi_V}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial V} = \frac{\psi_\Theta R}{mV^2} \cos \gamma \cos \vartheta - \frac{\psi_\Psi R}{mV^2 \cos \Theta} (\cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \sin \vartheta \cos \psi) - \\ \quad - \psi_x \cos \Theta \cos \Theta - \psi_y \sin \Theta + \psi_z \cos \Theta \sin \Psi \\ \frac{d\psi_\Theta}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \Theta} = \frac{\psi_\Psi R}{mV \cos \Theta} \sin \Theta (\cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi + \sin \gamma \cos \psi) + \\ \quad + \psi_x V \sin \Theta \cos \Psi - \psi_y V \cos \Theta - \psi_z V \sin \Theta \sin \Psi; \\ \frac{d\psi_\Psi}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \Psi} = \psi_x V \cos \Theta \sin \Psi + \psi_z V \cos \Theta \cos \Psi; \\ \frac{d\psi_x}{dt} = \frac{d\psi_y}{dt} = \frac{d\psi_z}{dt} = 0; \end{array} \right. \quad (8)$$

При $t = t_f$ фазовые координаты могут принимать любые значения, поэтому из условия трансверсальности получаем следующие граничные условия для фазовых координат сопряженной системы:

$$\begin{aligned} \psi_V(t_f) &= 0, \psi_\Theta(t_f) = 0, \psi_\Psi(t_f) = 0, \\ \psi_x(t_f) &= \cos \xi, \psi_y(t_f) = \sin \eta, \psi_z(t_f) = -\sin \xi \sin \eta \end{aligned} \quad (9)$$

Таким образом, задача оптимального управления сводится к краевой задаче, в которой необходимо найти решение систем уравнений (1) и (8), фазовые координаты которых удовлетворяют начальным условиям (2) и граничным условиям (9).

Согласно принципу максимума, функция Гамильтона при оптимальном управлении принимает максимальное значение.

Функцию Гамильтона можно представить в следующем виде:

$$H = H_0 + \frac{R}{m} H_1(\gamma, \vartheta, \psi), \quad (10)$$

где

$$\begin{aligned} H_1 &= \psi_V (\sin \gamma \sin \psi - \psi_V \cos \gamma \sin \vartheta \cos \psi) + \frac{\psi_\Theta}{V} \cos \gamma \cos \vartheta \\ &\quad - \frac{\psi_\Psi}{V \cos \Theta} (\cos \gamma \sin \vartheta \sin \psi - \sin \gamma \cos \psi), \end{aligned} \quad (11)$$

Как видно из уравнения (10), H_1 является функцией трех переменных γ, ϑ, ψ , и для нахождения ее максимума она приводилась к виду $H'_1 = -H_1$, после чего применялся метод наискорейшего градиентного спуска. [3]

Управление R , в свою очередь, принимает следующие значения:

$$\tilde{R} = \begin{cases} R_{\max}, H_1 > 0; \\ -R_{\max}, H_1 < 0; \\ R_{\text{особ}}, H_1 = 0. \end{cases} \quad (12)$$

Для решения краевой задачи применялся метод последовательных приближений, разработанный И. А. Крыловым и Ф. Л. Черноусько.[2]

Был выполнен расчет границ достижимости для гипотетического КЛА со следующими техническими параметрами:

- масса КА - 24 кг;
- масса топлива - 12 кг;
- полный массовый секундный расход - 0,6 кг/с;
- скорость истечения из сопла - 2000 м/с;

при следующих начальных условиях:

$$V(t_0) = 3000 \text{ м/с}, \theta(t_0) = 0, \Psi(t_0) = 0, x(t_0) = 6471000 \text{ м}, y(t_0) = 0, z(t_0) = 0. \quad (13)$$

На рис. 3 представлены точки, принадлежащие границе ОД в 3-х мерном пространстве для различных моментов времени t_f . Отмечены положения КА в конечный момент времени $t = 20$ с, полученные в результате многократного решения задач о максимальном смещении ле-

тательного аппарата в направлении, заданном вектором \vec{l} , с шагом 5 градусов по обеим плоскостям.

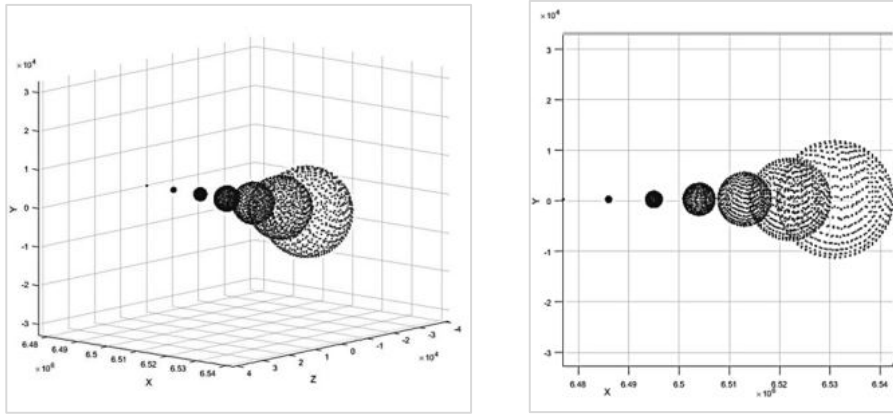


Рис. 3. Область достижимости космического аппарата без ограничений на углы γ, ϑ, ψ с критерием (3)

Как видно из представленных результатов, область достижимости гипотетического КЛА представляет собой фигуру, близкую к сфере. Данные результаты получены при условии, что ограничения накладываются исключительно на силу тяги R .

На рис. 4 и 5 представлено сечение области достижимости плоскостью OXY геоцентрической инерциальной системы координат, а также значение угла ϑ в зависимости от угла отклонения Θ_0 единичного вектора \vec{l} соответственно.

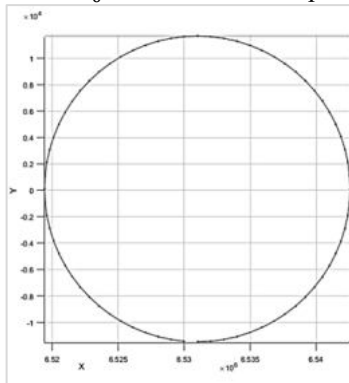


Рис. 4. Сечение ОД в момент времени t_f

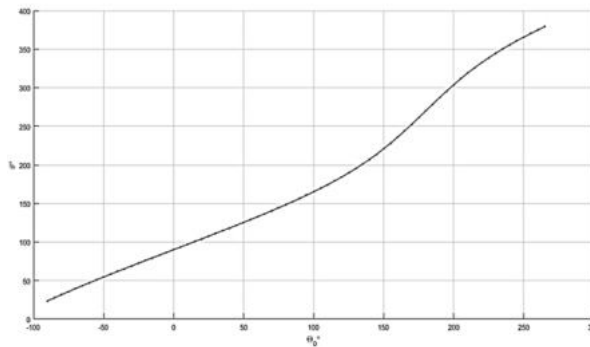


Рис. 5. Зависимость управления ϑ от угла Θ_0 единичного вектора в момент времени t_f

Как можно увидеть из рис. 5 угол ϑ в зависимости от Θ_0 варьируется в диапазоне $[0, 2\pi]$. Из этого можно сделать вывод о том, что при движении по определенным траекториям из ОД летательный аппарат может потерять из виду объект, с которым осуществляется сближение (если угол обзора системы наведения β не равен 2π).

Для подтверждения данного предположения был введен второй космический аппарат (КЛА2) с характеристиками идентичными ранее рассмотренному аппарату (в дальнейшем КЛА1). Для КЛА2 были заданы следующие начальные условия:

$$V(t_0) = 3000 \text{ м/с}, \theta(t_0) = 0^\circ, \Psi(t_0) = 0^\circ, x(t_0) = 6566000 \text{ м}, y(t_0) = 0 - 105000 \text{ м}, z(t_0) = 0 \text{ м} \quad (14)$$

Результаты расчета представлены на рисунке 6. Области достижимости отображены с шагом 3.34 секунды для каждого аппарата до момента времени t_f (20 сек.).

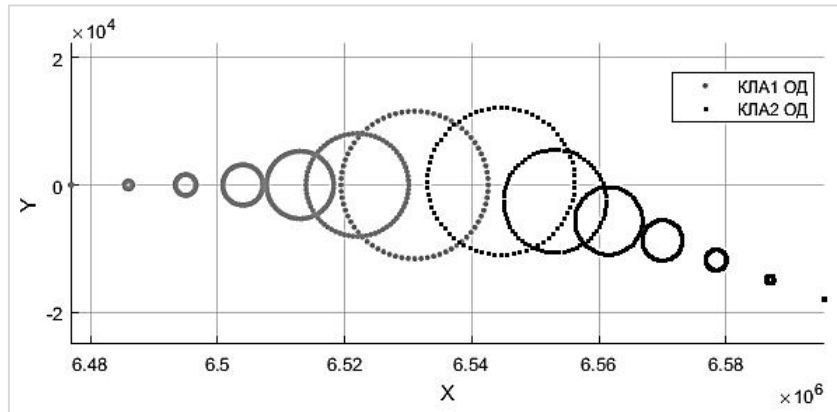


Рис. 6. Сечение областей достижимости КЛА1 и КЛА2 плоскостью ОХУ

В ходе проведения дополнительного анализа, было определено подмножество точек из ОД КЛА1, при движении к которым обеспечивается полная видимость в течении 0,5 секунды соответствующих ОД КЛА2 (рисунок 7). Под полной видимостью, в данном случае подразумевается, что в момент времени t_i в поле зрения следящей системы КЛА1 с углом обзора β ($\beta = 30^\circ$) попадают все точки из ОД КЛА2, соответствующие этому же моменту времени.

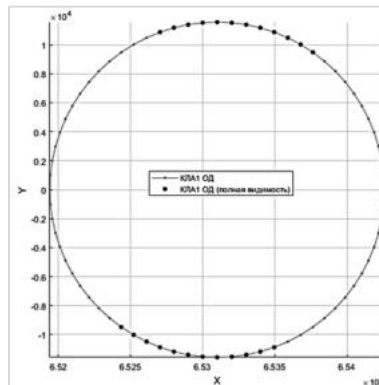


Рис. 7. Подмножество точек ОД КЛА1, при движении к которым обеспечивается полная видимость КЛА2

Как видно из представленных результатов, у полученной ОД отсутствует передняя граница. Для ее нахождения задача нахождения управления, обеспечивающего максимальное смещение летательного аппарата вдоль заданного вектора, была заменена на задачу поиска управления, обеспечивающего минимальное расстояние от летательного аппарата до единичного вектора, чье начало совпадает с начальными координатами КЛА. Для решения этой задачи критерий оптимальности (3) был заменен на критерий следующего вида:

$$J = \left(-\left(y_0 - y(t_f) \right) \cos \theta_0 \sin \psi_0 - \left(z_0 - z(t_f) \right) \sin \theta_0 \right)^2 + \left(\left(z_0 - z(t_f) \right) \cos \theta_0 \cos \psi_0 + \left(x_0 - x(t_f) \right) \cos \theta_0 \sin \psi_0 \right)^2 + \quad (15)$$

$$\left((x_0 - x(t_f)) \sin \theta_0 - (y_0 - y(t_f)) \cos \theta_0 \cos \Psi_0 \right)^2.$$

Условия трансверсальности вместо (9) приняли следующий вид:

$$\psi_V(t_f) = 0, \psi_\Theta(t_f) = 0, \psi_\Psi(t_f) = 0,$$

$$\psi_x(t_f) = -2 \left((z_0 - z(t_f)) \cos \theta_0 \cos \Psi_0 + (x_0 - x(t_f)) \cos \theta_0 \sin \Psi_0 \right) \cos \theta_0 \cos \Psi_0 +$$

$$2 \left((x_0 - x(t_f)) \sin \theta_0 - (y_0 - y(t_f)) \cos \theta_0 \cos \Psi_0 \right) \sin \theta_0,$$

$$\psi_y(t_f) = -2 \left(-(y_0 - y(t_f)) \cos \theta_0 \sin \Psi_0 - (z_0 - z(t_f)) \sin \theta_0 \right) \cos \theta_0 \sin \Psi_0 - \quad (16)$$

$$2 \left((x_0 - x(t_f)) \sin \theta_0 - (y_0 - y(t_f)) \cos \theta_0 \cos \Psi_0 \right) \cos \theta_0 \cos \Psi_0,$$

$$\psi_z(t_f) = -2 \left(-(y_0 - y(t_f)) \cos \theta_0 \sin \Psi_0 - (z_0 - z(t_f)) \sin \theta_0 \right) \sin \theta_0 +$$

$$2 \left((z_0 - z(t_f)) \cos \theta_0 \cos \Psi_0 + (x_0 - x(t_f)) \cos \theta_0 \sin \Psi_0 \right) \cos \theta_0 \cos \Psi_0.$$

Для выполнения условия о постоянном видении КЛА2 управления ϑ, ψ выбирались таким образом, чтобы в поле зрения следящей системы попадали все точки соответствующей ОД КЛА2 (рис. 8) и продольная ось КЛА1 была всегда ориентирована по линии визирования ОД КЛА2. В связи с чем расчет ОД КЛА1 новым критерием (15) предварялся расчетом ОД КЛА2 с критерием (3) без ограничений на угловое положение летательного аппарата.

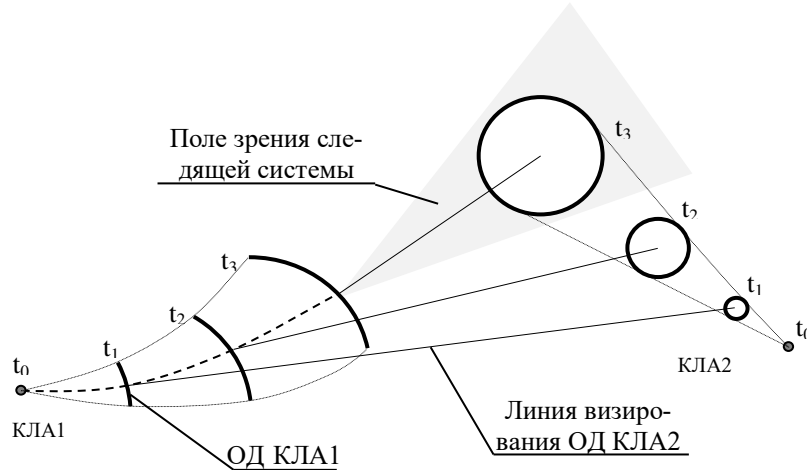


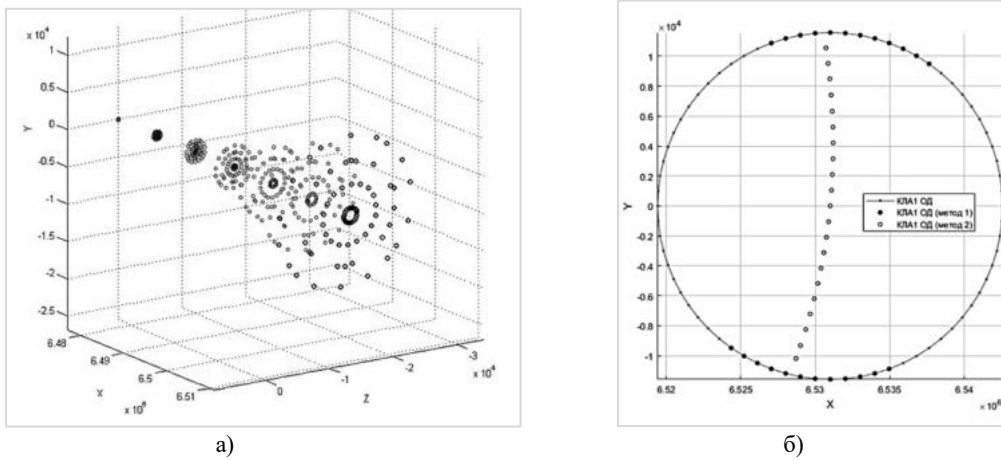
Рис. 8. Схема сближения двух космических летательных аппаратов

Вышеуказанные изменения исключили необходимость находить значения углов ϑ, ψ из условия максимума функции Гамильтона, следовательно, для нахождения угла γ больше не требуется применять градиентные методы. Угол γ определяется из условия $\frac{\partial H}{\partial \gamma} = 0$ следующим образом:

$$\gamma = \text{atan} \frac{\frac{\psi_\Psi}{V \cos \Theta} \cos \psi - \psi_V \sin \psi}{\psi_V \sin \vartheta \cos \psi - \frac{\psi_\Theta}{V} \cos \vartheta + \frac{\psi_\Psi}{V \cos \Theta} \sin \vartheta \sin \psi}. \quad (17)$$

На рис. 8 представлены результаты расчета областей достижимости прототипа космического летательного аппарата.

Как видно из результатов, представленных на рис. 9, применение критерия (15) позволяет получить переднюю границу области достижимости, благодаря чему представляется возможным дальнейшее решение задачи сближения двух гипотетических космических аппаратов.



а)
Рис. 9 – а) ОД КЛА1 полученная с применением критерия 15
б) сравнение в сечении всех рассчитанных областей достижимости КЛА1

Библиографический список

1. Понтрягин Л. С., Болтянский В. Г., Гамкрелидзе Р. В., Мищенко Е. Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1983. 393 с.
2. Крылов И. А., Черноусько Ф. Л Алгоритм метода последовательных приближений для задач оптимального управления // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1972. 12:1 С. 14 – 34.
3. Калиткин Н. Н. Численные методы. М.: Наука, 1978. 512 с.

УДК 621.317.08

МЕТОД ВЕРИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАДИОЛОКАТОРОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ ЭЛЕМЕНТОВ РАДИОФОТОНИКИ И ОПТОВОЛОКОННЫХ ЛИНИЙ ЗАДЕРЖКИ

Н. И. Далбаева, Я. Г. Ибрагимова, О. А. Терешенкова, А. А. Ким

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

Введение. Радиочастотные локационные системы (РЛС) являются наиболее распространенными техническими средствами, применяемыми для дистанционного зондирования атмосферы с целью обнаружения и оценки свойств удаленных объектов, а также для измерения метеорологических параметров атмосферы. Несмотря на обширное применение РЛС, можно отметить, что на сегодняшний день не существует единой методики поверки их эксплуатационных параметров. Эта проблема наиболее важна для метеорологических РЛС, работающих по распределенным атмосферным целям с неявными границами. Методы верификации эксплуатационных параметров, применяемые сегодня, как правило, достаточно сложны в реализации, требуют метрологического подтверждения собственных характеристик и не всегда обеспечивают необходимый уровень точности. В связи с этим расширение перечня методов и технических средств верификации параметров РЛС представляется весьма актуальной задачей.

Концепция метода. В настоящее время существует достаточно много методов и их реализующих технических средств для верификации параметров РЛС. Условно их можно раз-

делить по принципу работы и области использования контролируемого радиолокатора. Например, для поверки РЛС, определяющих расстояние до твердой цели, чаще всего используются методы контроля, основанные на применении геодезических полигонов. В этом методе полигон является реальной атмосферной трассой, обладающей известной протяженностью; на базисах геодезического полигона устанавливаются отражающие объекты – радиолокационные мишени. Данный метод обеспечивает высокую точность измерений расстояний, но в то же время имеет ряд существенных недостатков: ограниченность измеряемых расстояний, сложность в организации испытаний и необходимость доставки контролируемой РЛС к месту испытаний. Другой тип методов контроля характеристик РЛС заключается в сравнении результатов измерений с данными, полученными с референсного измерительного устройства [1]. Несмотря на кажущуюся простоту и практичность такого подхода, он также обладает рядом значимых недостатков. Референсное измерительное устройство должно обладать как минимум трехкратным запасом по точности собственных измерений. На практике это условие далеко не всегда может быть выполнено. В случае применения в качестве референсных устройств приборов, работающих на иных принципах, нежеливеряемое, возникают сложности с интерпретацией и экстраполяцией результатов измерений (как, например, в случае поверки метеолокатора с помощью метеорологического радиозонда). Существует ряд методов, основанных на применении в качестве поверочного устройства имитатора цели [2]. Такая методика может быть использована для верификации характеристик в т.ч. доплеровской радиолокационной системы (ДРЛС). Имитатор цели представляет собой активное устройство, которое переизлучает сигнал РЛС, производя с ним требуемые манипуляции: временная задержка, частотная или амплитудная модуляция, ослабление, растяжение импульсов по времени и т.д. Этот подход оказывается достаточно удобным в применении и позволяет осуществить имитацию некоторого набора параметров объекта, но, в то же время, предъявляет чрезвычайно высокие требования к самому имитатору цели.

Весьма перспективным подходом для решения проблемы верификации радиолокаторов является применение элементов радиофотоники и оптоволоконных линий задержки. Этот метод сочетает в себе преимущества геодезических полигонов и имитаторов цели, однако в существенной степени лишен их недостатков. Суть метода заключается в том, что временные интервалы, пропорциональные дальности до удаленных имитируемых объектов, создаются в оптоволоконных линиях задержки. Поскольку оптоволокно является стабильной средой распространения, а его длину можно измерить с высокой точностью, это приводит к тому, что имитируемые эквиваленты атмосферных расстояний могут быть заданы даже с избыточной точностью. Другим неоспоримым преимуществом оптоволоконных линий является также и то, что они могут быть сконфигурированы практически любым образом, формируя имитации целых атмосферных трасс, содержащих множество объектов. В отличие от классических радиочастотных имитаторов цели, они являются полностью пассивными, а их параметры определяются длинами волокон и коэффициентами отведения – теми параметрами, которые могут быть заданы в соответствии с точностными требованиями, предъявляемыми к рабочему эталону. Применение концепции имитационной оптоволоконной трассы впервые было предложено и успешно апробировано для верификации параметров оптических локаторов: дальномеров и метеорологических ЛИДАРов [3]; имитационная оптоволоконная линия в настоящее время аттестована в качестве рабочего эталона [4].

Применение имитационной оптоволоконной линии для верификации эксплуатационных параметров РЛС может обеспечиваться посредством электрооптического и оптоэлектронного преобразования с помощью элементов радиофотоники – активно развивающейся области науки, объединяющей фотонику, полупроводниковую и СВЧ технику. Излученный РЛС импульс переносится на оптическую несущую, после чего он поступает в имитационную оптоволоконную линию, по выходу из которой происходит обратное оптоэлектронное преобразование с последующим переизлучением сигнала в апертуру РЛС [5].

Для осуществления переноса радиосигнала на оптическую несущую необходимо принять и отвести часть излучения РЛС рупорной или иной антенной, установленной в непосредственной близости от РЛС. Приемную антенну целесообразнее установить на оси визирования передающей антенны РЛС в области главного лепестка диаграммы направленности (ДН). На рис. 1 представлено схематическое расположение РЛС и приемной антенны, где 1 – антенна испытываемой РЛС, 2 – диаграмма направленности, 3 – приемная антенна.

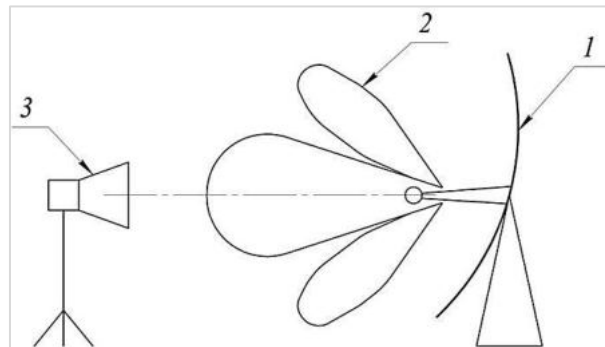


Рис. 1. Расположение приемной антенны и РЛС

Полученный с приемной антенны электрический сигнал будет модулировать оптическую несущую, в качестве которой целесообразно использовать излучение лазера с длиной волны 1550 нм, поскольку в кварцевых оптических волокнах для такой длины волны излучения наблюдаются наименьшие затухания. Амплитудная модуляция излучения лазера производится посредством электрооптического модулятора (ЭОМ) на основе интерферометра Маха-Цендера, выполненного на кристалле LiNbO₃ или InP. Принцип действия ЭОМ основывается на изменении показателя преломления материала при приложении внешнего электрического поля. Ввиду малой инерционности электрооптического эффекта полоса пропускания ЭОМ может достигать 40-60 ГГц для ниобата лития и более 100 ГГц для фосфида индия. Типичная схема устройства модулятора представлена на рисунке 2 [6].

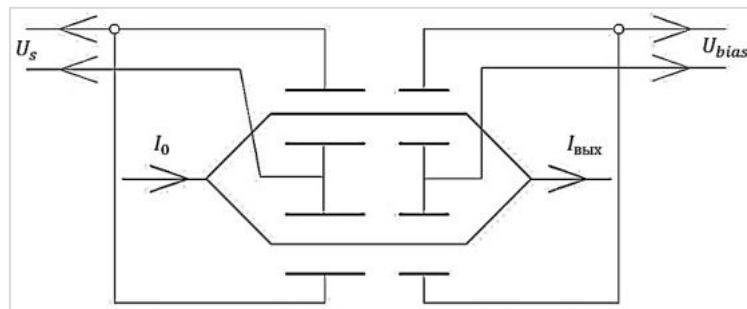


Рис. 2. Схема электрооптического модулятора Маха-Цендера: $I_0, I_{\text{вых}}$ – лазерное излучение на входе и выходе модулятора; U_s – напряжение сигнальное; U_{bias} – управляющее напряжение смещения

В результате интенсивность выходного излучения имеет следующую зависимость от прикладываемого к электродам напряжения (1):

$$I_{\text{вых}} = 0,5 * I_0 \left(1 + \frac{\pi U}{U_\pi} \right) = 0,5 * I_0 (1 + \cos \varphi), \quad (1)$$

где I_0 – входная интенсивность излучения лазера с учетом потерь на разветвителе; U – напряжение, подаваемое на электроды, U_π – полуволновое напряжение, при котором разность фаз $\varphi = \pi$; $\varphi = \frac{\pi U}{U_\pi}$ – разность фаз интерферирующих пучков. [6]

В настоящее время доступны модули электрооптических модуляторов, характеристики которых представлены в таблице 1. Как видно, такие модуляторы могут быть использованы для работы в любом диапазоне СВЧ излучения, в т.ч. наиболее распространенных в радиолокации X, Ku, K и Ka.

Таблица 1
Сравнительная таблица электрооптических модуляторов

Модулятор, производитель	Рабочий диапазон длин волн, нм	Полуволновое напряжение, В	Номинальная ширина полосы пропускания, ГГц
MXAN-LN-10 IXBLUE, PHOTONICS	1530-1625	5.5	10-12
MXER-LN-20 IXBLUE, PHOTONICS	1530-1625	5.5	18-20
IM-1550-40-PM, Optilab	1525-1610	5	40



Рис. 3. Внешний вид электрооптических модуляторов

Промодулированное СВЧ сигналом оптическое излучение подается в оптоволоконную линию задержки, содержащую линейные и ответвляющие элементы. Для имитации атмосферной трассы, содержащей множество отражающих объектов, может быть использована последовательная, циклическая или зеркальная схема организации имитационной линии. Основные схемотехнические решения подробно описаны в работах [3, 5], однако их общий принцип действия иллюстрируется изображением на рис.4.

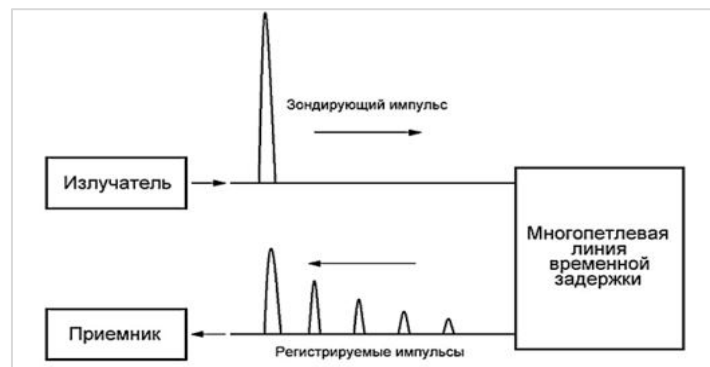


Рис. 4. Формирование отражений от имитируемых объектов в оптоволоконной имитационной линии временной задержки

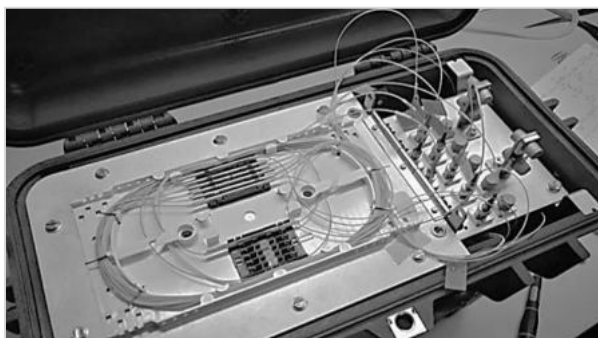


Рис. 5. Внешний вид волоконно-оптической сборки имитационной линии в ударопрочном корпусе

Время распространения светового импульса в оптоволокне T_f определяется выражением:

$$T_f = \frac{l \cdot N_{eff}}{c}, \quad (2)$$

где l – длина оптического волокна, N_{eff} – эффективный показатель преломления оптоволокна.

Параметр N_{eff} является паспортной характеристикой оптического волокна, однако зависит также и от длины волны излучения. Методика его измерения рассмотрена в работе [7]. Таким образом, изменяя длины оптических волокон в составе имитационной линии и используя различные структуры, можно реализовать требуемые пространственно-временные характеристики имитируемой трассы.

Для обратного оптоэлектронного преобразования требуется фотоприемный модуль. Выход имитационной оптоволоконной линии подключается к высокочастотному фотоприемнику, в котором происходит оптоэлектронное преобразование, и выделенный СВЧ-сигнал после усиления направляется на контролируемый радар методом антенного переизлучения или подключения непосредственно к приемному СВЧ тракту. Наилучшими характеристиками быстрого действия обладают PIN-фотодиоды. Их выходной ток может быть рассчитан из соотношения (3) [8].

$$I_{ph} = \frac{\eta q}{h\nu} P_{opt}, \quad (3)$$

где η – квантовая эффективность, q – заряд электрона, h – постоянная Планка, ν – частота оптического излучения, P_{opt} – мощность падающего оптического излучения.

Квантовая эффективность при этом определяется по формуле (4) [8]:

$$\eta = (1 - R)(1 - e^{-\alpha d}), \quad (4)$$

где R – коэффициент отражения, α – коэффициент поглощения света, d – толщина обедненной области.

В Таблице 2 представлены некоторые из коммерчески доступных фотоприемников с шириной полосы пропускания до 40 ГГц. Типичное значение чувствительности для 1550 нм в структуре InGaAs составляет порядка 0,7-0,9 А/Вт.

В настоящее время на кафедре «И1» Лазерная техника БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова ведутся работы по исследованию и макетированию (рис. 5) радиофотонных осцилляторов и стендового оборудования для верификации эксплуатационных параметров РЛС с применением оптоволоконных имитационных линий задержки.

Выводы. Описанный метод верификации основных эксплуатационных параметров РЛС с применением оптоволоконных линий задержки сложной структуры и элементов радиофотоники сочетает в себе преимущества геодезических полигонов и радиочастотных имитаторов цели, однако в существенной степени лишен их недостатков. К преимуществам метода можно отнести следующее: не требуется транспортировка РЛС к месту испытаний, возможность

имитации атмосферной трассы любой конфигурации и протяженности, высокая точность, возможность работы в полевых условиях, низкая зависимость от внешних параметров.

Таблица 2
Сравнение фотоприемников

Фотоприемник	Рабочая длина волны, нм	Рабочая частота, ГГц	Чувствительность, А/Вт	Темновой ток, нА	Диапазон рабочих температур, °С
Hamamatsu InGaAs PIN Photodiode G112180-110A	900...1670	40	1.1	0.2	-40...+70
ДИЛАЗ InGaAs PIN фотоприёмник ДФДМШ40-16	1300/1550	16	0.35	10	-40...+60
GOOCH & HOUSEGO EM169	1280...1650	20	0.95	100	-40...+85
Emcore 2522 Microwave Packaged Photodiode	1310/1550	22	0.7	5	-40...+85

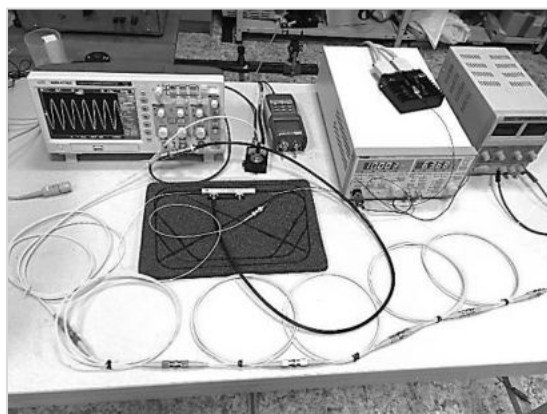


Рис. 6. Макет радиофотонной установки

В настоящее время на рынке достаточно широко представлены коммерчески доступные образцы элементной базы, удовлетворяющие требованиям широкой полосы пропускания. В БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в настоящее время ведутся работы по макетированию радиофотонных осцилляторов и стендового оборудования для верификации эксплуатационных параметров РЛС с применением оптоволоконных имитационных линий задержки.

Библиографический список

1. Способ оценки точности доплеровского радиолокатора профилей ветра. Пат. 2460091 Российская Федерация, МПК G01S 13/95 / Сагитов В. В. [и др.]; заявитель и патентообладатель РФ, от имени которой выступает Минобороны России, АО ЦКБА – N 2011108202/07; заявл. 02.03.11; опубл. 27.08.12, Бюл. N 24. 11 с.: 1 ил.
2. Имитатор движущейся цели. АС 1840999 СССР, МПК G01S 7/40. / Каретников В. Г. [и др.]; заявитель и патентообладатель НИИ «Квант» - N 2018120566; заявл. 02.01.84; публ. 10.12.14, Бюл. N 34. 7 с.: 1 ил.
3. Способ контроля и поверки метеорологического лидарного оборудования типа облакомер и устройство для его осуществления. Пат. 2636797 Российская Федерация МПК G01S 7/497, G01C 25/00. / Ким А. А., Клочков Д. В.; заявитель и патентообладатель ООО «НПП «Лазерные Системы». N 2017101645; заявл. 19.01.2017; опубл. 28.11.17, Бюл. №34. 16 с.: 3 ил.
4. Свидетельство об аттестации рабочего эталона №01 3.6БНЛ.0001.2017 от 18 апреля 2017, выданное ФГУП «ВНИИМ» им. Д. И. Менделеева.
5. Ильин М. Ю., Клочков Д. В., Ким А. А. Имитация атмосферной трассы для контроля эксплуатационных характеристик метеорологических зондирующих систем // Проблемы военно-прикладной геофизики и контроля состояния природной среды: материалы V Всероссийской научной конференции, Санкт-Петербург, 23 – 25 мая 2018 г. / под общ. ред. Ю. В. Кулешова; редкол.: Ю. В. Кулешов, Г. Г. Щукин и др.; отв. за вып.: А. С. Тимошук. СПб: ВКА имени А. Ф. Можайского, 2018.
6. Афанасьев В. М. Электрооптический модулятор по схеме интерферометра Маха-Цендера // Прикладная фотоника. 2016. №4. С. 341 – 369.
7. Ким А. А., Поначевная И. Ф. Метод измерения эффективного показателя преломления волновода // Молодежь. Техника. Космос: сб. трудов X ОМНПК. Санкт-Петербург, 18 -20 апреля 2018 г. СПб: БГТУ «Военмех». 2018. С. 173 – 176.
8. Чистохин И. Б., Журавлев К. С. СВЧ-фотодетекторы для аналоговой оптоволоконной связи // Успехи прикладной физики. 2015. Том 3. № 1. С. 85 – 94.

УДК 620.92

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВОЙСК В ПОЛЕВЫХ УСЛОВИЯХ

А. А. Демьянов, В. А. Тучин

*НИИ (ВСИ МТО ВС РФ) Военной академии материально-технического обеспечения
им. генерала армии А. В. Хрулева*

Применение инновационных технологий и технических средств при размещении войск в полевых условиях – непрерывный процесс, который позволяет обеспечить эффективное функционирование военного хозяйства, повышение автономности подразделений, их мобильности.

Для множества гражданских технологий в промышленности и энергетике уже найдено применение в системе обеспечения войск при размещении в полевых условиях.

Применение нетрадиционных источников энергии. Главная задача материально-технического обеспечения во время пребывания подразделения в полевых условиях – непрерывно обеспечивать войско необходимой энергией для функционирования. Войска получают энергию в районах боевых действий конвоем с топливом, который может в любое время быть обнаружен противником и уничтожен, что приведет к гибели конвоя и перебоям

поставок топлива. Частично повысить автономность подразделения в энергии позволяют нетрадиционные источники энергии. [1]

Фотоэлектрические генераторные системы

Пример применения фотоэлектрических генераторных систем – гибридные установки для обеспечения нужд полевого лагеря США. Фотоэлектрическая генераторная система представляет из себя преобразователь солнечной энергии, работающий совместно со стандартным дизель-генератором.

Помимо гибридных систем, в Вооруженных силах США получили распространение различные модули для индивидуального пользования: палатки и тенты, оснащенные гибкими солнечными панелями. Данные конструкции обеспечивают экспедиционные силы электроэнергией.

В России данным направлением занимается группы компаний Nevel solar, предлагающие тент на солнечных элементах для тихого обеспечения электроэнергией (рис. 1). Вес такой палатки сопоставим с весом электрогенератором без топлива.



Рис. 1. Гибкие солнечные панели

Мобильные солнечные электростанции

Для эффективной работы на большом удалении от баз подразделения вооруженных сил и других структур нуждаются в специальном оснащении, обеспечивающем эксплуатацию тех или иных систем. В частности, широкое применение электронной аппаратуры с некоторых пор предъявляет требования в виде необходимости систем подзарядки, способных работать в полевых условиях.

Основными элементами систем подзарядки, например комплекса ЭПС-120П [2], являются блок-электростанция и панель с солнечными батареями. Электростанция представляет собой защищенный кейс, вмещающий все необходимые устройства. В нем располагаются аккумуляторная батарея, устройства управления и средства передачи энергии потребителям. Также на кейсе предусматривается разъем для соединения с панелью солнечной батареи. Размеры и масса позволяют переносить кейс силами одного человека.

Необходимо отметить, что данные системы не являются новинкой и уже давно поставляются в эксплуатацию в силовых структурах, но разработки в данном направлении активно ведутся, например, проект «ФЭС-Тигр» (рис. 2). Его целью является создание солнечной электростанции, пригодной для установки на командно-штабной машине Р-145БМА на шасси «Тигр». Использование солнечных батарей позволяет работать и выполнять поставленные задачи в различных условиях, сокращая расход топлива на энергоснабжение радиоэлектронной аппаратуры.

Однако стоит обратить внимание на то, что КПД стандартного солнечного оборудования непостоянен и зависит от ряда факторов. Большое значение имеет угол установки их относительно падающего света, интенсивность и продолжительность инсоляции, которая определя-

ется погодными условиями, длительностью дня и ночи. В Российской Федерации солнечную энергию можно выработать только 160 Вт на 1 м² фотоэлектрического полотна с учетом того, что КПД солнечных батарей в нашей стране равен 16% [3].



Рис. 2. Проект «ФЭС Тигр»



Рис. 3. Ветряная электростанция мощностью 300 Вт

Подробный анализ использования стандартных солнечных панелей показал недостаточную энергоэффективность подобного рода оборудования, применяемую на территориях, удаленных от коммуникаций.

Применение мобильных ветрогенераторов

В районах размещения полевых лагерей с сильным ветром, например, Арктика, целесообразно применять мобильные ветроэлектрогенераторы (рис.3). Они также способны заряжать всю необходимую радио и электроаппаратуру полевого лагеря. Данные системы, как и фотоэлектрические генераторные системы сильно различаются по мощностным характеристикам в зависимости от их размеров.

Разведывательно-охранная система. Система охраны мест дислокации тактических подразделений создается на основе автоматизированной системы наземных разведывательно-сигнализационных приборов долговременного действия на основе необслуживаемых датчиков.



Рис. 4. Состав разведывательно-охранная система

Состав системы:

1. Комплект разведывательно-сигнализационных устройств (PCY) беспроводного типа с оконечными датчиками (базовый комплект включает сейсмоакустические датчики).
2. Центральный прибор обработки и управления.
3. Переносной контрольный прибор.
4. Аппаратура сопряжения с АСУ подразделения.
5. Комплект приспособлений для обслуживания, транспортирования, установки и сбора датчиков.

Решаемые задачи:

- наблюдение за районами, в которых возможно или ожидается сосредоточение либо перемещение войск противника;
- ведение разведки наиболее вероятных маршрутов наступления противника;
- определение направлений и интенсивности перемещения войск;
- контроль за районами, где может осуществляться высадка воздушных и морских десантов, а также форсирование водных преград противником;
- нацеливание средств разведки (самолетов разведывательной авиации, космических аппаратов, БПЛА), обеспечивающих высокую точность определения местоположения целей для доразведки в интересах огневого поражения указанных целей;
- доразведка и сопровождение перемещающихся целей, ранее обнаруженных и распознанных другими средствами разведки, в интересах огневого поражения указанных целей;
- охрана районов государственной границы, линий разделения противостоящих сил и демилитаризованных зон.

Зарубежным аналогом, отвечающим современным принципам передачи и обработки информации, является система REMBASS (США), однако ее недостатками являются неоптимальные габариты и стоимость для разведывательно-охранной системы.

Применение полевых лабораторий, оснащенных 3D-принтерами

3D – печать оборудования и техники

Армия США реализует программу оснащения войск на передовой необходимыми технологиями и техническими средствами для постройки специализированных малогабаритных летающих дронов в специальных 3D лабораториях.

Компактный квадрокоптер, оснащенный лишь простой камерой, способен передавать картинку местности и расположения сил противника перед боем, что в свою очередь помогает минимизировать потери.

В результате испытаний установлено, что квадрокоптер печатается и собирается менее чем за сутки. Дорогое оборудование не требуется, так как разработчики обходятся настольными FDM 3D-принтерами LulzBot. Кроме дронов, планируется реализовать печать других элементов материально-технического обеспечения, например, планок Пикатинни, мобильных зарядок и т.д.

Применение 3D – печати для строительства укреплений, временных сооружений

В будущем роботизированные системы должны выполнять всю опасную и трудозатратную работу, а строительство на передовой обладает всеми перечисленными признаками. Наличие у подразделения строительного 3D-принтера с возможностью возведения зданий по требованию станет огромным преимуществом.

Аддитивные технологии также применяются в строительном производстве, тестируются и внедряются новые технологические схемы производства строительных деталей.

3D-принтер для печати военных сооружений - порталной конструкции, отличается от коммерческих аналогов способностью печатать грубыми бетонными смесями с частицами диаметром до одного сантиметра (рис. 5).

В идеальных условиях для работы подобный объект можно выполнить примерно за сутки, особенно если автоматизировать процесс смешивания строительного материала. Пока что приготовление смесей и заправка 3D-принтера осуществляются вручную.

Перспективным направлением является применение для печати из местных материалов, т.к. данная технология сильно упростит логистику боевых подразделений, часто меняющих место дислокации. В этом случае палатки и панельные дома заменит компактная полевая лаборатория со строительным 3D-принтером.

Одним из первых примеров стал 3D-печатный барак под обозначением «B-Hut». Жилой блок площадью около пятидесяти квадратных метров изготовлен Научно-исследовательской строительной лабораторией (CERL), входящей в состав Инженерного центра исследований и разработок (ERDC) Инженерных войск США. Производительность строительных бригад при

использовании новой технологии вместо традиционной сборки барачков из деревянных панелей повышается примерно на 62 %, не говоря уже о значительном сокращении в плане объемов перевозимых стройматериалов.



Рис. 5. Строительный 3D-принтер для печати военных сооружений

3D-печатные армейские постройки могут найти применение не только во время вооруженных конфликтов, так как инженерные войска нередко призываются на помощь в ликвидации последствий наводнений, ураганов и других стихийных бедствий, а мобильные аддитивные строительные лаборатории могут оказаться полезны при возведении временного жилья для гражданского населения [4].

Заключение. На данном этапе развития автономные фотоэлектрические и кинетические генераторные системы одинаково актуальны, как в южном, так и в арктическом регионе, поскольку возможно уменьшение количества затрачиваемого топлива [5]. Применение 3D-печати в полевых условиях на сегодняшний момент ограничено опытными разработками и экспериментами, однако следует ожидать повсеместного внедрения аддитивных технологий в материально-техническое обеспечение полевых лагерей.

Библиографический список

1. Информационный сборник «Материально-техническое обеспечение Вооруженных Сил Российской Федерации» / под общей редакцией заместителя Министра обороны Российской Федерации генерала армии Д. В. Булгакова, 2011. 92 с.
2. ЭПС-120П, переносная солнечная электростанция. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.arms-expo.ru/armament/samples/810/83209/>.
3. Солнечные батареи: перспективы использования, эффективность. [Электронный ресурс]. URL : <http://www.1poteply.ru/radiator/effektivnost-solnechnyx-batarej.html>.
4. Инженерные войска американской армии примут на вооружение строительную 3D-печать. [Электронный ресурс]. URL: <http://3dtoday.ru/blogs/news3dtoday/the-army-corps-of-engineers-us-army-will-adopt-construction-3d-printin/>.
5. Демьянов А.А., Бакаев В.Н., Шевченко П.А. Перспективное применение современных систем обеспечения автономности полевых лагерей ВС РФ // Молодежь. Техника. Космос. Труды X ОМНТК. СПб: БГТУ «Военмех», 2018. С. 341 – 345.

КОСМИЧЕСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ ПО ИЗМЕРЕНИЮ ТЕМПЕРАТУРНОЙ ЗАВИСИМОСТИ СИЛЫ ГРАВИТАЦИИ

А. Л. Дмитриев

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

Предложен орбитальный космический эксперимент с целью высокоточных измерений температурной зависимости силы гравитации (гравитационной массы тел). Учет этой зависимости позволяет повысить точность расчетов траекторий космических аппаратов. Сущность эксперимента состоит в фиксировании радиальных смещений нагреваемой пробной массы относительно корпуса носителя, находящегося на орбите спутника Земли.

Температурная зависимость силы гравитации имеет большое значение в космической баллистике при точных расчетах траекторий космических аппаратов. Долгое время влияние этого фактора считалось несущественным вследствие крайне малой величины ожидаемого температурного эффекта. Этому способствовало утверждение теории относительности (ТО), что изменение Δm гравитационной и равной ей инертной массы тела обусловлено изменением ΔE его внутренней, в том числе тепловой энергии, при этом

$$\Delta m = \Delta E / c^2, \quad (1)$$

где c – скорость света в вакууме [1]. Изменение тепловой энергии тела массой m равно $\Delta E = mC\Delta T$, где ΔT – изменение абсолютной температуры и C – удельная теплоемкость материала, следовательно, релятивистское относительное температурное изменение массы тела равно

$$\frac{\Delta m}{m} = \frac{C}{c^2} \Delta T \quad (2)$$

Например, для образца из железа ($C = 457 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$), нагретого на 100°C , $\frac{\Delta m}{m} \approx 5 \cdot 10^{-13}$ и соот-

ветствующее температурное увеличение гравитационной массы образца весом 1 кг равно $5 \cdot 10^{-4} \text{ мкг}$. Эта величина недоступна современным лабораторным средствам измерений и до сих пор прямых подтверждений соотношений 1, 2 в современной наземной метрологии массы нет.

Между тем, сравнительно сильная отрицательная температурная зависимость массы (веса) тел неоднократно фиксировалась в лабораторных экспериментах. Температурное уменьшение массы тонких пленок окислов алюминия показано, например, в работе Роклайна и Джорджа [2]. Уменьшение силы гравитации, действующей на нагреваемое пробное тело, подтверждено экспериментами физиков КНР [3]. В России температурная зависимость веса образцов различных немагнитных металлов (медь, латунь, дюралюминий, свинец), подробно исследовалась еще в начале 2000-х гг. [4 – 6]. Данные этих измерений указывают на значительное, вопреки предсказаниям ТО, уменьшение физического (не связанного с действием различных артефактов – теплового расширения, плавучести, воздушной конвекции, электромагнитных полей) веса тел при их нагревании.

В предлагаемом космическом эксперименте высокоточное измерение температурной зависимости силы гравитации осуществляется с использованием специального компактного измерительного блока (модуля), установленного на спутнике или МКС, путем измерения смещения нагреваемого пробного тела, находящегося внутри такого модуля.

Радиус R орбиты тела при свободном движении в центральном гравитационном поле определяется его скоростью V и ускорением g действующей на тело силы тяжести,

$$R = v^2 / g \quad (3)$$

При постоянной величине V изменения Δg ускорения силы тяжести, приложенной к телу, соответствующие изменению Δm его гравитационной массы, вызывают пропорциональные изменения ΔR радиуса его орбиты,

$$\Delta R / R = -\Delta g / g = -\Delta m / m = -\gamma \Delta T, \quad (4)$$

где относительная величина γ температурного изменения массы равна

$$\gamma = \left(\frac{\Delta m}{m} \right) \frac{1}{\Delta T} \quad (5)$$

Согласно (4), при положительном γ нагревание тела ($\Delta T > 0$) обусловит уменьшение ΔR радиуса его геоцентрической орбиты. В частности, в релятивистском приближении (2)

$$\Delta R = -\frac{RC}{c^2} \Delta T \quad (6)$$

Если на околоземной орбите вдоль ее радиуса расположены две массы и температура одной из них изменяется, физическая температурная зависимость силы гравитации (ускорения свободного падения) будет причиной изменения взаимного расположения этих масс. Благодаря большой величине R , радиальное смещение ΔR траектории нагреваемого либо охлаждаемого тела может быть весьма значительным и доступным прямым измерениям. Например, при радиусе орбиты носителя, близком к среднему радиусу Земли $R \approx 6.8 \cdot 10^6$ м, релятивистское радиальное смещение образца, например, нагретого на 100^0 С, равно около 6.5 мкм; для более высоких орбит температурное смещение ΔR массы, очевидно, возрастает. Такой сдвиг пробной массы относительно корпуса носителя может быть измерен посредством бесконтактного оптического либо электростатического (емкостного) измерителя смещений.

Точность современных коммерческих бесконтактных измерителей смещений несколько десятков – сотен нм [7]. При использовании таких датчиков в орбитальных измерениях температурной зависимости гравитационной массы точность определения температурного коэффициента γ достигает уровня $10^{-16} K^{-1}$, достаточного для регистрации даже релятивистских эффектов. Параметры современных бесконтактных оптических измерителей смещений приведены в Таблице 1.

Таблица 1
Технические характеристики лазерных измерителей смещений (OMRON)

Модель	Расстояние до отражателя, мм	Размер луча, мкм	Разрешение, мкм	Отражатель
ZS-LD50	50	900×60	0.8	Диффузный
ZS-LD200	200	900×100	5	Диффузный
ZS-LD20T	20	900×25	0.25	Зеркальный
ZS-LD40T	40	2000×35	0.4	Зеркальный

Принципиальная схема предлагаемого эксперимента показана на рис. 1. Внутри носителя расположен компактный измерительный блок 1, содержащий пробную массу 2, закрепленную в корпусе блока, например, посредством металлической гофрированной мембраны 3, и бесконтактный (электрический либо оптический) датчик смещений пробной массы 4. Измерительный блок может находиться в двух положениях – допускающих смещение пробной массы вдоль и поперек вектора напряженности гравитационного поля Земли. Пробная масса содержит электрический нагреватель, подключаемый к бортовой сети МКС и управля-

емый внешним сигналом. При включении нагревателя сила гравитации, приложенная к пробному телу, изменяется, при этом изменяется радиус его орбиты, что приведет к смещениям пробной массы относительно корпуса измерительного блока. В ходе эксперимента температурные смещения пробной массы сравниваются при двух взаимно-перпендикулярных положениях блока относительно вертикали, что обеспечит достоверность проводимых измерений.

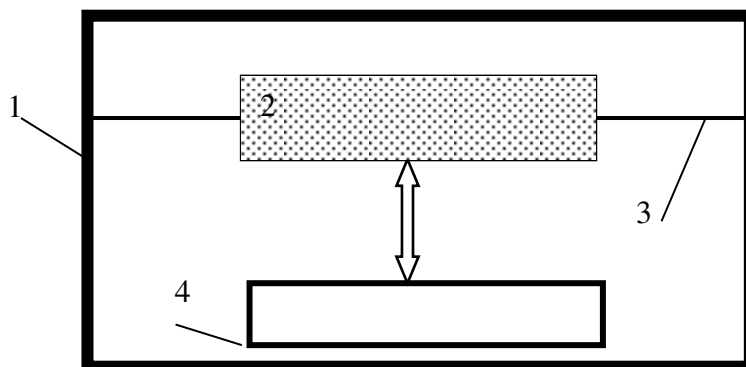


Рис. 17

Измерительный блок может находится при нормальных температуре и давлении воздуха внутри спутника либо МКС, и содержит термодатчик, а также крепежное электромеханическое устройство, включаемое во время действия перегрузок при выводе носителя на орбиту. Изменения положения пробного тела, вызванные неоднородностями гравитационного поля, а также изменениями скорости движения носителя, учитываются при статистической обработке получаемых данных. Соответствующая сервисная электроника используется для считывания данных смещений пробной массы и их передаче в канал телеметрии.

Предлагаемый эксперимент позволит с высокой точностью измерить величину и знак температурного смещения пробной массы. Это даст возможность установить, является ли температурная зависимость гравитационной массы тел положительной или отрицательной и оценить достоверность релятивистских поправок, вводимых в расчетные данные систем космической навигации. Техническим применением температурной зависимости гравитационной массы станет не только коррекция радиуса орбиты космического аппарата, но и изменение его пространственной ориентации (вращения) при неравномерном распределении массы и температуры в объеме аппарата.

Отметим, что оценку влияния температуры на вес находящегося на орбите Земли космического аппарата (КА) можно выполнить на основе статистической обработки имеющихся данных космической локации и спутниковой гравиметрии, при учете пространственного распределения температуры массивных элементов КА, а также радиационного нагрева КА со стороны Солнца.

Библиографический список

1. *Иваненко Д. Д., Сарданашивили Г. А.* Гравитация. М.: ЛКИ, 2010. 196 с.
2. *Rocklein M. N., George S. M.* Temperature-Induced Apparent Mass Changes Observed during Quartz Crystal Microbalance Measurements of Atomic Layer Deposition // *Analytical Chemistry*. 2003. V 75. № 19. P 4975.
3. *Fan Liangzao, Feng Jinsong, Liu Wuqing* An experiment discovery about gravitational force changes in materials due to temperature variation // *Engineering Sciences (China)*, 2010, №8(2).

4. Дмитриев А. Л., Никущенко Е. М., Снегов В. С. Влияние температуры тела на его вес // Измерительная техника. 2003. №2. С. 8.
5. Dmitriev A. L., Bulgakova S. A. Negative Temperature Dependence of Gravity – A Reality // Proc. WASET. 2013. Issue 79. P. 1560.
6. Dmitriev A. L. Physical substantiation of an opportunity of artificial change of body weight // Physics Procedia. 2012. V 38. P 150.
7. www.omron-industrial.com Displacement / measurement sensors Cat.-No. Q15E-EN-01.

УДК 629.78.007 : 613.65

ВНЕДРЕНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ЭКСОСКЕЛЕТА В КОСМИЧЕСКИЙ СКАФАНДР

Ежова Елизавета

ГБОУ «Лицей-интернат «ЦОД», г. Нижний Новгород

Обозначения: МКС – Международная космическая станция; ВКД – внекорабельная деятельность; СЖО – система жизнеобеспечения; САПР – система автоматизированного проектирования.

Введение. В августе 2018 года за бортом МКС была испытана новейшая российская модель скафандра для ВКД. Современная модификация скафандра «Орлан» представляет собой космический корабль, оснащенный максимальным количеством новейших технологических достижений.

Специалисты НПП «Звезда» видят в скафандре «Орлан-МКС» основу для лунного костюма. При этом отличий скафандра для работы на поверхности Луны или Марса и скафандра для работы в условиях невесомости очень много. Масса скафандра для Марса должна быть меньше примерно в 2 раза, чем масса существующих скафандров (120 – 130 кг), т.к. они разработаны для невесомости. Также в существующем скафандре нельзя ни встать из положения лежа, ни наклониться, ни сесть. Большая часть усилий оператора уходит не на выполнение задач ВКД, а на управление своим телом, что является нерешенной проблемой конструирования скафандра [21].

Доработок, требуемых для переоборудования скафандра для работы на Луне и Марсе, необходимо столь много, что более рациональным решением будет создание скафандра «с нуля». Отдельно стоит рассмотреть перчатки скафандра. Это самый нагруженный узел в оболочке, ведь космонавт «ходит» руками по поручням в невесомости и совершает много действий в перчатках: перестыковок карабинов, использование различных инструментов, при напланетной деятельности это также взятие и перенос предметов [20].

Проблема – неудобство перемещения в скафандре. Малая амплитуда движений. Большая затрата энергии на преодоление складок скафандра. Неприспособленность существующего скафандра к работе на Луне или Марсе.

Гипотеза – одно из наиболее эффективных решений проблемы - встроить конструкцию экзоскелета в скафандр, которая сможет упростить управление скафандром и сделает его более подвижным.

Объект исследования – скафандр «Орлан-МКС», технологии экзоскелетов.

Предмет исследования – внедрение технологии экзоскелета в космический скафандр.

Цель исследования – создание прототипа космического экзоскелета.

Задачи исследования:

1. Изучить историю изменения конструкции существующего скафандра.

2. Проанализировать существующие технологические решения.
3. Провести исследование примеров внедрения технологии экзоскелета в различные сферы человеческой деятельности.
4. Спрогнозировать сложности и возможные проблемы.
5. Рассмотреть космическую перчатку и создать принцип внедрения в нее технологии экзоскелета.
6. Разработать принцип работы устройства.
7. Создать 3D-модель прототипа устройства.
8. Собрать рабочий прототип устройства, провести его калибровку и отладку.
9. Начертить эскиз предполагаемого размещения приводов и механизмов экзоскелета в скафандре.

Методы исследования – анализ, сравнение, обобщение, моделирование, тестирование.

1. Исследование. В настоящее время на борту МКС используются скафандры линейки «Орлан». Важнейшие характеристики, которыми они должны обладать: защита от перегрева и переохлаждения, защита от солнечной радиации и метеорного вещества, минимальные массогабаритные характеристики, использование единого размера для любого космонавта. Учитывая все это, скафандр проектируется так, что рост космонавта может варьироваться от 165 до 190 см. Масса костюма не должна превышать 120 кг. Минимум работы в автономном режиме – 7 часов. При иных параметрах скафандр становится менее эффективным для работы на МКС [25].

1.1. Орлан-МКС – новейшая модель скафандра «Орлан», которая сложилась из ранних версий: модернизированный, компьютеризированный, синтетический. В новом скафандре космонавт может находиться в автономном режиме до 10 часов [22].

Отличительной особенностью модифицированного костюма стала система терморегуляции. Во время работы в открытом космосе космонавты испытывают серьезные нагрузки, поэтому выделяют большое количество тепла. Перегрев и повышенное потоотделение являются не только отвлекающими факторами, но и могут быть опасны для космонавта.

Для того, чтобы максимально обезопасить космонавта, основной жесткий корпус скафандра состоит из алюминиевого сплава. Корпус и гермошлем представляют собой единое целое. Рукава и штанины сделаны из мягкого подвижного материала. Весь костюм защищен несколькими слоями экранно-вакуумной теплоизоляции. Под жестким корпусом расположен мягкий терморегулирующий костюм, состоящий из трубок с циркулирующей по ним жидкостью.

Перчатка – самый нагруженный узел в оболочке, имеющий ряд технических особенностей: необходимость поддерживать повышенное давление и быть максимально подвижными. Получается, что сейчас космонавт затрачивает значительное количество энергии на управление собственными руками: в течение многих часов он манипулирует инструментами и небольшими деталями в газонаполненных перчатках, которые сражаются против сгибания его пальцев [8,9]. Не стоит забывать, что в российских скафандрах не предусмотрен обогрев пальцев и спустя несколько часов работы они перестают слушаться, на что жалуются космонавты.

Модернизация перчатки – потребность настоящего, а не будущего.

1.2. Экзоскелет – устройство, предназначенное для восполнения утраченных функций, увеличения силы мышц человека и увеличения амплитуды движений за счет внешнего каркаса и приводящих элементов [1, 2].

Различают активные и пассивные экзоскелеты. Активные экзоскелеты в качестве источника энергии используют внешние устройства, преобразующие электрическую энергию в механическую, приводящую в действие элементы конструкции, закрепленной на теле человека – электромеханические моторы. Пассивные экзоскелеты в качестве источника энергии используется перераспределение кинетической энергии и остаточной силы человека, посредством подвижной и адаптированной системы поддерживающих соединений, которая устанавливается на активные суставы и мышцы [3,6].

1.3. Экзоруки и протезы. В сети Интернет уже сейчас можно найти множество проектов по созданию экзоскелета и экзокисти.

В 2012 г. немецкая компания Festo разработала прототип экзоруки для придания человеку силы робота. Он состоит из восьми пневматических приводов, потенциометров и датчиков давления, отслеживающих силу и положение пальцев. Благодаря системе силовой обратной связи перчатки могут помочь управлять объектами на расстоянии, а это особо выгодно в случаях работы в опасной среде. Также оператор существенно увеличивает свою силу и может работать с более тяжелыми объектами с большой точностью [23, 24].

В 2012 г. был создан отечественный прототип экзоруки – «Рука Терминатора» – протез кисти, чувствующий нужную силу сжатия, разработанный МГТУ им. Н. Э. Баумана совместно с РКК «Энергия». Биоуправляемый протез действует по такому принципу, что пациент мысленным усилием старается передать фантомное движение своей отсутствующей конечности, из-за этого на нервных окончаниях культи возникает электрический импульс, оставшиеся мышцы сокращаются. Электрод, который крепится к коже в определенном участке культи, рядом с нужной мышцей, распознав этот импульс, отдает сигнал мотору – и тот приводит протез в движение. И сейчас РКК «Энергия» активно развивает сферу медицинских протезов [12, 13].

Подводя итог, можно сделать вывод, что теоретической и практической базы для применения возможностей экзоскелета в космонавтике достаточно. В космической отрасли экзоскелет, как средство помощи в передвижении и управлении скафандра, еще не применялся.

1.4. Аргументация решения. Почему именно экзоскелет?

- Сгибание и вращение оболочки скафандра будет производиться не в произвольном порядке, а строго по конструкции, что упрощает и делает более гибким пошив. По сути, мы дополняем мышцы и связки человеческого скелета механическими направляющими, тросами и двигателями.

- Меньше затрачивается усилий космонавтом на преодоление раздутости скафандра. Его действия становятся более энергоэффективными, а работа более продолжительной и комфортной.

- Теоретически, внедрив в конструкцию экзоскелета уже существующие разработки НАСА по Х1, можно будет моделировать нагрузки на преодоление земной гравитации, тем самым способствуя решению проблемы гиподинамии и атрофии мышц.

1.5. Возможные проблемы. В процессе внедрения технологии экзоскелета может возникнуть ряд проблем. Основная сложность состоит в увеличении затрат электроэнергии, громоздкости конструкции, увеличении массы.

Питание экзоскелета можно будет организовать напрямую со станции. В будущем, ко времени колонизации Луны и Марса, новые технологии энергетики смогут решить эту проблему. Если пытаться размещать аккумуляторы прямо в скафандре, это, во-первых, увеличит его массу, а во-вторых, уменьшит время работы космонавта, потому что, заряда современных батарей не хватит на 10 часов активного потребления. Однако, на начальных этапах внедрения перчаток и, возможно, пояса верхних конечностей в «Орлан» аккумуляторы, рассчитанные на необходимое количество часов работы, точно не увеличат массу скафандра до критического порога.

Вопрос громоздкости и увеличении массы возникает только при доставке скафандра на корабль и станцию. Поэтому одной из задач будет сделать его максимально прочным и легким. Она решается с помощью внедрения новых технологий и материалов: модифицированных механизмов, сплавов и тканей.

Очевидно, что собрать космический экзоскелет школьнику не под силу. Поэтому было принято решение внедрять технологию экзоскелета поэтапно. Начальным этапом следует взять создание экзоперчатки, актуальность чего была доказана выше.

2. Проектирование

2.1. Принцип работы. При поиске решения для реализации работы прототипа основным параметром выбора была ее наглядность и простота создания. Простейшие бионические руки представляют собой жесткие и прочные фаланги, скрепленные друг с другом нерастяжимыми тросами-связками. Датчики, закрепленные на оставшейся конечности, улавливают нервные импульсы к фантомной кисти и соответственно пальцам посылают сигнал к моторам, приводящим в движение тросы, обеспечивающие сжатие и разжимание пальцев. Экзозуки устроены тем же образом, однако конструкция самой перчатки размещается на тыльной стороне ладони.

Для космической перчатки было бы нерационально размещать конструкцию на внешней стороне, т.к. это значительно увеличивает размеры устройства. В условиях отсутствия внешней атмосферы перчатки надуваются сами собой, и поэтому происходит автоматическое разжатие кисти.

Не располагая электромиографическими датчиками, способными считывать нервные импульсы с предплечья, было принято решение использовать резистивные датчики давления, которые закреплялись бы на кончиках пальцев. Сама перчатка многослойна. Внутренний слой – герметичный, внешний – для удобного крепления тросов. Тросы тянутся через кольца, надетые на внутренний слой перчатки. Трос от каждого пальца намотан на соответствующую катушку, которая размещается на запястье кисти. Принцип работы основан на том, что, считывая силу нажатия кончика пальца на датчик, устройство посылает сигнал на сматывание троса, закрепленного на конце ладони, тем самым сжимая кисть. При отсутствии нажатия - разжимает кисть.

Одним из критериев выбора конструкции была безопасность. В приведенном решении, в случае возможных неполадок: отсутствии питания, заклинивании шнура – всегда остается возможность вырвать все устройство со шнурами с перчатки и продолжить работу в обычном режиме.

2.2. 3D-моделирование. Для наглядного представления устройства необходимо было создать его 3D-модель, а перед этим проработать все конструктивные решения. Сборка перчатки в программе «Компас-3D» (рис. 1) уже была к началу работы над этим проектом, однако было принято решение полностью переделать модель в Fusion-360 (рис.2). Затем отдельные детали были заново смоделированы и подготовлены к печати в САПР Autodesk Inventor (рис.3).

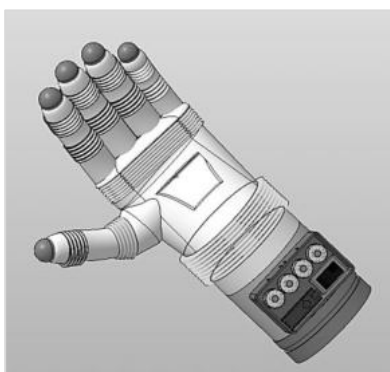


Рис. 1



Рис. 2

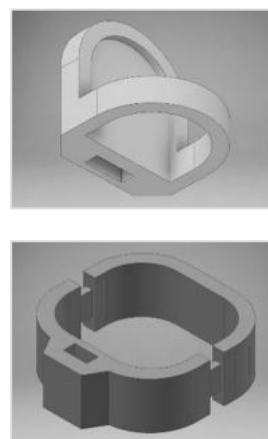


Рис. 3

2.3. Моделирование электронной схемы. Предполагая, что необходимых компонентов может не оказаться в наличии в технолаборатории моего учебного заведения, было принято решение сделать сначала модель электронной схемы прототипа (рис. 4). Питание схемы обеспечивается батареей типа «крона». Для управления DC моторами будут исполь-

зованы MX1508 драйверы. В схеме уже приведена будущая реализация дистанционного управления с помощью радиомодуля, в прототипе будет использоваться стандартный модуль NRF24L01. Дистанционное управление позволит смоделировать ситуацию, когда оператор не способен управлять кистью, но останется возможность удаленно управлять его перчаткой.

Программный код работы прототипа написан в среде Arduino IDE под четыре моторчика. В процессе отладки программы на Arduino Uno были проведены тесты (рис. 5) на имеющемся датчике и, исходя из его показаний и собственных ощущений, были выставлены значения скорости намотки шнура в соответствии с силой давления кончика пальца. Сейчас при слабом нажатии, прикосновении, моторчик не крутится и палец не сжимается, при увеличении давления на датчик, контроллер увеличивает скорость вращения оси двигателя, при полном отсутствии давления моторчик разматывает шнур, тем самым разжимая палец.

Разработка космической экзоперчатки является начальной стадией внедрения технологии экзоскелета в скафандр. Она найдет свое применение даже на МКС, упростит и сделает работу космонавта более энергоэффективной. Актуальность работы над данным проектом очевидна и показана выше. Сборка прототипа будет продолжена и увеличена до больших масштабов.

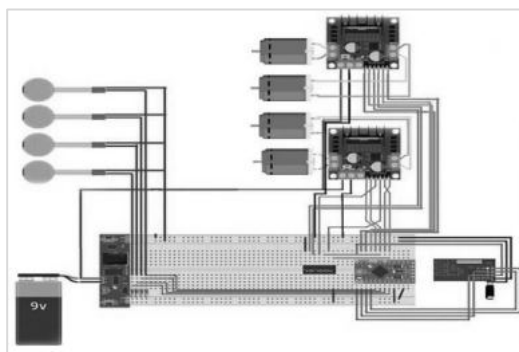


Рис. 4

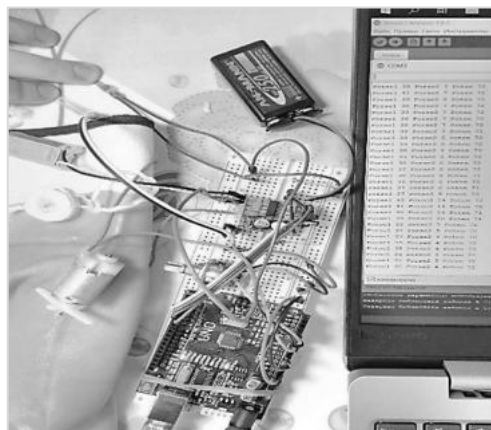


Рис. 5

2.4. Черчение. В процессе моделирования перчатки в Компас-3D был сделан чертеж в масштабе 1:1 прототипа (рис. 6). Он отражает как внешний облик перчатки, так и размещение механизма внутри. Чертеж был сделан на миллиметровой бумаге, все размеры брались с моей левой руки. К наиболее важным узлам рядом приписаны сноски, объясняющие выбор именно такой конструкции.

Изначально задумывалось сделать настоящий чертеж экзоскелета, учитывая все размеры. Однако, пришлось столкнуться с проблемой, что проанализировать какие именно механизмы будут встроены в экзоскелет, не имея под рукой скафандр, невозможно. Поэтому было принято решение сделать эскиз примерного размещения приводов экзоскелета (рис. 7 – 8). Анализ конструкций был проведен на основе существующих промышленных и военных экзоскелетов, а также моделей игровой индустрии.

Заключение. В настоящее время ГК «Роскосмос» активно планирует и начинает реализовывать Лунную программу. Однако, новейшая модель отечественного скафандра «Орлан-МКС» не предназначена для активного передвижения в нем. Основная проблема современных скафандров – малая амплитуда движений и неэнергоэффективное использование ресурсов космонавта. Одновременно с этим наблюдается сильный рост смежных отраслей науки: прототипирования, энергетики, новых материалов. Внедрение технологии экзоскелета уже происходит во многих отраслях промышленности, а в космонавтике оно способно решить

давние конструктивные сложности скафандра. Начинать внедрение следует поэтапно – с добавления экзоперчатки. Модернизация перчатки скафандра – задача, выполняемая даже школьником, что показывает данный проект.

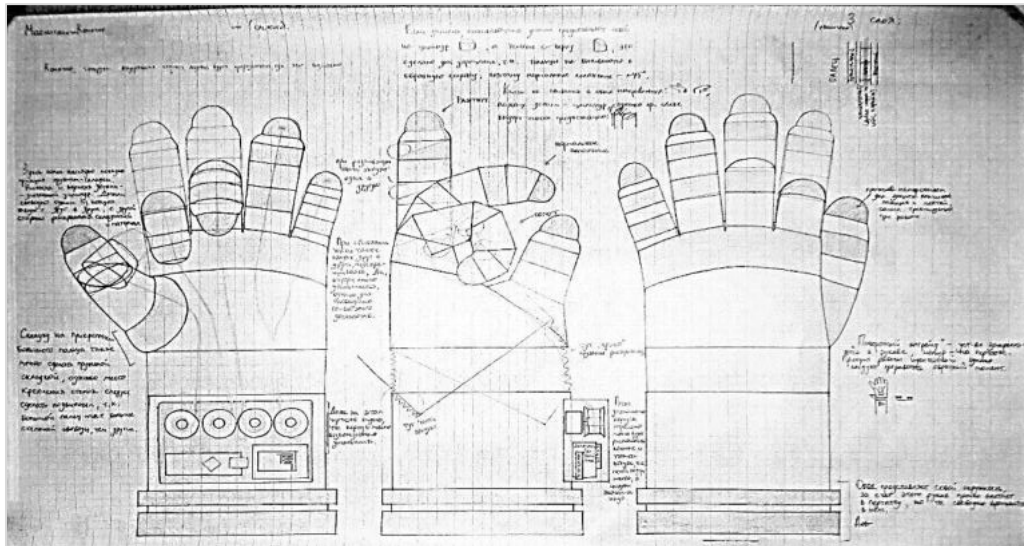


Рис. 6

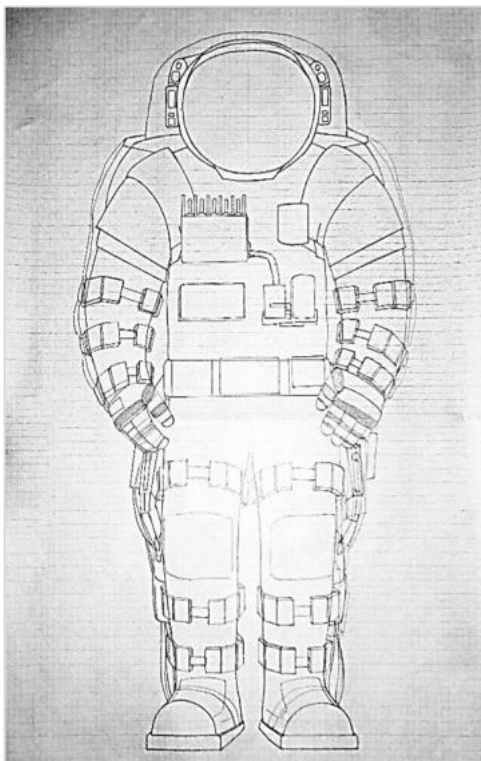


Рис. 7

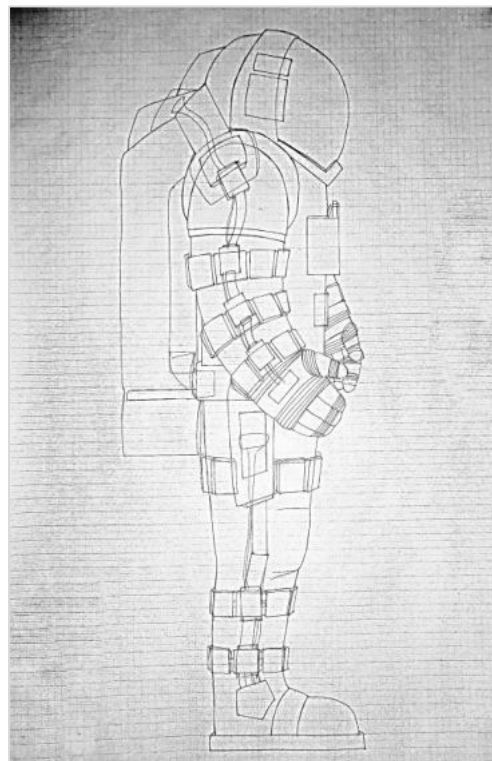


Рис. 8

В ходе проекта было проведено исследование примеров внедрения технологии экзоскелета в космический скафандр, изучены существующие конструктивные решения. В программе «Компас-3D», Fusion-360 и Autodesk Inventor разработана 3D-модель макета экзоперчатки. С помощью сервиса TinkerCad и circuit.io собрана электронная схема и оттестирован основной код. На платформе Arduino Uno собран рабочий макет прототипа, показывающий принцип работы устройства. Начерчен эскиз будущего экзоскелета, представляющий размещение конструкции на скафандре. В процессе работы был получен опыт 3D-моделирования, электротехники, программирования. Работа над проектом продолжается.

Научный руководитель – *Лазарева Мария Владимировна*, учитель информатики.

Библиографический список

1. *Воробьев А. А., Петрухин А. В., Засыпкина О. А.* и др. Экзоскелет как новое средство в абилитации и реабилитации инвалидов (обзор) // *Современные технологии в медицине.* – 2015. Т. 7. № 2. С. 185 – 197.
2. *Воробьев А. А., Андрющенко Ф. А., Засыпкина О. А.* и др. К методике определения анатомически зависимых параметров экзоскелета верхней конечности ЭКЗАР // *ВНМЖ.* 2015. №1. С. 58 – 61.
3. *Воробьев А. А., Петрухин А. В., Засыпкина О. А.* и др. Первый опыт клинической апробации пассивного экзоскелета верхней конечности // *Вестник Военно-медицинской академии.* 2015. № 2 (50). С. 51 – 52.
4. *Кнаепен К., Beyl P., Duerinck S., et al.* // *IEEE Trans. Neural. Syst. Rehabil. Eng.* 2014. Vol. 22 (6). P. 1128 – 1137.
5. *Воробьев А. А.* Терминология и классификация экзоскелетов. Волгоград: Изд-во ВолгГМУ, 2015. 140 с.
6. *Расселл Д.* Экзоскелет. Москва: Изд-во Книга, 2012. 90 с.
7. *Dava Newman.* «Building the future spacesuit» // *Ask Magazine.* 45 s. p.37 – 40.
8. Патент RU 2424957 Российская Федерация, МПК В64G 6/00. Автор: Беляева Надежда Леонидовна. Патентообладатель: ОАО «Научно-производственное предприятие «Звезда» имени академика Г. И. Северина». №2010125738/11; заявл. 24.06.2010; опубл. 27.07.2011; Бюл. №21-3 с.
9. Патент SU 1784536. В 64 G 6/00, В 64 D 10/00. Авторы: Моисеев Николай Александрович, Столицкий Анатолий Юделевич, Герасименко-Карпенко Олег Федорович. Патентообладатель: Машиностроительный завод «Звезда». №4823832/23; заявл. 07.05.1990; опубл. 30.12.1992; Бюл. №48. 3 с.
10. *Верейкин А. А.* Практическое применение экзоскелетов в строительстве и промышленности. [Электронный ресурс]: *Стройтехника оборудование для строителей России с 1971 года.* URL: <http://www.str-t.ru/reports/19/> (дата обращения 25.10.2018).
11. *Верейкин А. А.* К вопросу применения экзоскелетов в промышленной и строительной сфере – история разработок, виды, классификация. [Электронный ресурс]: *Стройтехника оборудование для строителей России с 1971 года.* URL: <http://www.str-t.ru/reports/18/> (дата обращения 25.10.2018).
12. *Константин Пукемов.* Протезы от космической корпорации. [Электронный ресурс]: URL: <http://dislife.ru/articles/view/19710> (дата обращения 23.10.2018).
13. ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королева». Официальный сайт. [Электронный ресурс]: Главная // Продукция. URL: <https://www.energia.ru/ru/conversion/prosthetic/pvk/pvk-02.html#> (дата обращения 10.10.2018).
14. Дмитрий Саркисов. Орбитальное здоровье, как космическая медицина спасает людей на Земле. [Электронный ресурс]: URL: <https://lenta.ru/articles/2016/09/09/rosocosmos/> (дата обращения 14.12.2018).

15. *Jasmin Malik Chua*. What We Will Wear on Mars? [Электронный ресурс]: URL: <https://www.racked.com/2018/6/18/17466150/mars-spacesuit> (дата обращения 14.12.2018).
16. NASA's official site // about spacesuits. [Электронный ресурс]: URL: <https://www.nasa.gov/suitup> (дата обращения 23.10.2018).
17. Ekso Bionics official site. [Электронный ресурс]: URL: <https://eksobionics.com/> (дата обращения 10.10.2018).
18. *Loura Hall*. «NASA's Ironman-Like Exoskeleton Could Give Astronauts, Paraplegics Improved Mobility and Strength». [Электронный ресурс]: URL: https://www.nasa.gov/offices/oct/home/feature_exoskeleton.html (дата обращения 30.10.2018).
19. Как будут выглядеть космические скафандры в будущем. [Электронный ресурс]: URL: <http://www.furfur.me/furfur/culture/culture/169731-odezhda-buduschego-skafandry> (дата обращения 30.10.2018).
20. За лучшую космическую перчатку заплатят 400 тысяч долларов. 13.11.2009 [Электронный ресурс]: URL: <https://lenta.ru/news/2009/11/13/nasa/> (дата обращения 29.10.2018).
21. *Максим Агаджанов*. Что нам стоит скафандр построить? Интервью с человеком, который делает космос не таким далеким. [Электронный ресурс] URL: <https://habr.com/post/379243/> (дата обращения 29.10.2018)
22. *Наталья Бурцева*. Новая коллекция одежды от НПП «Звезда» // Статья журнала ВКС, №2 (87) октябрь 2016. [Электронный ресурс]: URL: <http://www.vesvks.ru/vks/article/novaya-kolleksiya-odezhdy-ot-npp-zvezda-16114> (дата обращения 10.10.2018).
23. *Леонид Попов*. NASA и GM создали перчатку-усилитель. [Электронный ресурс]: URL: <http://www.membrana.ru/particle/17713> (дата обращения 11.10.2018).
24. *Тимур Галчанов*. Роботизированная рука экзоскелета (экзо-рука). [Электронный ресурс]: URL: <http://readweb.org/2306-robotizirovannaya-ruka-ekzoskeleta.html> (дата обращения 11.10.2018).
25. Ростех. Просто о сложном. Скафандр. [Электронный ресурс] URL: <https://rostec.ru/analytics/10/> (дата обращения 10.10.2018).

УДК 621.45.02

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВНУТРЕННЕГО ТЕПЛООБМЕНА ПОРИСТОГО МАТЕРИАЛА НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ТРАНСПИРАЦИОННОГО ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Ю. В. Ермолаева, Ю.В. Анискевич

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

Одним из перспективных направлений совершенствования жидкостных ракетных двигателей является использование транспирационного охлаждения. Данный способ охлаждения позволяет создать устойчивую защитную пленку на огневой стенке камеры при существенно меньших расходах охлаждающего компонента, чем при традиционном пленочном (завесном) охлаждении. За счет уменьшения расхода охладителя потери удельного импульса камеры и всей двигательной установки понижаются, экономичность возрастает. Расход охладителя при пористом охлаждении удастся уменьшить в 3÷5 раз по сравнению с пленочным охлаждением.

На пути к использованию пористого охлаждения в жидкостных ракетных двигателях стоит ряд ограничений. Малые размеры внутриворонных каналов приводят к тому, что механические примеси в охладителе могут легко закупорить их и привести к прогару или нестабильному течению. Пористые материалы обладают существенной неравномерностью характеристик

по объему. Неравномерность распределения проницаемости и пористости по площади фильтрации приводит к окружной и осевой неравномерности массового потока охладителя, а значит, к нежелательным отклонениям температурного поля стенки. Также пористые (сетчатые и порошковые) материалы отличаются пониженными по сравнению с компактными прочностными характеристиками.

Для двигателей малых и средних тяг со средними тепловыми потоками в стенку преимущество транспирационного охлаждения в экономичности нивелируется большими конструктивными, технологическими и материаловедческими трудностями применения пористого материала как конструкционного в создании огневой стенки камеры. При средних тепловых потоках в стенку камеры более выгодно использовать традиционное завесное охлаждение, так как это позволит избежать применения пористого материала. Однако при росте тепловых потоков, при переходе к двигателям сверхвысоких тяг при сверхвысоких тепловых потоках в стенку камеры применение завесного охлаждения становится недостаточно эффективным из-за резкого увеличения расхода охлаждающего компонента. При сверхвысоких тепловых потоках в стенку камеры ($6 \cdot 10^7 \div 1,4 \cdot 10^9 \frac{Вт}{м^2}$) для двигателей сверхвысоких тяг (4,5÷27 МН)

транспирационное охлаждение камеры представляется единственно возможным, так как оно требует минимальный расход охладителя.

Экономичность пористого охлаждения можно повысить еще сильнее, если применять для ддува через охлаждаемую стенку легкие газы, такие как водород и гелий. Это позволит еще больше минимизировать расход охладителя. Именно эти газы обеспечивают минимальные критические параметры ддува

Метод транспирационного охлаждения является наиболее перспективным для использования при сверхвысоких тепловых потоках (порядка $10^8 \frac{Вт}{м^2}$), для двигателей больших тяг и высоких давлений (>200 атм), а также в ЖРД на компонентах O_2+H_2 [1, с. 5].

Решение о применении транспирационного охлаждения принимается на основе данных расчета наружного проточного регенеративного охлаждения камеры. Если в результате этого расчета температура некоторого участка двигателя оказывается выше допустимой даже с возможностью специальных мероприятий, улучшающих конвективное охлаждение [2], то осуществляется переход к пористому охлаждению этого участка. В этом месте выполняется пористая вставка во внутреннюю стенку камеры. На рис.1 представлено наиболее простое конструктивное решение узла транспирационного охлаждения. Вставка впаивается с двух сторон во внутреннюю стенку камеры сгорания.

При организации пористого охлаждения для определения температуры пористой огневой стенки необходимо решать сопряженную задачу для трех областей: пристеночного слоя продуктов сгорания камеры, области течения во внутренних поровых каналах пористой стенки и области подвода к пористой вставке охлаждающего компонента (рис.2). То есть точное решение задачи о расчете пористого охлаждения стенки камеры необходимо осуществлять в сопряженной постановке, рассматривая течение охлаждающего компонента как непосредственно внутри самой стенки камеры, во внутренних поровых каналах, так и ддув этого компонента в примыкающий к стенке пограничный слой. Однако сопряженный тепломассообмен сложен с точки зрения проведения инженерных расчетов. Потребуется создать сложную математическую систему, включающую уравнения фильтрации и теплопереноса в пористой стенке, уравнения течения и теплообмена в пограничном слое продуктов сгорания камеры, а также условие баланса тепла и массы на границе раздела.

Существуют методы расчета пористого охлаждения, основанные на теории турбулентного пограничного слоя, но они концентрируют внимание только на параметрах пограничного слоя на пористой проницаемой стенке. Взаимосвязь тепломассообмена при течении внутри пористого каркаса стенки и в примыкающем к ней пограничном слое не учитывается. Однако

пользоваться методиками пограничного слоя удобнее с точки зрения проведения инженерных расчетов, так как проще не учитывать это взаимовлияние. К ним относятся методы С. С. Кутателадзе, А. И. Леонтьева, В. И. Иевлева, В. С. Авдеевского [3]. Вдув учитывается как сложное граничное условие. Во всех перечисленных методиках применяются интегральные соотношения импульсов и энергии пограничного слоя. Задавшись желаемым распределением температуры огневой стенки по длине пористой вставки, с помощью методов пограничного слоя можно определить распределение потребного расхода охладителя по длине пористой вставки для вдува газа в турбулентный пограничный слой продуктов сгорания камеры.

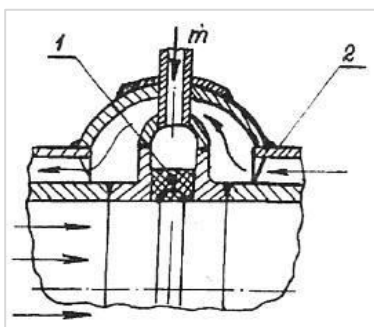


Рис.1. Узел пористого охлаждения Двигателя: 1 – пористый участок; 2 – охлаждающий тракт регенеративного охлаждения

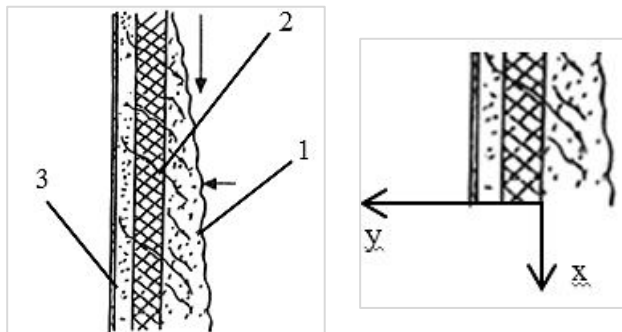


Рис. 2. Области решения задачи транспирационного Охлаждения: 1 – область пристеночного слоя продуктов сгорания камеры; 2 – область течения во внутренних поровых каналах пористой стенки; 3 – область подвода к пористой вставке охлаждающего газа

Недостаток методик пограничного слоя в том, что параметры внутреннего теплообмена пористого материала никак не влияют на потребный расход охладителя. Это становится очевидным из формулы для потребного расхода (3.25) [1, с. 67], где ни число Стантона, ни тепловой параметр вдува не зависят от параметров внутрипорового теплообмена. Но из качественных соображений ясно, что при использовании пористой вставки с более теплопроводным каркасом той же температуры стенки можно добиться меньшим расходом охладителя. Задачей данной работы является анализ влияния параметров внутреннего теплообмена пористого материала на температуру пористого скелета стенки и потребный расход охладителя. Охладитель при движении в порах контактной теплопередачей и теплопроводностью получает тепловые потоки от внутренних поверхностей пор медного каркаса стенки. Исследование проведем, используя уравнения фильтрации и теплопереноса в пористой стенке, уравнения течения и теплообмена в пограничном слое продуктов сгорания камеры, задавшись условием баланса тепла и массы на границе раздела [6]. Будем рассматривать два основных параметра: коэффициент внутрипорового теплообмена α_V и теплопроводность каркаса λ .

Зададимся исходными данными. Давление в камере сгорания примем равным 120 атмосфер, компоненты кислород+водород, зададимся температурой в пристеночном слое 2515 К при коэффициенте избытка окислителя пристенка $\alpha_{пр}=0,39$. Считаем, что в тракте охлаждения находится газообразный водород. В качестве материала внутренней стенки выберем пористый сетчатый материал (ПСМ) с сетками из меди, так как медь относится к материалам со слабой водородной охрупчиваемостью и обладает высокой теплопроводностью. Толщину внутренней стенки примем равной $\Delta_{cm} = 1$ мм. Считаем, что расчет наружного проточного охлаждения камеры ЖРД выполнен и известны распределение температуры внутренней стенки по длине тракта охлаждения. Из расчета регенеративного охлаждения известно, что длина участка проточной части, который не удалось охладить наружным проточным охлаждением,

составляет $L=9,3 \cdot 10^{-3}$ м. Этот участок расположен на сужающейся докритической части сопла. Соответственно, этот участок внутренней стенки необходимо заменить на пористую вставку длиной L . Считаем, что вдув газообразного водорода через поры вставки в турбулентный пограничный слой продуктов сгорания камеры происходит при температуре в полости подвода газообразного водорода к вставке $T_{00} = 300 \text{ K}$ и перепаде давления между полостью подвода

и полостью продуктов сгорания $p_{00}/p_c=1,02$. Примем допущение, что температура охладителя на выходе из стенки равна температуре стенки. В результате расчета узла транспирационного охлаждения необходимо получить распределение потребного расхода вдува газообразного водорода $(\rho \cdot V)_{ст}(x)$ для обеспечения температуры 810 К поверхности медной пористой вставки, контактирующей с горячими газами пограничного слоя камеры.

На рис. 3 представлены полученные результаты, показывающие влияние теплопроводности пористого каркаса на расход водорода, необходимый для охлаждения до заданной температуры стенки.

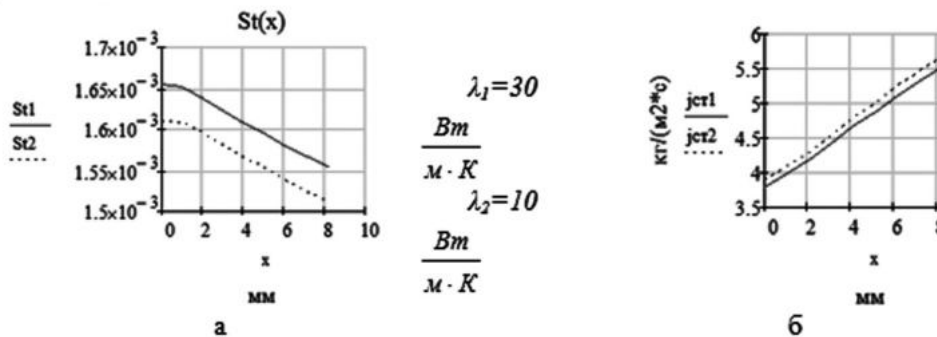


Рис. 3. Распределение числа Стантона по длине внутренней стенки при разных коэффициентах теплопроводности пористой вставки (а) и распределение потребного массового потока охладителя по длине пористой вставки при разных коэффициентах теплопроводности (б)

Полученный результат показывает, что повышение теплопроводности пористого каркаса снижает потребный расход водорода для обеспечения той же температуры стенки (в данной работе это 810 К). Соответственно, увеличение теплопроводности каркаса приводит к росту экономичности транспирационного охлаждения. При большем значении коэффициента теплопроводности ($\lambda_1 > \lambda_2$) кривая St_1 располагается выше кривой St_2 , а кривая потребного массового потока охладителя $j_{ст1}$ ниже кривой $j_{ст2}$ (рис. 3). Исходные данные (параметры продуктов сгорания, перепады давления и т.д.) принимались одинаковыми, менялся только коэффициент теплопроводности вставки.

Другим важным параметром внутреннего теплообмена в пористом материале является объемный коэффициент внутриворотового теплообмена α_V . Использование этого коэффициента наиболее удобно для описания интенсивности внутриворотового теплообмена, что связано с трудностью определения площади внутренних поверхностей пор в пористом материале стенки.

С помощью уравнений теплопереноса [6] в пористом материале проанализировано влияние коэффициента внутриворотового теплообмена на температуру каркаса. Исходные данные брались такими же, как для расчета узла транспирационного охлаждения по методике Кутателадзе-Леонтьева. Результаты представлены на рис. 4. Получены зависимости относительной

температуры пористого скелета $\frac{T_{cm}}{T_e}$ по толщине стенки (по координате $y_{отн} = \frac{y}{\Delta_{cm}}$). Коэффициент α_V определялся из критериальной зависимости, рекомендуемой в работе [5].

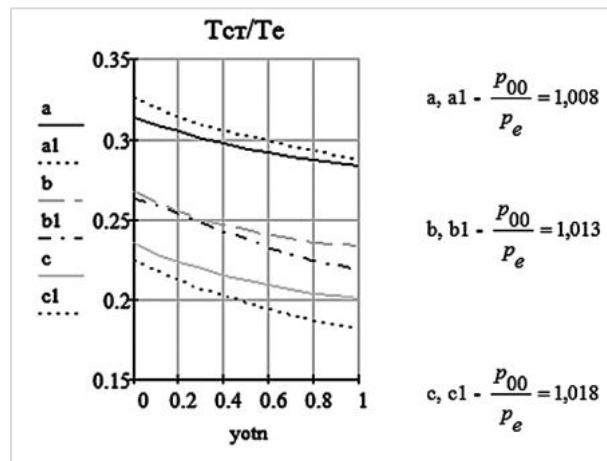


Рис. 4. Влияние коэффициента внутрипорового теплообмена на распределение температуры пористой стенки

Кривые а-с получены для разных значений перепада давления между полостью подвода охлаждающего газа водорода и полостью камеры в выбранном сечении охлаждения. При относительно высоком перепаде давления между коллектором охладителя и внешним потоком

горячих продуктов сгорания (кривые с и с1, $\frac{P_{00}}{P_e} = 1,018$) увеличение коэффициента внутри-

порового теплообмена приводит к более интенсивному съему тепла охладителем с пористого скелета, следовательно, температура каркаса понижается (кривая с выше кривой с1). Однако

при меньших перепадах давления (что видно по кривым а и а1, $\frac{P_{00}}{P_e} = 1,008$) рост α_V приво-

дит уже не к снижению температуры стенки, а, наоборот, к ее повышению. Это происходит из-за того, что при меньших давлениях начинает сказываться зависимость расхода охладителя от его температуры. Когда растет коэффициент внутрипорового теплообмена, охладитель внутри пор начинает интенсивнее снимать теплоту с каркаса, следовательно, происходит более сильный разогрев охладителя. С повышением температуры охладителя – газа водорода – меняются его плотность и вязкость (вязкость увеличивается, а плотность уменьшается), что приводит к уменьшению его расхода при заданном перепаде давления. Уменьшение расхода охладителя приводит к росту температуры стенки. Тенденция к повышению температуры каркаса с повышением α_V при относительно низких перепадах давления прослеживалась уже

при перепаде $\frac{P_{00}}{P_e} = 1,013$ (кривые b и b1 существенно приблизились друг к другу по сравне-

нию с кривыми с и с1). При дальнейших понижениях перепада давления (кривые а и а1, $\frac{p_{00}}{p_e} = 1,008$) эта закономерность сохраняется, то есть при относительно низких перепадах давления более интенсивный внутрипоровый теплообмен снижает эффективность пористого охлаждения, так как температуры стенки повышаются при повышении α_v . Таким образом, усиление внутрипорового теплообмена в зависимости от перепада давления между полостью подвода охладителя и внешним потоком в камере может приводить как к повышению, так и к уменьшению эффективности охлаждения.

В данной работе был проведен расчет параметров узла транспирационного охлаждения камеры ЖРД по методу пограничного слоя Кутателадзе-Леонтьева. В результате расчета получено распределение характеристик пористого материала (пористость, проницаемость), необходимое для обеспечения надежного охлаждения выбранного участка внутренней пористой стенки камеры ЖРД. Было показано, что методики пограничного слоя не учитывают влияние внутреннего теплообмена в пористой стенке.

Было проведено исследование влияния параметров внутреннего теплообмена пористого материала на температурное поле огневой стенки и потребный расход охладителя. Проведенные исследования показывают взаимовлияние процессов тепло- и массообмена в пористой стенке и пограничном слое на ее поверхности.

Библиографический список

1. Яновский Л. С. Физические основы пористого охлаждения двигателей летательных аппаратов: Учебное пособие. М.: Изд-во МАИ, 1996. 72 с.
2. Васильев А. П., Кудрявцев В. М., Кузнецов В. А. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / под общ. ред. В. М. Кудрявцева. М.: Высшая школа, 1967. 676 с.
3. Авдеевский В. С., Галицкий Б. М., Глебов Г. А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / под общ. ред. В. С. Авдеевского, В. К. Кошкина. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1992. 528 с.
4. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П. Теория ракетных двигателей. Учебник для студентов машиностроительных специальностей вузов / под ред. В. П. Глушко. М.: Машиностроение, 1980. 533 с.
5. Поляев В. М., Майоров В. А., Васильев Л. В. Гидродинамика и теплообмен в пористых элементах летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1988. 168 с.
6. Kaviany M. Principles of heat transfer in porous media. New York etc.: Springer-Verl., Cop.1991. XX, 626 с.

УДК 620.1.051

ПНЕВМАТИЧЕСКИЙ УЗЕЛ РАЗГОНА БОЙКА ВОЛНОВОДНОГО УДАРНОГО СТЕНДА

М. Ф. Жаркой, А. Ю. Кольванов

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

Задача обеспечения ряда электронной аппаратуры специального назначения, работающей в диапазоне экстремальных механических воздействий, ударостойкой электронной компонентной базы (ЭКБ) не потеряла свою актуальность. К этим воздействиям относятся мгно-

венно 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 первоначально были попытки использования различных конструкций ударных стендов, которые до этого в течение длительного времени успешно использовались для ударных испытаний и отработки в основном испытаний специзделий 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, 3]. 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 ГОСТ Р [2], имеет место сложное виброударное воздействие. Это воздействие не соответствует реальным условиям 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 и испытательного импульса ударного стенда, а, следовательно, и корректности, как методики испытаний, так и надёжности полученных результатов.

Указанные выше несоответствия частично устраняются 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. В подобные испытательные системы стендов входят:

- устройство для воспроизведения ударных ускорений (разгонный узел);
- устройство управления разгонным узлом;
- устройство передачи ударной нагрузки на испытуемый электронный компонент;
- устройство крепления испытуемого электронного элемента компонента;
- аппаратура измерения и регистрации параметров ударного воздействия и реакции испытуемого электронного компонента.

Устройства для воспроизведения ударных ускорений (разгонный узел) могут быть построены на методах использования потенциальной энергии упругой деформации пружины или резины, энергии сжатого газа, энергии взаимодействия электромагнитных полей, энергии взрыва. Вышеуказанные разгонные узлы обладают определенными достоинствами и недостатками. Так, например, пружинный разгон ударника нестабилен по воспроизводимости из-за снижения пружины первоначальных упругих свойств. В разгонных узлах, использующих электромагнитные поля, происходит необратимая деформация катушки-индуктора и они сложны в эксплуатации. Целесообразно, поэтому, выбрать конструкцию разгонного устройства в которых бойку необходимая скорость сообщается энергией сжатого газа.

В состав ранее изготовленной установки для исследований деформационной устойчивости ЭКБ входят (рис. 1):

- ударный волноводный стенд;
- приспособление для подключения исследуемого компонента к источнику питания и входу регистрирующего осциллографа;
- приспособление для крепления компонента на торец волновода;

- регистрирующий цифровой запоминающий осциллограф С9-8;
- 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.

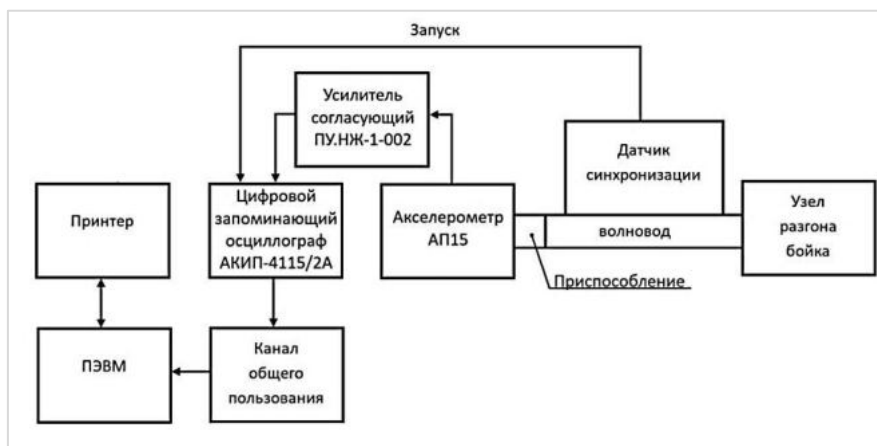


Рис. 1. Установка исследований деформационной удароустойчивости ЭКБ

Основным элементом любого волноводного стенда является упругий (металлический) цилиндр-волновод на станине. На один из торцов волновода действует импульс силы за счет ударника в узле разгона. Для обеспечения перегрузок повышенной амплитуды необходимы начальные скорости бойка порядка 1 – 150 м/с. 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 ее плоскопараллельное ускоренное перемещение. При креплении акселерометра или ЭКБ на поверхности свободного торца волновода они вовлекается в ее ускоренное перемещение и испытывает нагружение под действием импульса ускорения Атах. Для формирования одиночной ударной нагрузки выполняется составным из основной и концевой части на пружинах, 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.

Принципиальная схема вновь разработанного разгонного устройства бойка показана на рис. 2. Работает устройство следующим образом: перед запуском, ресивер заполняется воздухом под определенным давлением (оно предварительно устанавливается при помощи редуктора). При этом воздух проходит через отверстие в штоке поршня 8 (его проходное сечение регулируется винтом 11 для достижения требуемой скорости перезарядки), через отверстие в стенке трубы 9 в припаянный к ней патрубок 10, откуда через редуктор попадает в ресивер. Запуск производится проворотом вала спускового механизма 5. Хвостовик поршня 6 выходит из зацепления с валом 5, и весь поршень начинает двигаться под действием давления со стороны ресивера. При этом перекрывается отверстие в трубе 9, прекращая подачу воздуха в редуктор, а также открываются отверстия в трубе 3, открывая проход воздуха в выпускной патрубок 4, откуда воздух попадает в ствол и разгоняет ударник. Когда боек прошел до конца

ствола и ударился в волновод, в стволе сбоку открывается отверстие, через которое воздух под давлением подается на краны с пневмоприводом. Таким образом, перекрывается подача воздуха из ресивера в клапан и открывается выход воздуха из клапана в атмосферу. Под действием давления в трубе 9, создаваемого компрессором, поршень возвращается в исходное положение и фиксируется там. При этом опять начинается заполнение ресивера. Для подготовки к следующему запуску остается взвести спусковой механизм и вернуть краны с пневмоприводом в исходное положение.

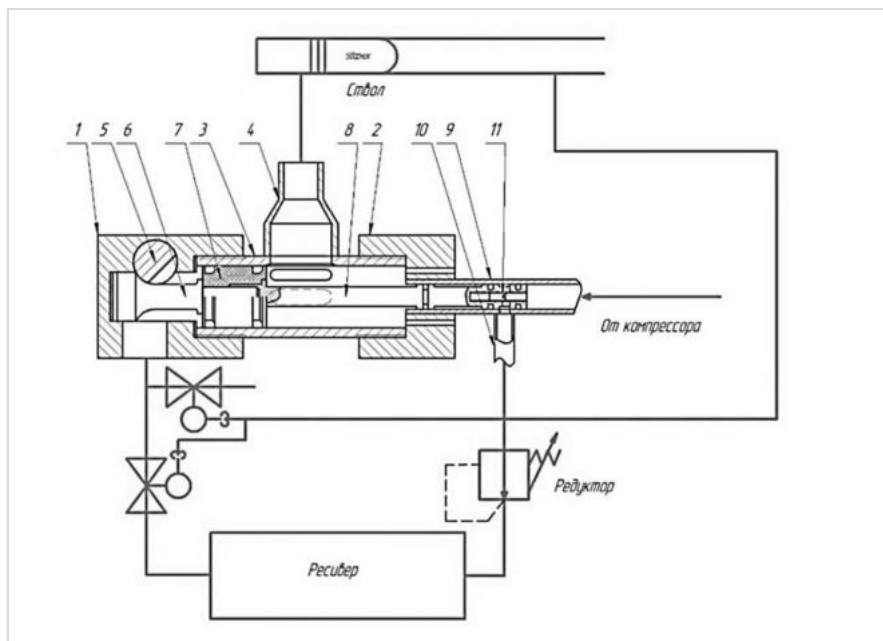


Рис. 2. Схема разгонного устройства бойка:

- 1 – корпус клапана; 2 – передняя пробка клапана; 3 – основная труба; 4 – выпускной патрубок;
- 5 – вал спускового механизма; 6 – хвостовик поршня; 7 – головка поршня; 8 – шток поршня;
- 9 – заправочная труба; 10 – впускной патрубок; 11 – винт регулировки скорости заправки

Принцип действия клапана основан на разнице сил, создаваемых давлением воздуха на две части поршня. Под действием давления на большую часть клапан открывается, но когда давление с этой стороны падает (либо когда определенная часть воздуха вышла из ресивера, либо когда мы искусственно понижаем давление), клапан закрывается под действием давления с другой его стороны.

Для обеспечения такой работы клапана необходим спусковой механизм, способный зафиксировать поршень в исходном положении через короткое время после запуска, так как иначе клапан будет функционировать некорректно. При этом требуется обеспечить герметичность этого механизма, так как поршень находится в трубе с повышенным давлением. Для этого был разработан спусковой механизм, работающий следующим образом (рис. 3).

В корпус клапана 1 вставлен через уплотнители вал 9. При повороте вала 9 на 45° поршень освобождается и клапан открывается. Между соответствующими упорами 6 на чашке 2 и упорами 7 на ударнике 3 натягиваются упругие элементы (на рисунке не указаны). При подготовке к запуску, боек проворачивается до фиксации спусковым рычагом 4. При этом пружины натягиваются. При нажатии на рычаг 4 боек освобождается и под действием пружин ударяет в чашку 2 через демпферы 10. Чашка закреплена на валу 9 и поэтому при ударе он

проворачивается вместе с чашкой. При этом, угол поворота чашки ограничивается упором 5. Между этим же упором и корпусом 1 натянута упругий элемент, возвращающий чашку в исходное положение после удара, тем самым позволяя поршню клапана зафиксироваться, когда он вернется в исходное положение.

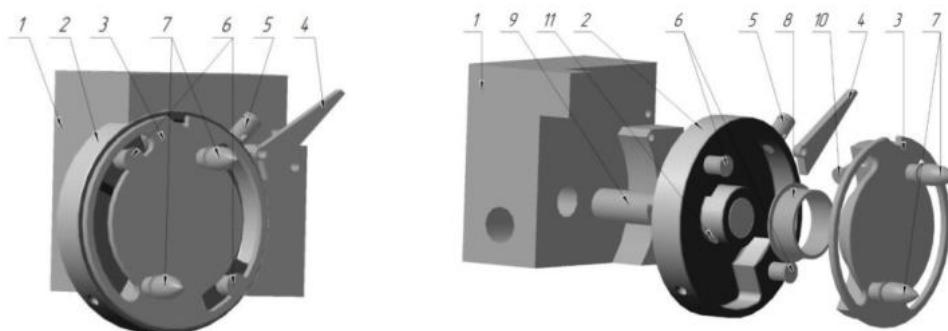


Рис. 3. Спусковой механизм:

1 – корпус клапана; 2 – ударная чашка; 3 – боек; 4 – спусковой рычаг; 5 – упор чашки; 6 – крепления пружин на ударнике; 7 – крепления пружин на чашке; 8 – втулка скольжения; 9 – вал спускового механизма; 10 – демпферы; 11 – винты крепления чашки к валу

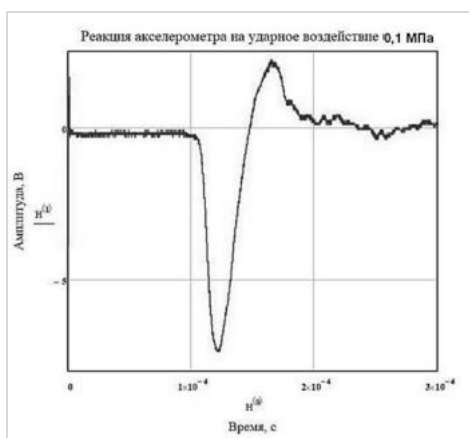


Рис. 4. Осциллограмма ударного нагружения акселерометра АП15

Таким образом, модернизация ранее изготовленного разгонного узла волноводного ударного стенда, была выполнена по принципу упрощения конструкции, что практически не потребовала изготовления множества новых деталей. Изменение конструкции разгонного узла было обосновано теоретически. На рис. 4 представлена осциллограмма ударного нагружения акселерометра АП 15 на волноводном стенде с пневматическим разгонным устройством.

Библиографический список

1. Глудкин О. П. Методы и устройства испытаний РЭС и ЭВС: Учебник для вузов. М.: Высшая школа, 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. Пеллинец В. С. Измерение ударных ускорений. М.: Изд. Стандартов, 1975. 287 с.
УДК 53.082

СОЗДАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА НАУЧНОЙ АППАРАТУРЫ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА «КУЛОН-ПЛАЗМА» В УСЛОВИЯХ МИКРОГРАВИТАЦИИ

А. О. Зверева, А. В. Цимбалистый, К. Л. Шульга

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

Введение. Вещество может находиться в четырех агрегатных состояниях: твёрдом, жидком, газообразном и плазменном. Плазмой называют частично или целиком ионизованный газ, в котором соблюдается равенство по модулю между суммарными зарядами: положительным и отрицательным. В зависимости от значений температуры плазму можно разделить на два вида: высокотемпературную и низкотемпературную.

Известны два типа газовых разрядов: высокочастотный (ВЧ) и низкочастотный (НЧ). Прежде чем переходить к основной части статьи рассмотрим два способа возбуждения ВЧ-разряда низкого давления: емкостной (Е-разряд) и индукционный (Н-разряд).

При Н-разряде пробой осуществляется вихревым электрическим полем, его напряженность, в соответствии с законом электромагнитной индукции, прямо пропорциональна скорости изменения магнитного потока. Поэтому с ростом частоты ВЧ поля также растет напряженность вихревого электрического поля, которое возбуждает разряд, происходит рост энергии, передаваемой в плазму [1].

Получение емкостного ВЧ-разряда происходит с помощью подачи переменного напряжения, как правило, на плоскопараллельные электроды, между которыми зажигается разряд. Возникновение разряда обуславливается потенциальным электрическим полем конденсатора. Электроды помещают в разрядную камеру, наполненную необходимым газом при нужном, но не слишком высоком давлении, или же располагают с внешней стороны камеры с диэлектрическими стенками. Для переменного тока наличие диэлектрика в цепи не является препятствием, в отличие от постоянного тока [1].

Тлеющий разряд появляется обычно при низких давлениях. Он может наблюдаться в стеклянной трубке, в которую у концов впаяны плоские металлические электроды. Отличительной особенностью тлеющего разряда является то, что основные характеристики остаются сравнительно стабильными во времени.

Во вселенной 99% всех веществ по массе находится в состоянии плазмы. Это, например, Солнце, верхние слои атмосферы, звезды и межзвёздный газ, молния и, также, огромные облака, образованные из умирающих звезд. Поэтому большим интересом является получение полного представления о поведении плазмы в условиях микрогравитации. Для изучения динамики и структур заряженных дисперсных частиц в газоразрядной плазме в условиях микрогравитации в рамках направления научных исследований в области технологий освоения космического пространства готовится к проведению научно-образовательный космический эксперимент «Кулон-плазма». Целью проведения эксперимента является демонстрация и изучение динамического поведения и пространственных структур, образуемых заряженными активными броуновскими макрочастицами в газоразрядной плазме в условиях микрогравитации. Основной задачей работы является начальная проработка научной аппаратуры для проведения космического эксперимента «Кулон-плазма».

Прежде чем приступить к разработке аппаратуры были проанализированы аналоги, имеющие похожее целевое назначение: исследование комплексной плазмы в условиях микрогравитации (рис. 1); основная информация о них сведена в краткую обзорную таблицу 1.

Техническая проработка облика изделия. Научная аппаратура «Кулон-плазма» состоит из блока «Кулплаз», комплекта сменных контейнеров «Кулон-СКП» (20 шт.), карты

памяти «Кулон-КПП» [2]. На начальном этапе была разработана схема деления (рис. 2) для определения состава изделия, входимости составных частей и их взаимосвязи.

Таблица 2
Обзор аналогов

Название	Цели, задачи	Конструктивные решения	Статус
Плазменный кристалл-1	Исследование плазмы с микрочастицами размером несколько микрон (пылевые частицы) и наблюдение за ее поведением в условиях микрогравитации.	Первый эксперимент с плазменными микроструктурами	Завершен в январе 1998 г.
Плазменный кристалл-2	Исследование плазмы с микрочастицами размером несколько микрон (пылевые частицы) с помощью газоразрядной трубки и устройства для видеорегистрации эксперимента	Первое применение видеокамер в эксперименте	Завершен в августе 1998 г.
Плазменный кристалл-3	Эксперимент заключается в создании в рабочей камере аппаратуры «Плазменный кристалл-3» (использовалась с 2001 по 2006 г.) и «Плазменный кристалл-3 Плюс» (используется с 2006 г. по настоящее время) плазмы высокочастотного разряда с заданными параметрами, автоматическом вводе в плазму пылевых частиц требуемого размера, видеорегистрации образующихся плазменно-пылевых структур при изменениях параметров плазмы.	Новая конструкция ампулы	Основной эксперимент завершен в 2006 г.
Плазменный кристалл-4	Главной его отличительной особенностью является оригинальная конструкция разрядной камеры трубчатой удлиненной формы, делающей возможными эксперименты по изучению течения сильнонеидеальной плазменно-пылевой жидкости и распространению различных типов плазменно-пылевых возмущений и волн.	Установка оснащена рядом различных плазменно-пылевых манипуляторов, позволяющих значительно расширить спектр проводимых экспериментов	В работе

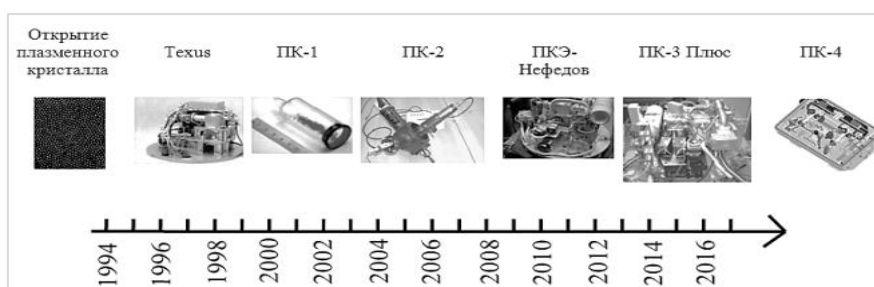


Рис. 1. Динамика исследований комплексной плазмы в условиях микрогравитации

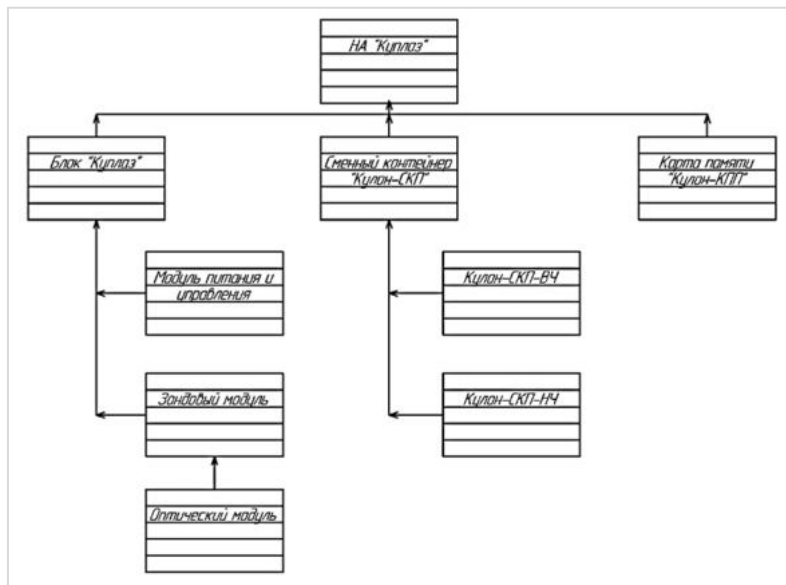


Рис. 2. Схема деления верхнего уровня

Для понимания функционирования научной аппаратуры (НА) была разработана схема комбинированная функциональная (рис. 3), разъясняющая взаимодействие составных частей.

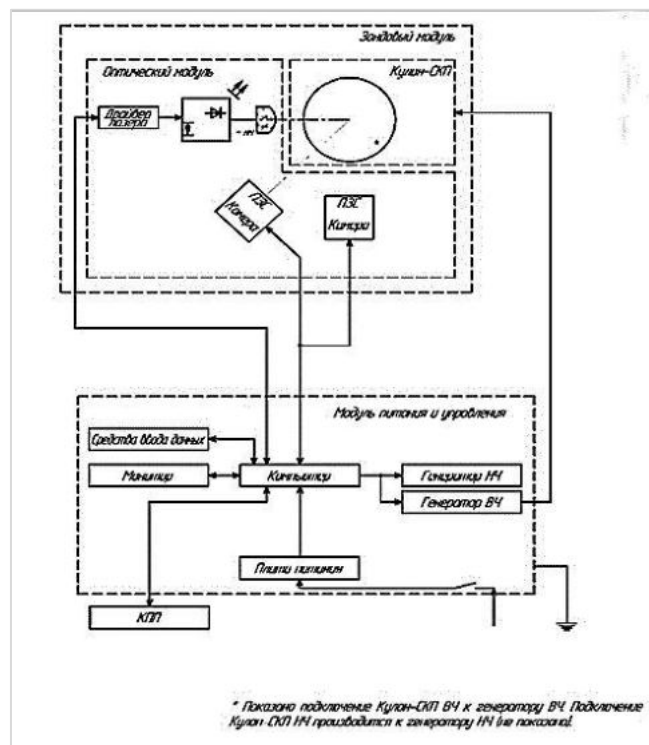


Рис. 3. Схема комбинированная функциональная

Блок «Куплаз» предназначен для изучения динамики поведения модельных дисперсных сред в низкотемпературной электрон-ионной газоразрядной плазме постоянного и переменного тока. В его состав входят: модуль питания и управления (МПУ), зондовый модуль (ЗМ), а также оптический модуль (ОМ).

МПУ предназначен для записи видеоинформации и сопроводительной информации по сеансу эксперимента на карту памяти «Кулон-КПП». МПУ имеет в своем составе дисплей для наблюдения движения модельных материалов в экспериментальной ампуле в сеансе эксперимента и отображения текущей информации о состоянии блока «Куплаз» [2].

Модуль питания и управления имеет следующий вид (рис. 4).

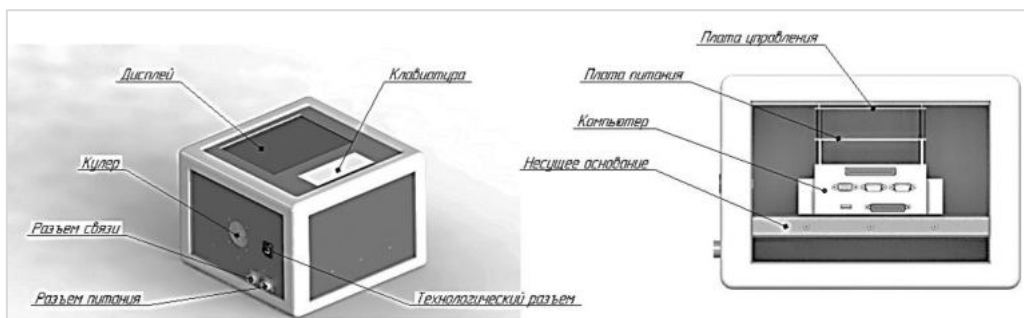


Рис. 4. Модуль питания и управления

Зондовый модуль предназначен для размещения в нем сменных контейнеров, включающих прозрачные экспериментальные ампулы с дисперсными модельными материалами для зондовых измерений. В зондовом модуле имеется механизм фиксации сменного контейнера в основании (не показан).

Зондовый модуль имеет следующий вид (рис. 5).

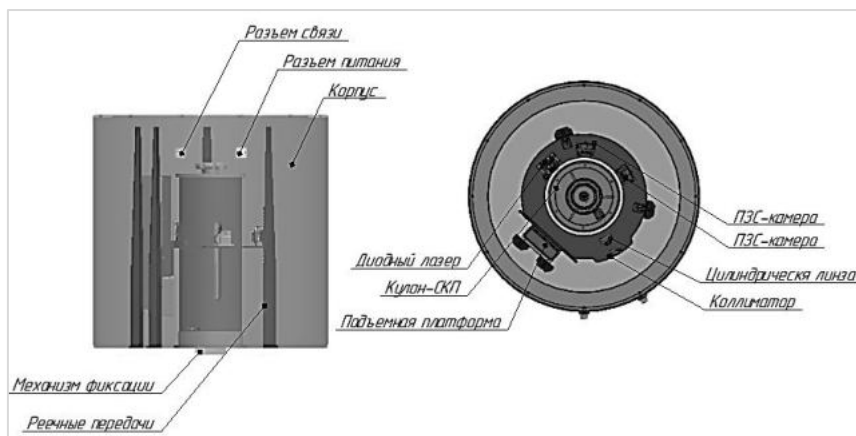


Рис. 5. Зондовый модуль

Оптический модуль предназначен для подсвечивания и видеосъемки модельных материалов в экспериментальных ампулах сменных контейнеров «Кулон-СКП», размещаемых в рабочей зоне зондового модуля. В оптическом модуле расположены две ПЗС – камеры, источник излучения - диодный лазер, оптическая система, позволяющая создать лазерный нож. Эти компоненты расположены на подвижном основании, движущемся вдоль оси сменного контейнера «Кулон-СКП».

Оптический модуль имеет следующий вид (рис. 6).

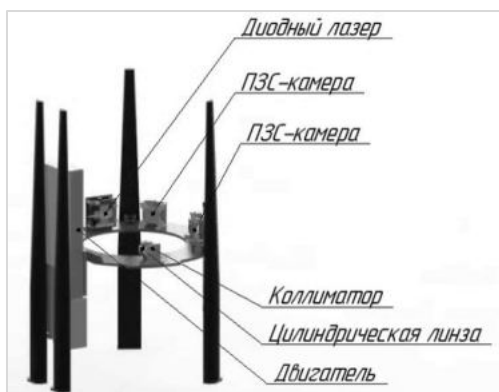


Рис. 6. Оптический модуль

Сменные контейнеры «Кулон-СКП» предназначены для размещения в них прозрачных экспериментальных ампул с модельными дисперсными средами. Во время выполнения сеанса КЭ сменный контейнер «Кулон-СКП» размещается в рабочей зоне зондового модуля. В зависимости от вида газового разряда: низкочастотного (НЧ) или высокочастотного (ВЧ) были разработаны два вида сменных контейнеров: Кулон-СКП-НЧ и Кулон-СКП-ВЧ, отличающихся экспериментальными ампулами: для НЧ – она представляет собой трубку из кварцевого стекла, габариты которой $\text{Ø}40\text{мм} \times 400\text{мм}$, в которую установлены электроды и при необходимости другие зондирующие элементы; для ВЧ – колба $\text{Ø}100\text{мм} \times 120\text{мм}$, в которую установлены дисковые электроды. Экспериментальные ампулы зафиксированы во внутреннем подвижном защитном кожухе с помощью зажимных колец. Внутренний защитный кожух способен вращаться вокруг своей оси. Поворот осуществляется при помощи ручки-маховичка. Фиксация и расфиксация однозначного положения иллюминаторов подвижного и неподвижного кожухов обеспечивается посредством подпружиненного байонетного соединения. На внешней крышке кожуха установлен разъем для подачи питания. Данная конструкция СК позволяет минимизировать риск случайного повреждения космонавтом ампулы.

Сменные контейнеры Кулон-СКП имеют следующий вид (рис. 7).

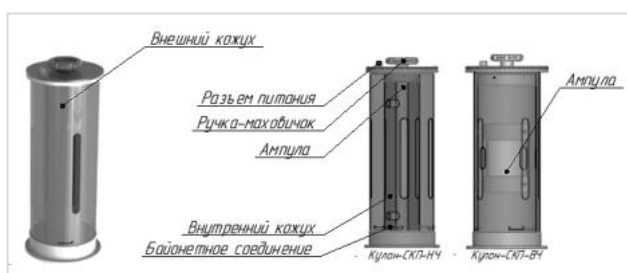


Рис. 7. Кулон-СКП

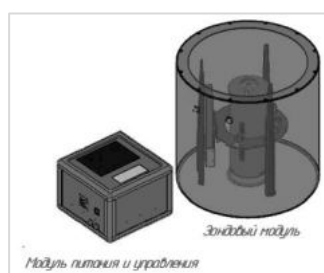


Рис. 8. Общий вид НА

Заключение. В результате проделанной работы представлены предварительные схемотехнические решения, произведена первичная проработка конструкции НА «Куплаз». На рис. 8 представлен общий вид НА. Оценочные массово-габаритные характеристики составных частей научной аппаратуры представлены в таблице 2.

Таблица 3
Габаритно-массовые характеристики СЧ

Наименование	Габаритные размеры, мм	Количество	Масса одной СЧ, не более, кг	Всего, кг
Модуль питания и управления	350×350×250	1	10	10
Кулон-СКП-НЧ	472×102×102	10	2,9	29
Кулон-СКП-ВЧ	472×102×102	10	4,5	45
Зондовый модуль	600×300×300	1	15,1	15,1

Итого: масса
99,1 кг

Данные характеристики будут уточнены на последующих этапах разработки.

Библиографический список

1. Райзер Ю. П., Шнейдер М. Н., Яценко Н. А. Высокочастотный емкостный разряд. М.: Наука, 1995. 320 с.
2. http://www.tsniimash.ru/science/scientific-experiments-onboard-the-is-rs/cnts/experiments/Kulon_plasma/?sphrase_id=4210.

УДК 548.4

ВЛИЯНИЕ ДЕФЕКТОВ СТРУКТУРЫ НА ФИЗИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ КРИСТАЛЛОВ

О. С. Комарова, А. Г. Арешкин, В. В. Лентовский, Д. Л. Федоров

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

75 лет назад, в 1944 году в Ленинградском физико-техническом институте была открыта лаборатория оптических исследований твердого тела, которую возглавил Евгений Федорович Гросс. Именно в этой лаборатории в 1951 г. наблюдался оптический спектр экситона в кристаллах CuO_2 . В настоящее время экситонная спектроскопия – мощный, исключительно информативный и постоянно развивающийся метод оптических исследований полупроводников. В частности, именно экситонная спектроскопия позволяет ответить на широкий круг вопросов, возникающих при изучении твердых растворов полупроводников (ТРП) – основы, на которой создается база современной опто- и наноэлектроники и фотоники. Это позволит обеспечить стабильную работу приборов в максимально широком спектральном диапазоне. При этом необходимо научиться управлять структурой и свойствами используемых материалов для повышения надежности, механической, радиационной и термической стойкости.

Твердые растворы полупроводников находят широкое применение в оптоэлектронике в качестве активных элементов лазерных электронно-лучевых трубок, материалов для перестраиваемых по частоте лазеров, свето- и фотодиодов, мишеней вариконов, волноводов, что обусловлено возможностью в широких пределах изменять их физические свойства – параметры кристаллической решетки, ширину запрещенной зоны, эффективные массы носителей, величину расщепления зон – с концентрацией компонентов твердого раствора.

Энергетическая структура и электронные свойства являются важнейшими характеристиками ТРП. Наиболее полная и достоверная информация об энергетических характеристиках

ТРП может быть получена методами экситонной спектроскопии. Так, методом экситонной спектроскопии можно исследовать влияние трехмерного композиционного и одномерного позиционного беспорядков в ТРП A_2B_6 с замещением в катионной подрешетке. Ряд этих материалов имеет тенденцию к полиморфизму и политипизму, которая проявляется в образовании помимо структурно чистых модификаций – сфалерита и вюрцита – политипов и кристаллов с дефектами упаковки. Подобные структуры характерны для ТРП, крайние составы которых неизоструктурны.

Флуктуация состава и хаотическое чередование слоев, упакованных по кубическому или гексагональному закону, приводит к возникновению характерного потенциального рельефа в кристаллах, вследствие чего изменяется функция плотности состояний в разрешенной зоне, а также возникают локализованные состояния в запрещенной зоне. Разница двух случаев возникновения беспорядка сводится к тому, что флуктуации концентрации приводит к хаотическому потенциальному рельефу, для которого не существует каких-то выделенных направлений и который можно условно определить как «трехмерный беспорядок», в то время как случайное чередование кубических и гексагональных слоев происходит преимущественно в направлении роста кристаллов, и для соответствующего хаотического потенциального рельефа характерен «одномерный беспорядок», так как в плоскости слоев структурная модификация остается неизменной. Степень неупорядоченности кристаллов плавно изменяется как с изменением состава кристаллов, так и с изменением содержания хаотически упакованных слоев.

Экситонная спектроскопия, по сути, является методом спектральной оптической диагностики содержания разупорядоченной фазы в соединениях A_2B_6 , установления параметров энергетической зонной структуры в области структурного перехода и исследования процессов миграции и локализации возбуждений в спектрах люминесценции ТРП с различной кристаллической структурой.

Экспериментальные исследования экситонных спектров в ТРП A_2B_6 позволили обнаружить их существенное уширение по сравнению со спектрами соответствующих бинарных соединений, при этом уширение экситонных состояний, обусловленное трехмерным композиционным беспорядком, является наибольшим для промежуточных концентраций компонентов.

Проведенные оценки показали, что для ТРП A_2B_6 при малых концентрациях одной из смешиваемых компонент можно использовать модель локализации экситона как целого потенциалом флуктуаций. В области промежуточных концентраций для систем с катионным замещением используется модель донорного атома, для которой принимается во внимание только взаимодействие электрона с потенциалом флуктуаций. Наконец, для системы с анионным замещением можно использовать модель, в которой учитывается только взаимодействие дырки с потенциалом флуктуаций.

По исследованиям экситонной люминесценции ТРП A_2B_6 с замещением в катионной подрешетке на примере соединений $Zn_xCd_{1-x}S$, $Zn_xCd_{1-x}Se$ и $Zn_{1-x}Mg_xS$ был получен целый ряд особенностей, которые могут быть объяснены с использованием представлений о флуктуационном размытии края экситонной зоны. Наличие потенциальных ям, обусловленных флуктуациями состава, создает дополнительный по сравнению с бинарными соединениями канал захвата экситонов, конкурирующий с каналами захвата на нейтральные доноры, акцепторы и центры безызлучательной рекомбинации экситонов. Эффективность дополнительного канала, естественно, растет с числом потенциальных ям, способных локализовать экситон, т.е. при изменении x от предельных значений до $x = 0.5$. Передача возбуждений между экситонными состояниями в области края экситонной зоны может осуществляться посредством процесса туннелирования с участием акустических фононов, т.к. нахождение в непосредственной близости потенциальных ям с одинаковой энергией маловероятно.

Результаты проведенных исследований показывают, что метод экситонной спектроскопии является одним из наиболее информативных методов исследования полупроводниковых кристаллов, содержащих анизотропную разупорядоченную структуру.

УДК 621.382

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ МАКЕТНЫХ ОБРАЗЦОВ МОЩНЫХ ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ ЛАЗЕРОВ НА ОСНОВЕ ТВЕРДЫХ РАСТВОРОВ GaAs/AlGaAs/InGaAs

П. С. Копьев¹, О. С. Комарова², В. В. Лентовский², Д. Л. Федоров²

¹Физико-технический институт имени А. Ф. Иоффе РАН

²Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова,

Возможности оптико-электронной техники давно рассматривались применительно к различным техническим направлениям человеческой деятельности. Использование оптического диапазона качественно повышает такие основные характеристики автоматических систем как, например, быстродействие и точность. Потребности в современных оптических локаторах, пеленгаторах, устройствах для беспроводной передачи энергии и информации и других приборов, обеспечивающих точность, сравнимую с длиной оптической волны появляются в авиации, судостроении космической и других наукоемких отраслях.

Одной из причин, препятствующих внедрению оптико-электронных систем, является отсутствие надежных отечественных высокочастотных (непрерывных) лазерных передатчиков.

В работе представлены некоторые результаты совместной разработки и исследования характеристик макетных образцов лазерной наногетероструктуры раздельного ограничения с расширенным асимметричным волноводом и квантоворазмерной активной областью, которая преследовала цель одновременно обеспечить высокую оптическую мощность, высокую надёжность лазера, а также малую расходимость лазерного излучения.

На основе уникальной конструкции асимметричного волновода из материала GaAs толщиной около 3 мкм, обеспечена лазерная генерация на нулевой моде. В качестве активной области использованы 2 квантовые ямы толщиной по 90 Å. Выбранная конструкция активного элемента типа глубокая меза, позволяет надёжно ограничить ток накачки от растекания в пассивные секции и предотвращает срыв лазерной генерации за счёт подавления замкнутых мод в резонаторе.

Был произведен расчёт параметров лазерного резонатора, что позволило получить данные для нанесения диэлектрических покрытий зеркал заданной толщины и состава. Длина лазерного резонатора была увеличена до 3 мм, одновременно с увеличением просветления выходного зеркала до 5%, это обеспечило улучшение отвода тепла от активной области лазера.

Для определения качества наногетероструктуры, были проведены исследования пороговых токов в лазерах с различной длиной резонатора и зеркалами, образованными естественными сколами кристаллов. С этой целью лазерная гетероструктура раскалывалась на линейки с разной длиной резонатора Фабри-Перо. Далее линейки раскалывались на отдельные кристаллы полупроводниковых лазеров, которые монтировались по стандартной технологии на теплоотвод. К верхнему контакту кристалла приваривались контактные проволоки, другой конец которых приваривался к контактной пластине, которая служила катодом. Анодом являлся теплоотвод.

Значения плотности порогового тока в зависимости от обратной длины резонатора, L , представлены рис. 1. Полученные экспериментальные точки были аппроксимированы прямой, точка пересечения которой с осью плотности токов даёт характеристическую для наногетероструктуры плотность порогового тока, $J_{1/L=0}$. Минимальная величина этого параметра соответствует наилучшему качеству наногетероструктуры. Для качественных лазеров на основе квантовых ям эта величина должна составлять от 100 до 150 А/см². На рассматриваемых

образцах на длине волны $\lambda = 1050$ нм величина $J_{1/L=0} = 121$ А/см², что соответствует отличному качеству наногетероструктуры.

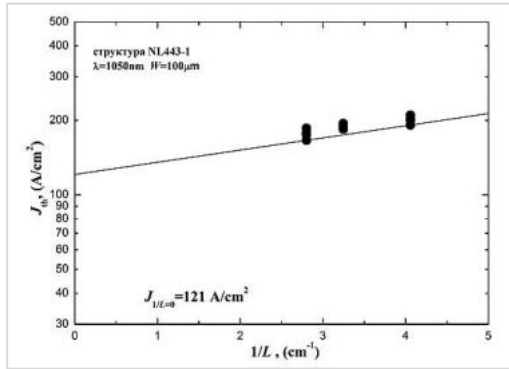


Рис. 1. Зависимость плотности порогового тока лазера от обратной длины резонатора

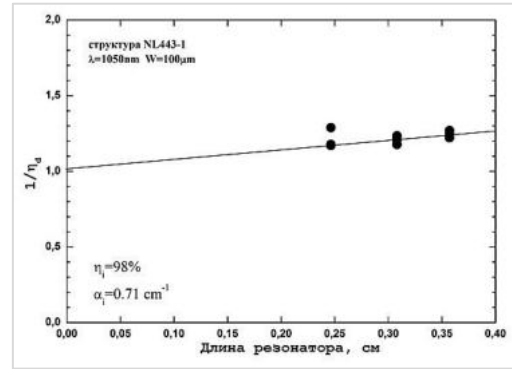


Рис. 2. Зависимость обратной величины внешней дифференциальной квантовой эффективности от длины резонатора лазеров

Дальнейшее исследование лазеров с различными длинами резонаторов заключалось в исследовании внешней дифференциальной эффективности стимулированного излучения вблизи порога лазерной генерации. По результатам измерений был построен график зависимости обратной величины внешней дифференциальной квантовой эффективности, η_d , от длины резонатора (см. рис. 2) и аппроксимирован прямой. Точка пересечения аппроксимационной прямой с осью ординат равна обратной величине внутренней дифференциальной квантовой эффективности стимулированного излучения, η_i , для наногетероструктуры. Величина наклона аппроксимационной прямой пропорциональна величине внутренних оптических потерь, α_i . Таким образом, были получены значения $\eta_i = 98\%$ и $\alpha_i = 0,71$ см⁻¹.

Наилучшему качеству наногетероструктуры соответствуют минимальные внутренние оптические потери и максимальная величина внутреннего квантового выхода стимулированного излучения. Для мощных полупроводниковых лазеров на основе GaAs/AlGaAs/InGaAs наногетероструктур величина внутреннего квантового выхода стимулированного излучения должна быть близка к 100%, в величина внутренних оптических потерь менее 1 см⁻¹. Лазер на основе изготовленной нами наногетероструктуры удовлетворяют этим требованиям.

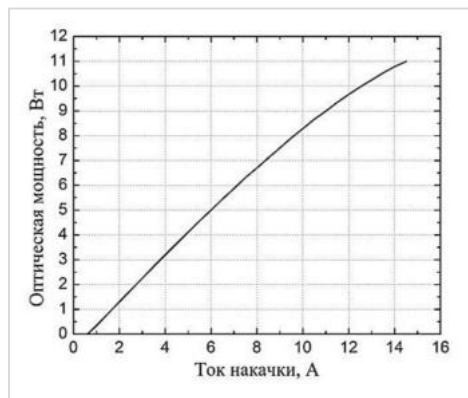


Рис. 3. Типичная ВтАХ лазеров в непрерывном режиме при температуре

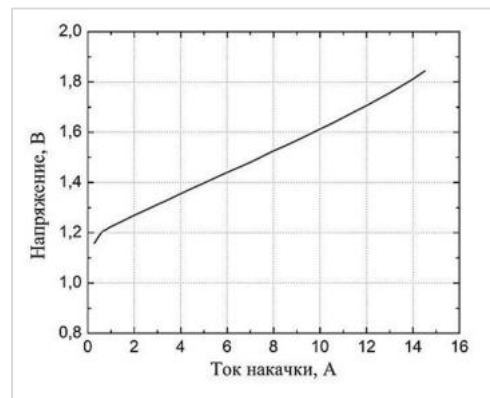


Рис. 4. Типичная ВАХ лазеров в непрерывном режиме при температуре 25°С

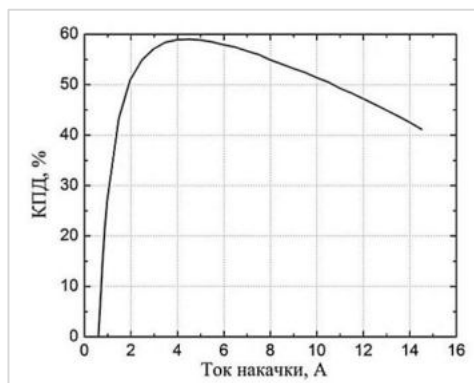


Рис. 5. Типичная зависимость КПД лазеров от тока накачки в непрерывном режиме при температуре 25⁰С

Дальнейшее исследование лазерных излучательных и электрических характеристик происходило на образцах с оптимальной длиной резонатора и нанесёнными просветляющим и высокоотражающим покрытиями на зеркала резонатора. На рис. 3 приведена типичная ватт-амперная характеристика (ВтАХ) лазеров. На рис. 4 приведена типичная вольт-амперная характеристика (ВАХ) исследуемых лазеров. Измерения происходили в непрерывном режиме лазерной генерации, температура 25⁰С поддерживалась на теплоотводе лазера. По полученным зависимостям мощности и напряжения от тока накачки была построена зависимость КПД лазера от тока накачки, рис. 5.

Полученные данные показывают, что лазеры на основе изготовленной наногетероструктуры способны выдавать максимальную мощность более 10 Вт в непрерывном режиме генерации и максимальный КПД около 58% при токе накачки 5 А, что соответствует мощности 4 Вт.

Были проведены исследования спектров лазерной генерации изготовленных образцов при различных токах накачки. Получено, что все спектры имеют правильную форму, что говорит о высоком качестве активной области лазеров. Заметен сдвиг лазерной генерации в длинноволновую область, обусловленный ростом перегрева активной области при увеличении тока накачки.

Также было исследовано угловое распределение лазерного излучения в дальней зоне в направлении, перпендикулярном *p-n* переходу (см. рис. 6). Эта зависимость хорошо аппроксимируется распределением Гаусса и соответствует нулевой моде лазерной генерации. Расходимость излучения в этом направлении определяется только толщиной волновода лазера.

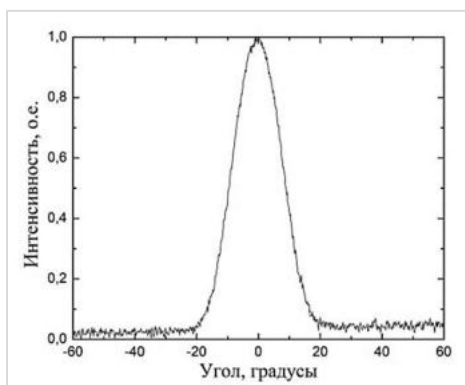


Рис. 6. Распределение излучения лазера в дальней зоне в направлении, перпендикулярном *p-n* переходу

Как видно из приведенных результатов, выбранный для конструирования лазера подход позволил получить в мощный полупроводниковый лазер, работающий в одномодовом режиме, при этом ширина спектра в диапазоне 1060 ± 20 нм на полувысоте не превышает 15 нм при всех режимах работы

Библиографический список

1. Слипченко С. О., Подоскин А. А., Винокуров Д. А., Станкевич А. Л., Лешко А. Ю., Пихтин Н. А., Забродский В. В., Тарасов И. С. Анализ условий срыва генерации мод резонатора Фабри-Перо в полупроводниковых лазерах с полосковым контактом // ФТП. 2011. Т. 45. В. 10. С. 1431 – 1438.

2. Копьев П. С., Лентовский В. В., Федоров Д. Л. Разработка конструкции мощных полупроводниковых лазеров для дистанционного энергообеспечения // 7 международная конференция по фотонике и информационной оптике. Сборник трудов. М.: НИЯУ «МИФИ», 2018. С. 480 – 481.

УДК 536.413.3

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОГО СОСТОЯНИЯ АКТИВНОГО ЭЛЕМЕНТА CR:LISAF

В. В. Красных, И. А. Киселев, А. А. Сергеев

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

Быстрое развитие мировой промышленности создает проблемы, связанные с защитой населения от последствий техногенных катастроф, периодически случающихся на химических заводах, в газовой и нефтедобывающей промышленности, на транспорте и т.д. Своевременное выявление опасных тенденций процессов загрязнения и идентификация загрязняющих веществ естественного, техногенного и биогенного происхождения относится к предметной области экологической безопасности. В этой связи особую актуальность приобретают высокоточные средства дистанционного обнаружения, и идентификации источников заражения во времени и пространстве [4]. Для таких целей хорошо зарекомендовали себя в задачах экологического мониторинга и оптики атмосферы- лидары дифференциального поглощения и рассеяния (ДПР-лидары). Если послать в атмосферу короткий импульс лазерного излучения, то часть энергии этого импульса, рассеявшись на молекулах и аэрозолях, вернется назад и может быть зарегистрирована в виде оптического сигнала. Принцип их действия основан на измерении разности ослаблений лидарных сигналов, получаемых на двух длинах волн, одна из которых лежит в полосе поглощения обнаруживаемого вещества, а другая – вне. В качестве источника излучения чаще всего используют Ti:Sapphire-лазер [2]. Это перестраиваемый лазер, который излучает красный и ближний ИК свет в диапазоне от 650 до 1100 нм. Данный лазер позволяет решать задачи, где требуется низкая длительность импульсов, широкие полосы генерации, высокие пиковые мощности. Основным недостатком таких лазеров является полоса поглощения активного элемента, она расположена в диапазоне от 450 до 600 нм (рис.1), что не позволяет осуществить для них диодную накачку, ввиду отсутствия технологии выращивания стабильных, долговечных лазерных диодов, а накачка лампами-вспышками менее эффективна и имеет относительно высокую нестабильность по энергии. По этой причине, для создания исследовательских установок, метеорологических комплексов и т.д. в качестве накачки Ti:Sapphire-лазеров используют вторую гармонику (532 нм) Nd:YAG-лазера, что приводит к усложнению схемы, увеличению габаритов установки, сложности юстировки.

Кроме этого требуется работа на высоких частотах повторения импульсов. Чем больше частота повторения, тем большее количество измерений регистрирует приемник, и тем точнее данные получаемые вследствие обработки оптического сигнала.

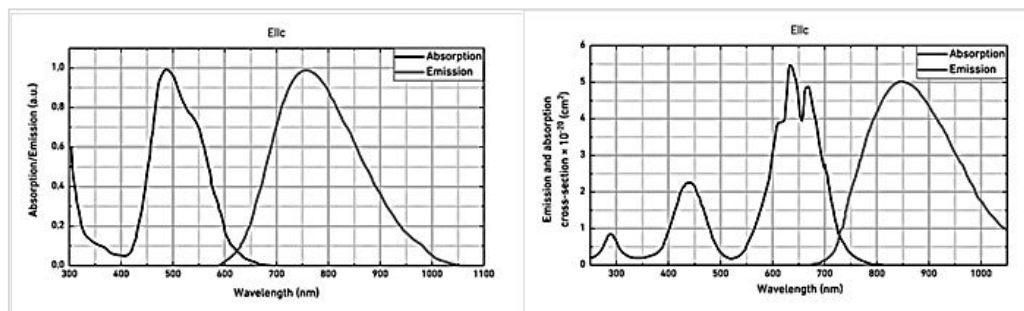


Рис. 1. Спектральные характеристики активных сред: Ti:Sapphire-лазера (слева), Cr:LiSAF (справа)

Альтернативой Ti:Sapphire-лазерам является Cr:LiSAF-лазеры, у которых присутствует линия поглощения в диапазоне 630 – 680 нм, что позволяет качать их лазерными диодами. Так же Cr:LiSAF подходит для работы с ультракороткими импульсами высокой мощности. Но у данных кристаллов есть недостаток – низкая теплопроводность, которая приводит к возникновению существенных градиентов температуры в активном элементе при больших мощностях накачки. Поэтому определение допустимой мощности накачки является актуальной задачей. Реализацией данной задачи является создание модели расчета теплового состояния активного элемента. Характеристики кристалла Cr:LiSAF представлены в таблице 1.

Таблица 1
Характеристики Cr:LiSAF

Обозначение	Значения	Единицы измерения в СИ
Материал	Cr3+:LiSrAlF6	–
Модуль Юнга	1,09E+11	Па
Коэффициент Пуассона	0,3	–
Прочность на разрыв	68	ГПа
Плотность	3450,00	кг/м ³
Температура плавления	1039	К
Коэффициент теплового расширения	1E-05 ()	1/К
	2,5 E-05 (⊥)	1/К
Теплопроводность	3,30 ()	Вт/(м*К)
	3(⊥)	
Удельная теплоемкость	842,00	Дж/(кг*К)

В активном элементе после накачки, часть энергии уходит на излучение, а часть поглощается. Энергия, которая поглощается элементом, выделяется в виде тепла – служит источником объемного тепловыделения. Поскольку объемное тепловыделение может быть не только равномерным, но и не равномерным, для таких процессов важным является понятие мощности внутренних источников теплоты. Эта величина, обозначаемая q_v , определяет собой количество теплоты, выделяемое единицей объема тела в единицу времени, она измеряется в Вт/м³. При наличии внутренних источников теплоты основной задачей является расчет температурного поля внутри тела[3]. В качестве тела активного элемента выступает цилиндр

4мм×50мм. Градиент температур (разница температур между центром и стенкой) для цилиндра рассчитывается по формуле:

$$\Delta T = T_c - T_w = \frac{q_v r^2}{4\lambda} \quad (1)$$

где T_c – температура в центре [K]; T_w – температура на стенке [K]; q_v – плотность объемного теплового потока [$\text{Вт}/\text{м}^3$]; r – радиус стержня [мм]; λ – теплопроводность АЭ [$\text{Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$].

Для проверки модели используется диодная накачка, спектры поглощения Cr:LiSAF и излучение диодов практически совпадают. Система накачки состоит из 12 диодных линеек, суммарная энергия составляет 6Дж. В линию генерации активного элемента уходит около 30% энергии, а около 70 % поглощается и выделяется в виде тепла. Элемент с обоих концов закреплен в цанги на ~4мм, общая длина, участвующая в поглощения излучения от накачки составляет 42мм. Активный элемент Cr:LiSAF обладает анизотропией, ось кристалла расположена перпендикулярно оптической оси, исходя из этого, теплопроводность и коэффициент теплового расширения разный в двух направлениях: параллельно оси кристалла и перпендикулярно ему[1]. Используя формулу (1) при частотах от 1 до 1000 Гц, получаем градиент температур между центром и стенкой (рис. 2).

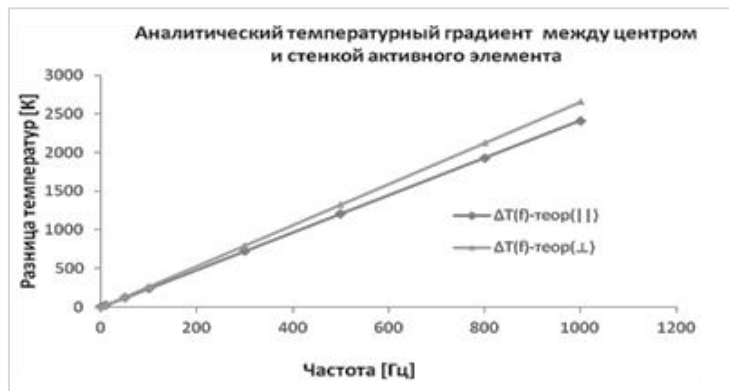


Рис. 2. Аналитический расчет градиента температур между центром и стенкой, с учетом анизотропии

На активный элемент были заданы граничные условия 3-го рода. Это условие определяют закон теплообмена между поверхностью тела и окружающей средой или хладагентом. В качестве хладагента, для отвода тепла используется вода. Использовались два значения температуры воды: $T_1 = 293[\text{K}]$ и $T_2 = 275[\text{K}]$. Первое значение берется при комнатной температуре, второе получено в результате охлаждения воды в чиллере. Значения коэффициента теплоотдачи использовались равными: $\alpha_1 = 9000[\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2\cdot\text{К}}]$ и $\alpha_2 = 18000[\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2\cdot\text{К}}]$. Значения получились в результате аналитического расчета, с помощью эмпирических формул для Нуссельта и Рейнольдса[5], за счет увеличения скорости потока и изменения геометрии кольца, через которое протекает вода. Разные конфигурации ($T_1 - \alpha_1, T_2 - \alpha_1, T_1 - \alpha_2, T_2 - \alpha_2$) использовались для проверки модели и установки различных предельных значений.

На рис. 4, для примера, представлен градиент температур, для частоты повторения импульсов 1Гц, с конфигурацией $T_1 - \alpha_1$.

Аналитический расчет и полученный путем моделирования в SolidWorks Simulation практически совпадают, что говорит о правильности построенной модели. Для всех конфигураций были проведены ряд исследований, при различных частотах повторения импульсов. Были установлены границы частот, при которых возможна работа с активным элементом, при превышении этой границы вода находящаяся в контакте с нагретой поверхностью элемента достигает температуры кипения $T_w = 373[\text{K}]$.

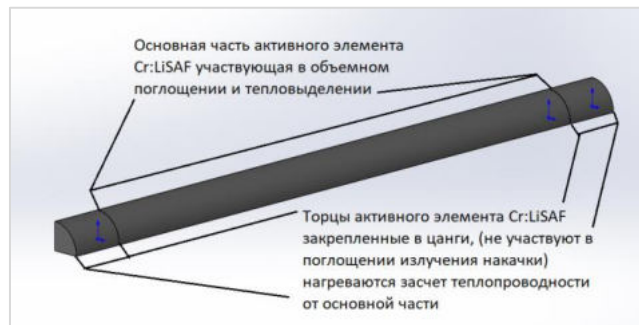


Рис. 3. Исследуемая модель Cr:LiSAF



Рис. 4. Градиент температур для частоты 1Гц

На рис. 5 представлены графики зависимости температуры стенки от частоты повторения импульса. На них показаны границы, для разных конфигураций. На рис. 6 представлены графики зависимости температуры в центре от частоты повторения импульса. Температура в центре для данных конфигураций не достигает предельного значения, при котором кристалл начинает плавиться.

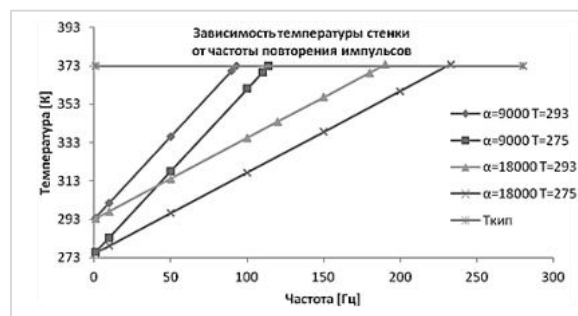


Рис. 5. Достижение температуры стенки критического значения

Таким образом, данная модель, позволяет определить тепловое состояние активного элемента Cr:LiSAF. Она позволяет, изменяя среднюю мощность накачки (увеличение частоты повторения импульсов, изменение энергии импульса), проследить какие температуры устанавливаются на стенке и в центре активного элемента.

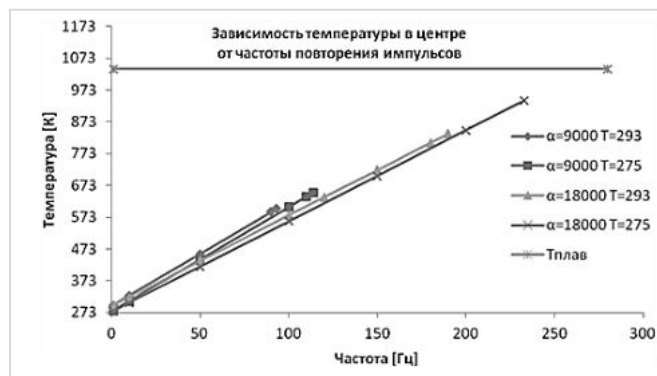


Рис. 6. Достижение температуры в центре критического значения

Для разных мощностей накачки необходимо реализовывать свои системы охлаждения, путем конструирования контура охлаждения, заданием начальной температуры воды (ее охлаждение), скоростью ее прокачки. Так же модель дает представление и позволяет установить границы (температура кипения воды, температура плавления кристалла), при которых возможна работа с данным элементом. В дальнейшем данные расчеты позволят определить термические нагрузки, возникающие в активном элементе, и позволят установить предельные нагрузки, при превышении которых кристалл начнет разрушаться.

Библиографический список

1. Блистанов А. А. Кристаллы квантовой и нелинейной оптики. Учебное пособие для вузов. М.: МИСИС, 2000. 432с.
2. Донченко В. К., Мельникова И. Н., Борейшо А. С., Морозов А. В. Использование мобильных лидарных комплексов для обратной задачи экологического мониторинга // Экология и космос. СПб: Петродворец, 2010. С. 101 – 110.
3. Михеев М. А., Михеева И. М Основы теплопередачи. Изд. 2-е стереотип. М.: Энергия, 1977. 344 с.
4. Синогина Е. С., Архипов В. А., Шереметьева У. М. Методы и средства борьбы с терроризмом: учебное пособие. Томск: Изд-во Томского государственного педагогического университета, 2012. 220 с.
5. Уонг Х. Основные формулы и данные по теплообмену для инженеров: Пер. с англ./ Справочник. М.: Атомиздат, 1979. 216 с.

УДК 623.4

ОПЫТ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗРАБОТКИ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ГИДРОАВТОМАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭНЕРГИИ ВЫСТРЕЛА

С. И. Кудрявцев, И. П. Кудряшов

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

Особенностью гидроавтоматов, предназначенных для применения в артиллерийских орудиях с использованием энергии выстрела, является аккумуляирование части кинетической энергии откатных частей в виде потенциальной энергии сжатого газа в гидропневматическом

аккумуляторе и дальнейшее её использование для работы гидродвигателей, задействованных при перезарядке орудия. При этом максимально используется кинетическая энергия откатных частей (ОЧ) в процессах перезарядки в отличие от орудий с применением гидравлических тормозов откатных частей (ТОЧ), в которых происходит преобразование избыточной кинетической энергии ОЧ в тепловую энергию жидкости.

В отечественной артиллерии есть примеры применения схемы гидроавтоматики с использованием энергии выстрела – в полигонном варианте корабельной автоматической артиллерийской установки среднего калибра и буксируемой пушке крупного калибра, состоящей на вооружении.

Применение схемы гидроавтоматики с использованием энергии выстрела в корабельной автоматической артиллерийской установке. Схема гидроавтоматики с использованием энергии выстрела была применена при разработке 100-мм двухорудийной универсальной башенной корабельной автоматической артиллерийской установки СМ-52 и её полигонного варианта СМ-52П [1, 2].

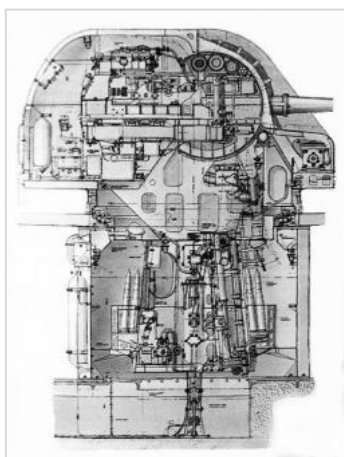


Рис. 1. Схема 100-мм двухорудийной универсальной башенной корабельной автоматической артиллерийской установки СМ-52П

Эффективным артиллерийским вооружением строящихся крейсеров и сторожевых кораблей во второй половине 1950-х гг. должна была стать 100-мм двухорудийная универсальная башенная корабельная автоматическая артиллерийская установка (КААУ) СМ-52, разработанная творческим коллективом КБ-2 ЦКБ-34 под руководством главного конструктора Д.Е. Брилля. Работы по созданию СМ-52 и её полигонного варианта СМ-52П были начаты в апреле 1954 г. В четвёртом квартале 1955 г. рабочие чертежи и техническая документация на полигонную автоматическую артиллерийскую установку СМ-52П переданы заводу «Большевик». В июне 1956 г. разработаны технические проекты, а в первом квартале 1957 г. – рабочие чертежи установок СМ-52 и СМ-52А (на переменном и постоянном токе).

КААУ СМ-52 предназначалась для поражения воздушных, морских и береговых целей. Ствол и боеприпасы для СМ-52 были взяты от артиллерийской установки СМ-5-1. Скорострельность установки СМ-52 составляла 40 выстр./мин, предельная дальность стрельбы – 26 км, максимальная вертикальная дальность – 19,7 км, масса – 48,4 т. Установка оснащалась системой непрерывного охлаждения

стволов забортной водой в процессе стрельбы и дистанционно управляемыми гидравлическими приводами наведения.

В КААУ СМ-52 подача боеприпасов с неподвижной части на вращающуюся осуществлялась с помощью вращающейся платформы, а с вращающейся части на качающуюся – с помощью качающегося зарядника. Подаче боеприпаса на линию досылки предшествовала установка взрывателя на заданную приборами дистанцию. Все процессы – подача боеприпасов, установка взрывателя, досылка боеприпаса в канал ствола и функционирование механизмов затвора – производились в автоматическом режиме. Исполнительные механизмы приводились в движение гидравлическими приводами, управляемыми соответствующими гидрораспределителями по заданной программе, построенной на принципе механических замкнутостей и блокировок.

Основными особенностями автоматической установки СМ-52 являлись применение гидрофицированных механизмов для осуществления перезарядки и использование кинетической энергии откатных частей, полученной при выстреле, для работы механизмов перезарядки качающейся части установки. Для использования энергии выстрела в работе автоматика был применён совмещённый с тормозом отката тормоз-насос с гидропневматическим ак-

кумулятором. Во время отката ствола тормоз-насос подавал под давлением жидкость в гидропневматический аккумулятор, расположенный на качающейся части. Из гидропневматического аккумулятора жидкость направлялась в гидродвигатель, который через механические передачи приводил в движение исполнительные органы механизмов перезарядки, расположенных на качающейся части установки.

Двухорудийная автоматическая полигонная установка СМ-52-П калибра 100-мм спроектирована как экспериментальный образец для отработки на полигоне новой конструктивной схемы автомата и автоматической подачи боеприпасов из подбашенного отделения. Данная отработка должна была служить основанием для уточнения тактико-технического задания на проектирование и на изготовление 100-мм двухорудийной универсальной башенной КААУ СМ-52.

В начале 1957 г. полигонная автоматическая установка СМ-52-П проходила заводские испытания на сборочном стенде 3-го цеха завода «Большевик», а в 1957–1959 гг. проводились её всесторонние испытания на Научно-испытательном морском артиллерийском полигоне. В декабре 1958 г. был закончен первый этап полигонных испытаний: испытания башни без подбашенного отделения. В июне 1959 г. полностью завершились полигонные испытания установки в целом: вместе с подбашенным отделением. В 1959 г. работы по КААУ СМ-52 в ЦКБ-34 были прекращены.

Работа творческого коллектива КБ-2 под руководством главного конструктора Д. Е. Брилля по применению уникальной схемы гидроавтомата при разработке 100-мм двухорудийной универсальной башенной КААУ СМ-52 и созданию её полигонного варианта СМ-52П явилась значительным вкладом в развитие автоматических артиллерийских систем.

Применение схемы гидроавтоматики с использованием энергии выстрела для досылки элементов боеприпаса в буксируемой полевой пушке крупного калибра. Скорострельность буксируемых артиллерийских орудий среднего и крупного калибра во многом определяется степенью механизации процессов подачи и досылки боеприпасов или элементов боеприпасов. Для разрабатываемых и модернизируемых буксируемых артиллерийских орудий, не имеющих внешних источников энергии, перспективным направлением в решении задачи механизации перезарядки является использование энергии выстрела в виде кинетической энергии откатных частей, реализуемой с помощью элементов гидроавтоматики.

Примером использования кинетической энергии откатных частей и применения гидроавтоматики для досылки элементов боеприпаса – снаряда и гильзы с зарядом – является 152-мм пушка 2А36 «Гиацинт-Б» [3]. В этом орудии применён гидропневматический цепной досылатель, обеспечивающий принудительную досылку элементов боеприпасов на всём пути движения [4].

В состав досылателя пушки 2А36 входят: тормоз-насос, включающий в себя часть цилиндра 1 меньшего диаметра, шток 3, запорный клапан *в* и обратный клапан *д*; гидропневматический аккумулятор (тормоз-насос и гидропневматический аккумулятор имеют общий ступенчатый цилиндр 1), включающий в себя часть цилиндра 1 большего диаметра и поршень 15; подпружиненные кулачки 2; трубопроводы *е*, *ж*, *з*, кран управления *и*; корпус досылателя 9, исполнительный гидроцилиндр 14 со штоком-рейкой 12 и поршнем и комплектом возвратных пружин 13; мультипликатор, содержащий валы-шестерни 4, 8, 10 и шестерни 5, 11; звездочка 7, цепь 6 и направляющий лоток. Все функциональные элементы досылателя, кроме установленных на казёнике кулачков 2, расположены на люльке.

Аккумуляция части кинетической энергии откатных частей при накате осуществляется гидропневматическим аккумулятором (ГПА) досылателя. При накате откатных частей при их определённом перемещении кулачки 2 начинают действовать на шток 3 тормоза-насоса, вытесняя жидкость из полости *г* тормоза-насоса через запорный клапан *в* и каналы *б* в полость *а* ГПА, и поршень 15 сжимает воздух, находящийся при начальном давлении p_0 .

Досылка элементов боеприпасов осуществляется после поворота вручную крана управления *и* в положение, при котором обеспечивается гидравлическая связь полости *а* ГПА и

поршневой полости *к* исполнительного гидроцилиндра 14. При перемещении штока-рейки 12 с поршнем в исполнительном гидроцилиндре сжимается комплект пружин 13, приводится в действие мультипликатор, включающего в свой состав валы-шестерни 4, 8, 10 и шестерни 5 и 11, и происходит вращение звёздочки 7, воздействующей на цепь 6. Цепь выходит из корпуса и своим концом воздействует на элемент боеприпаса. После завершения досылки кран управления поворачивается вручную в положение, при котором обеспечивается гидравлическая связь полости *к* исполнительного гидроцилиндра и полости *г* цилиндра тормоза-насоса. При этом под действием усилия комплекта пружин 13 шток-рейка 12 с поршнем перемещаются в исполнительном гидроцилиндре, вытесняя жидкость из полости *к* гидроцилиндра 14 в полость *г* цилиндра тормоза-насоса, и выполняется реверс цепи.

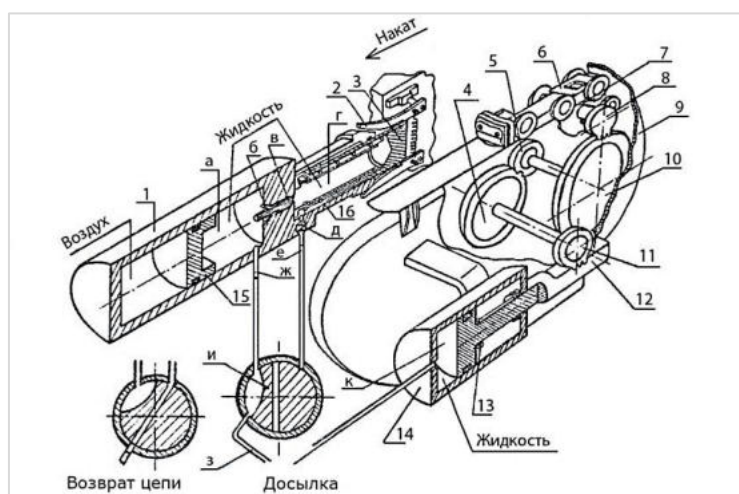


Рис. 2. Схема досылателя пушки 2А36 «Гиацинт-Б». 1 – цилиндр; 2 – кулачок; 3 – шток; 4 – вал-шестерня; 5 – шестерня; 6 – цепь; 7 – звёздочка; 8 – вал-шестерня; 9 – корпус; 10 – вал-шестерня; 11 – шестерня; 12 – шток-рейка с поршнем; 13 – комплект пружин; 14 – гидроцилиндр исполнительный; 15 – поршень; 16 – комплект пружин; *а* – полость высокого давления гидропневматического аккумулятора; *б* – каналы; *в* – запорный клапан; *г* – полость низкого давления жидкости; *д* – обратный клапан; *е*, *ж*, *з* – трубопроводы; *и* – кран управления; *к* – поршневая полость исполнительного цилиндра

Энергетические характеристики артиллерийских орудий и возможности использования энергии выстрела в перспективных артиллерийских гидроавтоматах. Анализ схем автоматики, обеспечивающей перезарядку артиллерийских орудий, показал, что наличие массивных подвижных звеньев автоматики и значительных сил инерции, возникающих во время стрельбы, вызывают трудности в создании автоматических орудий калибров от 100 до 130 мм при обеспечении требования повышения скорострельности [5]. В качестве перспективной схемы автоматики, позволяющей уменьшить энергетические затраты внешних источников энергии на работу механизмов перезарядки, отмечалась схема гидроавтоматики с использованием энергии выстрела в виде кинетической энергии откатных частей.

Расчёты показали [5], что для работы автоматики 100-мм пушки при скорострельности 40 – 50 выстрелов в минуту необходима мощность 66 – 74 кДж/с.

В артиллерийском орудии, выполненном по схеме упругого лафета, при выстреле значительная часть кинетической энергии откатных частей при их откате и накате преобразуется в тепловую энергию за счёт преодоления гидравлических сопротивлений в тормозах отката и наката, а также за счёт трения в направляющих люльки и уплотнениях противооткатных устройств.

В таблице 1 приводятся значения величин энергии свободного отката E_{oc} и энергии торможённого отката E_{om} для ряда состоявших на вооружении в 1950-х гг. артиллерийских установок среднего калибра [5]. Изучение данных таблицы 1 показывает, что кинетическая энергия торможённого отката E_{om} обратно пропорциональна изменению массы откатных частей при постоянных значениях прочих параметров.

Таблица 1

№№ пп	Наименование величин	Обозначения	Размерность	Артиллерийская установка			
				А	Б	В	Г
1	Калибр	d	мм	100	100	100	130
2	Начальная скорость снаряда	V_0	м/сек	900	1100	900	1000
3	Масса откатных частей	Q_0	кг	2650	4550	2770	5685
4	Скорость свободного отката	W_{max}	м/сек	8,24	6,32	8,387	9,83
5	Энергия свободного отката	E_{oc}	кг·м	9180	9260	9940	28000
6	Энергия торможённого отката	E_{om}	кг·м	8350	8676	9090	24000
7	Отношение E_{om}/E_{oc}	η	–	0,91	0,94	0,92	0,86

Отсюда следует рекомендация – при проектировании автоматической артиллерийской установки, использующей для работы автоматики кинетическую энергию откатных частей, целесообразно уменьшать массу откатных частей с целью получения большей величины энергии торможённого отката E_{om} .

Уменьшение массы откатных частей только за счет присоединения к ним штоков противоткатных устройств (вместо цилиндров), позволяет увеличить энергии торможённого отката E_{om} примерно на 8 – 12%. Эта особенность учитывается при разработке новых автоматических артиллерийских установок [5].

На основе анализа расчётных данных для ряда артиллерийских установок среднего калибра 1950-х годов составлена схема энергетического баланса [5], отражающая потери энергии за цикл откат – накат для случая стрельбы при угле возвышения ствола $\varphi = 0^\circ$. Схема представлена на рис. 3.

Анализ энергетического баланса для артиллерийских установок среднего калибра позволяет обратить внимание на следующее [5]:

1) Энергия отката в процессе движения откатных частей расходуется, в основном, на преодоление гидравлических сопротивлений тормоза откатных частей и переходит в тепло. В артиллерийских орудиях среднего калибра 80–85% энергии отката, перешедшей в тепло, составляет 78–226 кДж безвозвратно потерянной работы. Поскольку цикл откат – накат для этих орудий по времени составляет около одной секунды, то величина потерянной мощности за это время равна $N = 73–220$ кДж/с.

2) Энергия выстрела частично используется для работы некоторых механизмов, в частности, на взвод пружин автоматики затвора. Эта энергия составляет всего 1–2% по отношению к величине потерянной энергии, тем не менее, она оказывается достаточной для выполнения двух операций – открывания и закрывания затвора.

3) С увеличением калибра d орудия (при близких значениях V_0) величина энергии отката возрастает пропорционально увеличению куба калибра.

Таким образом, при проектировании автоматических артиллерийских установок из экономических соображений необходимо использовать избыточную энергию отката, которая в существующих артиллерийских установках преобразуется в тепло.

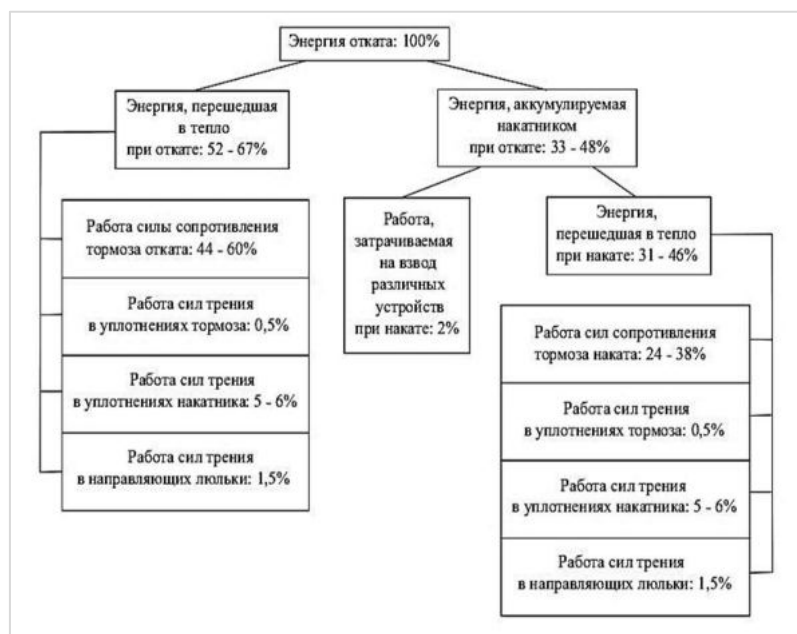


Рис. 3. Схема энергетического баланса артиллерийских установок среднего калибра для случая стрельбы при угле возвышения $\varphi=0^0$

Использование энергии отката в созданной автоматической артиллерийской установке СМ-52П заключается в том, что энергия, приобретенная откатными частями в процессе отката, аккумулируется гидропневматическим аккумулятором, а затем расходуется на накат откатных частей и на выполнение автоматических операций перезарядки на качающейся части артиллерийской установки. При создании СМ-52П была разработана схема, в основу которой положено применение гидравлических двигателей и механического привода для перезарядки. Оптимальным решением при создании современных гидроавтоматов с использованием энергии выстрела и внешних источников энергии является схема, приведенная на рис. 3, с независимыми исполнительными гидродвигателями автоматики и системой управления их работой с помощью гидрораспределителей.

Артиллерийский гидроавтомат с использованием энергии выстрела и внешней энергии (рис. 3) включает в себя следующие устройства: откатные части (ствольно-затворная группа), тормоз-насос, гидропневмоаккумулятор (ГПА) высокого давления, цилиндр и шток с поршнем накатника, ГПА низкого давления, гидродвигатели автоматики, трубопроводы и гидрораспределители, система управления гидрораспределителями.

В отличие от существующих противооткатных устройств, торможение откатных частей в данном случае осуществляется не за счет преобразования энергии в тепло, а путём сжатия воздуха в ГПА высокого давления при поступлении жидкости из тормоза-насоса. Таким образом, тормоз-насос является, с одной стороны, гидравлическим насосом для гидродвигателей механизмов автоматики, а с другой стороны, – тормозом откатных частей.

Накатник предназначен для наката откатных частей и взвода ГПА высокого давления.

ГПА высокого давления предназначен для аккумулирования энергии отката, которая в дальнейшем используется для приведения в действие механизмов автоматики. ГПА низкого давления предназначен для заполнения жидкостью тормоза-насоса, которая в дальнейшем под большим давлением поступает в ГПА высокого давления. Кроме того, ГПА низкого давления служит для сбора отработанной жидкости из гидродвигателей.

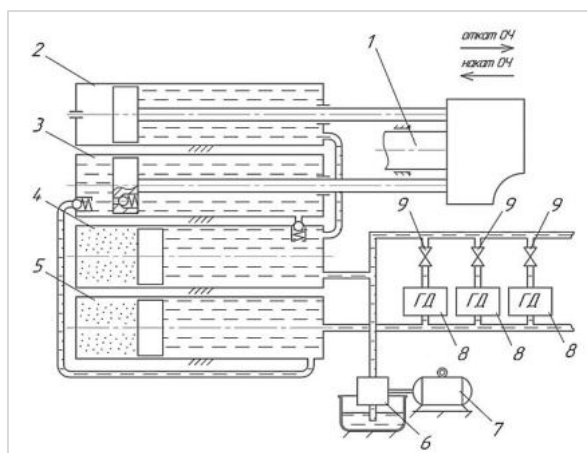


Рис. 3. Схема артиллерийского гидроавтомата смешанного типа (с использованием энергии выстрела и внешнего источника энергии): 1 – откатные части; 2 – цилиндр и шток с поршнем накатника; 3 – тормоз-насос; 4 – гидропневматический аккумулятор высокого давления; 5 – гидропневматический аккумулятор низкого давления; 6 – насос; 7 – электродвигатель; 8 – гидродвигатели автоматики; 9 – гидрораспределители

Гидродвигатели автоматики предназначены для приведения в действие механизмов автоматики: механизмов подачи боеприпасов или их элементов, досылателя, механизма открывания затвора. Применение в артиллерийских автоматических установках и в артиллерийских орудиях с механизацией процессов перезарядки схемы гидроавтоматики с использованием энергии выстрела в виде кинетической энергии откатных частей позволяет значительно уменьшить энергетические затраты сторонних источников энергии для обеспечения работы механизмов перезарядки.

Библиографический список

1. От артиллерийских систем до стартовых комплексов. Санкт-Петербург. Конструкторское бюро специального машиностроения. 2002 г. 556 с.
2. Кудрявцев С. И. Сила Военмеха. СПб: Аграф+, 2017. 544 с.
3. Алешин Н. А., Коновалов С. С. 152-мм пушка 2А36. Основы устройства и подготовки к боевому применению. Военная артиллерийская ордена Ленина Краснознаменная академия имени М. И. Калинина. Учебно-методическое пособие. 1992 г. 48 с.
4. Кудрявцев С. И., Кондратюк К. Д. Математическая модель функционирования гидропневматического цепного досылателя, использующего энергию выстрела // В сб.: «Инновационные технологии и технические средства специального назначения». Труды IX ОНПК. В 2 томах. Т. 1. СПб: БГТУ «Военмех», 2017. С. 214 – 218.
5. Современное направление в области автоматизации процессов зарядки артиллерийских систем калибром 100 – 130 мм. Доклад инженера Козлова. ЦКБ-34. 1957 г. 24 с.

УДК 623.1/.7

ВОССТАНОВЛЕНИЕ АРТИЛЛЕРИЙСКИХ ГИЛЬЗ СРЕДНЕГО КАЛИБРА С ПОМОЩЬЮ ДИСТАНЦИОННО-УПРАВЛЯЕМОЙ МАШИНЫ

М. А. Лагутник, Г. С. Чакрян, В. В. Сергеев

НИИ (ВСИ МТО ВС РФ) Военной академии материально-технического обеспечения им. генерала армии А. В. Хрулева

Удалено управляемое, наземное робототехническое средство, снабженное комплектом зарядов, имеет возможность создания боеприпасов, используя восстановленные гильзы. Восстановленная гильза – стреляная гильза после ремонта и восстановления ее чертежных размеров, подготовленная для использования при стрельбе.

Машина состоит из набора модулей, которые обеспечивают:

- обработку гильз;
- накопление восстановленных гильз;
- наполнение гильз боевым зарядом;
- выдачу восстановленной гильзы с боевым зарядом.

Модуль обработки гильз - обеспечивает восстановление экстрактируемой гильзы, а именно:

- исправлении помятостей;
- исправлении обжимных канавок дулец (раскатка, подрезка и обжима дулец гильз);
- придании гильзам геометрической формы и размеров, соответствующих КД;
- удалении продуктов коррозии;
- сплошном контроле с целью выявления и отбраковки гильз с дефектами, влияющими на их боевое применение;
- нанесении защитного покрытия;
- контроле качества защитного покрытия и измерительном контроле отремонтированных гильз.

Модуль накопления. После обработки восстановленные гильзы попадают в механизированный накопитель.

Модуль наполнения. Механизированный накопитель в шаговом режиме перемещает подготовленную гильзу к механизму, обеспечивающий наполнение гильз боевым зарядом в соответствии с условиями выполнения боевой задачи.

Заряды хранятся отдельными пакетами в герметичном отсеке модуля, в котором соблюдаются условия хранения пороха. Готовая гильза с боевым зарядом (рис. 1) поступает в лоток выдачи, а артиллерийский расчет обеспечивает ее доставку в орудие.

На данном этапе осуществляется:

- укладка заряда;
- проверка гильз зарядами в поверочной камере;
- утряска зеренных порохов;
- запрессовка крышек.

Данная машина целесообразна для обеспечения снарядами артиллерийских орудий (АО) среднего калибра, использующая выстрелы раздельного гильзового заряжания, и ведущая навесной огонь с закрытых огневых позиций.

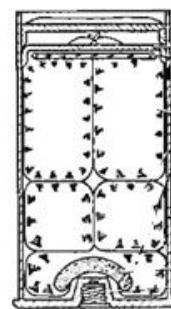


Рис. 7. Гильза с боевым зарядом, поступающая в накопитель

Восстановление гильзы непосредственно на месте развертывания артиллерийской установки (АУ) или при перемещении с одной огневой позиции на другую позволит увеличить

эффективность ведения боя. Так как гильзы обладают возможностью многострельности, т.е. многократного использования для стрельбы, то они могут быть применимы для производства боеприпасов (латунные гильзы могут использоваться до 5...6 раз, стальные до 3...4 раз).

При получении сигнала от боевого расчета АО о нехватки артиллерийских боеприпасов - робот выдвигается к месту отправки сигнала. По прибытию у машины открывается шлюз, через который один из членов артиллерийского расчета подает гильзы, экстрактируемые из АО, а второй, используя резерв готовых гильз с боевым зарядом, находящийся на машине, который в свою очередь пополняется по мере готовности переработанных гильз, производит зарядку АУ.

Дистанционное управление роботом исключает риск потери личного состава при передвижении машины; высокая маневренность, повышенная проходимость, достигнутая специальными шасси, а также светомаскировка и защита робота, выполненная по технологии Stealth, позволяет снизить вероятность поражения самой машины.

Библиографический список

1. Боеприпасы наземной артиллерии. М.: Мин. обор., 1970. 320 с.
2. Руководство по ремонту боеприпасов. М.: Воениздат, 1986. 224 с.
3. Физические основы устройства и функционирования стрелково-пушечного, артиллерийского и ракетного оружия. Ч.1 / Под ред. А. А. Королева и В. Г. Кучерова. Волгоград, 2002.

УДК 621.383

ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ ФОТОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ В ЧАСТИ УВЕЛИЧЕНИЯ УДЕЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. А. Наумова^{1,2}, А. А. Стаценко^{1,2}, М. А. Генали¹

¹АО «НПП «Квант»

²НИТУ «МИСиС»

Одним из наиболее востребованных источников энергии для космических аппаратов являются солнечные батареи (СБ), основными смысловыми элементами которых являются фотоэлектрические преобразователи (ФЭП). Традиционной стала конструкция ФЭП, включающая в себя полупроводниковую структуру на основе АПВВ, выращенную на Ge-подложке, тыльный сплошной контакт, лицевую контактную гребенку и антиотражающее покрытие, нанесенное на фотоактивную область ФЭП [1].

В связи с продолжающимся повышением энергопотребления космических платформ и планов по увеличению группировки современных спутников наиболее остро встает вопрос уменьшения массы современных СБ нового поколения, а также сокращения числа производственных операций по созданию коммутации при сборке СБ. Достижение таких целей возможно путем создания трехкаскадных ФЭП с увеличенной фотоактивной площадью (~ 60 см²) [2], так как для таких приборов больше фактор заполнения рабочей площади батареи, соответственно, на той же площади СБ возможно разместить больше ФЭП, увеличив тем самым удельный вклад фотогениерирующей части (~ 360 Вт/м²) и сохранив массу СБ за счет сокращения числа коммутирующих шин.

Исходя из этих задач, была проведена обширная теоретико-экспериментальная работа, результатами которой явилось следующее:

- анализ современной литературы и патентные исследования в области конструкций и технологий создания трехкаскадных ФЭП на основе материалов АШВУ, в том числе методов нанесения металлических и антиотражающих покрытий;
- построение моделей ФЭП различных конструкций в среде САПР КОМПАС 3D с учетом особенностей контактной структуры;
- разработка алгоритмических решений и создание программного обеспечения для расчета значений затенения контактной гребенкой фотоактивной части ФЭП при различных углах падения солнечного излучения;
- разработка технологии получения ФЭП с увеличенной площадью фотогенирующей части;
- создание опытных образцов ФЭП увеличенной площади и исследование их выходных электрических характеристик.

На рис. 1 представлены ФЭП с увеличенной фотоактивной площадью и в сравнение ФЭП наиболее распространенного размера.

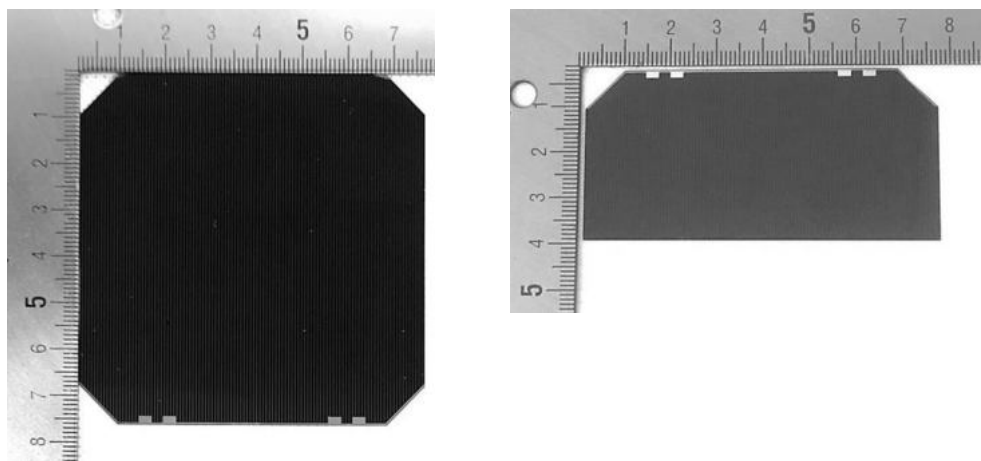


Рис. 1. Изображение ФЭП с различными габаритными параметрами:
 а – с увеличенной фотоактивной площадью (~ 60 см²);
 б – наиболее распространенной площади (~ 30 см²)

Исследования выходных характеристик показали, что при АМ0 и $T = 25^\circ$ удельная мощность разработанных ФЭП в оптимальной точке ВАХ достигает значений до 360 Вт/м² при площади равной 60 см² (длина равна 74,82 мм, ширина равна 76,10 мм) [3].

Таким образом, полученные образцы ФЭП с увеличенной фотоактивной площадью имеют высокую удельную мощность, что предопределяет перспективу использования их в современных СБ.

Преимуществом предлагаемых ФЭП также является то, что технология получения не подразумевает серьезных изменений технологического цикла, однако требуется изменение оснастки на ряде операций, а также на стадиях корпусирования и сборки СБ.

Тем не менее оценочно данная технология позволит уменьшить суммарную массу СБ на 8 – 12 %, время изготовления и сборки на 14 – 18% и стоимость готовой конструкции на 11 – 15% [2]. Для последующего увеличения удельных характеристик необходимо тщательное изучение технологических особенностей изготовления ФЭП с увеличенной площадью, в частности, выбор оптимального метода нанесения и состава металлических и антиотражающих покрытий.

Также следует отметить, что результаты проведенных теоретико-экспериментальных работ и разработанное ПО могут найти применение при оптимизации конструкции ФЭП раз-

личных типов, например, ФЭП для преобразования концентрированного излучения, что на данный момент является весьма актуальной задачей.

Научный руководитель – к. ф.-м. н. **А. Ф. Милованов.**

Библиографический список

1. *Слыщенко Е. В., Наумова А. А., Лебедев А. А.* и др. Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений АШВV // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19. № 2. С. 308 – 324.

2. *Bardfield R., Clapper P., Peterson D., Bui K., Hoskin J., Jun B., SK Sharma, Hanley J.* LEONE (> 50cm²) Space Solar Cells: Qualification, Production, Cost Reduction // CA: Spectrolab Inc., 2010.

4. *Наумова А. А., Генали М. А., Слыщенко Е. В.* и др. Оригинальные конструкции многокаскадных ФЭП различного назначения // Актуальные проблемы космонавтики: Труды XLII академических чтений по космонавтике. Москва, 23 – 26 января 2018 г. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. С. 476.

УДК 629.572.047

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА И ПРОГРАММЫ РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК АППАРАТОВ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ПОДВОДНЫХ КРЫЛЬЯХ

И. Л. Петрова, А. А. Сизова, П. Д. Горохова

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

Актуальность темы исследования связана с необходимостью создания высокоэффективных аппаратов специального назначения на подводных крыльях для их эксплуатации в условиях возникновения чрезвычайных ситуаций. Задачей данной работы являлась разработка алгоритма и программы расчета основных конструктивных, эксплуатационных и гидродинамических характеристик для проектирования однокорпусного судна на подводных крыльях (СПК).

Методика решения поставленной задачи состоит из следующих этапов:

I. Расчет потребной мощности однокорпусного судна:

1. анализ характеристик быстроходных однокорпусных судов и оценка потребной мощности в первом приближении;
2. определение сопротивления воды движению однокорпусного судна по результатам модельных испытаний и оценка потребной мощности во втором приближении;
3. разработка алгоритма и программы для расчета потребной мощности однокорпусного судна.

II. Расчет потребной мощности судна на подводных крыльях:

1. определение характеристик судов на подводных крыльях;
2. определение пропульсивных характеристик СПК в первом и во втором приближениях по результатам модельных испытаний;
3. расчет сопротивления системы крыльев с учетом волнового, профильного и индуктивного сопротивления;
4. разработка алгоритма и программы для расчета потребной мощности судна на подводных крыльях.

На основе выполненных по этапу I расчетов, был разработан алгоритм для расчета потребной мощности однокорпусного судна, включающий:

- 1) выбор исходных данных: водоизмещение D_s , скорость V_H и пассажировместимость n судна;
- 2) выбор натурального и модельного прототипа для проектируемого судна.
- 3) расчет буксировочной мощности Ne для натурального судна;
- 4) расчет потребной мощности N в первом приближении;
- 5) определение основных размеров модели по альбому форм обводов и гидродинамических характеристик моделей быстроходных катеров систематической серии «БК», и также основных размеров натурального судна;
- 6) выбор результатов модельных испытаний;
- 7) расчет сопротивления трения корпуса для модели R_F ;
- 8) расчет остаточного сопротивления корпуса для модели R_R ;
- 9) расчет остаточного сопротивления корпуса для натурального судна R_{RH} ;
- 10) расчет сопротивления трения корпуса для натурального судна R_{FH} ;
- 11) расчет полного сопротивления для натурального судна R_{TH} ;
- 12) расчет буксировочной мощности Ne для натурального судна;
- 13) расчет потребной мощности N во втором приближении.

Блок-схема алгоритма приведена на рис. 1. На основе нее была разработана программа для расчета потребной мощности однокорпусного судна в пакете прикладных программ Matlab R2015a.

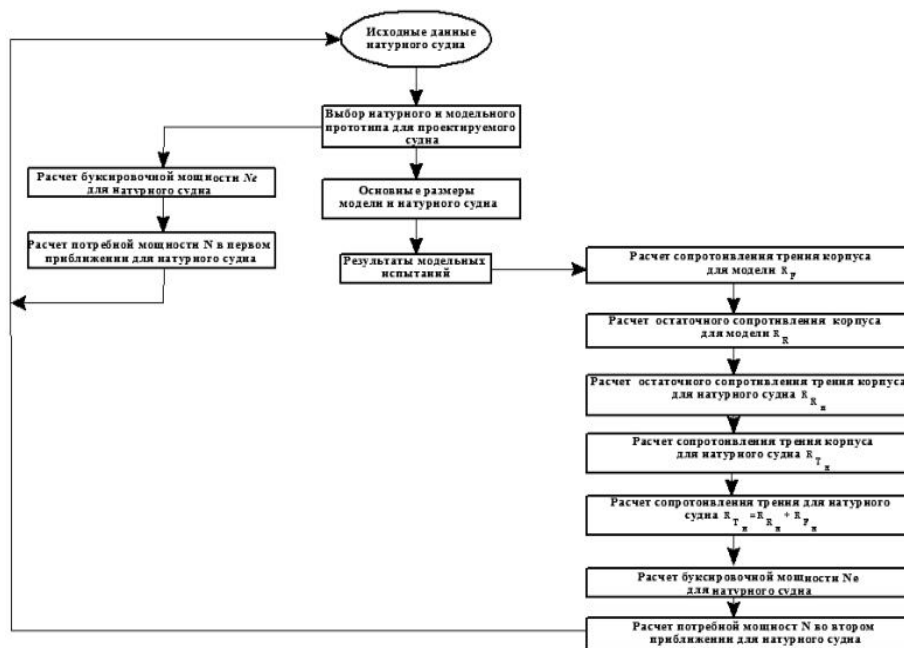


Рис. 1. Блок-схема расчета потребной мощности однокорпусного судна

Полученные в результате работы программы данные, приведены в виде следующих зависимостей: смоченной длины l_H , смоченной поверхности Ω_H , полного сопротивления R_{TH} , сопротивления трения R_{FH} , остаточного сопротивления R_{RH} , буксировочной мощности Ne , потребной мощности N во втором приближении от скорости натурального судна. Результаты моделирования представлены на рис. 2 – 6.

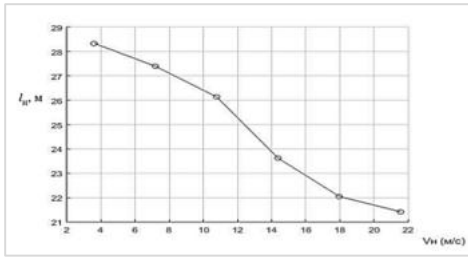


Рис. 2. Зависимость смоченной длины l_w от скорости натурального судна V_H

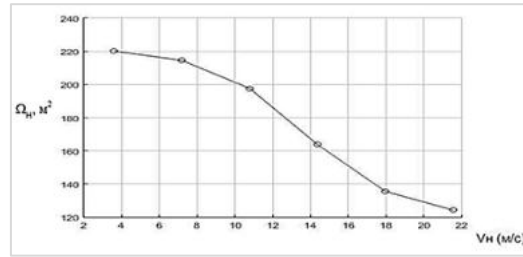


Рис. 3. Зависимость смоченной поверхности Ω_w от скорости натурального судна V_H

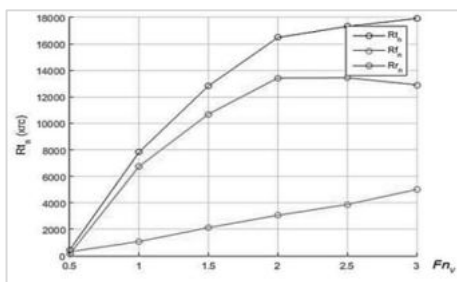


Рис. 4. Зависимость полного сопротивления R_T (T_H), сопротивления трения R_F (F_H), остаточного сопротивления R_R (R_H) от скорости натурального судна V_H

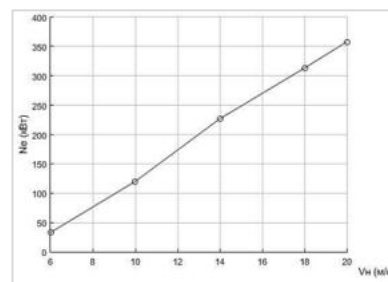


Рис. 5. Зависимость буксировочной мощности N_e от скорости натурального судна V_H

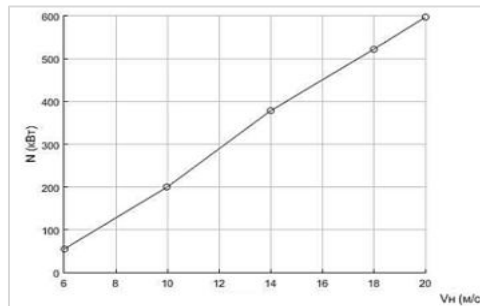


Рис. 6. Зависимость потребляемой мощности N во втором приближении от скорости натурального судна V_H

На основе выполненных по этапу II расчетов, был разработан алгоритм для расчета потребляемой мощности судна на подводных крыльях, включающий:

- 1) выбор исходных данных: Водоизмещение D_s , скорость V_H и пассажировместимость судна n ;
- 2) выбор X_G, X_H, X_K и распределение нагрузки на носовое и кормовое крыло;
- 3) выбор площади, формы и профиля крыльев. Расчет основных размеров крыльев и стоек;
- 4) расчет скоса потока;
- 5) расчет потребляемой мощности N в первом приближении;
- 6) расчет сопротивления крыльевой системы по результатам модельных испытаний;
- 7) расчет сопротивления крыльевой системы, как суммы сопротивлений её составляющих отдельных элементов;

- 8) расчет сопротивления стоек крыльевой установки;
 - 9) расчет сопротивления крыльевой системы двумя разными методами и выбор оптимального из них.
 - 10) расчет сопротивления потребной мощности N судна на подводных крыльях во втором приближении.
- На основе выполненных по этапу II расчетов, был разработан алгоритм для расчета потребной мощности судна на подводных крыльях, включающий:
- 11) выбор исходных данных: Водоизмещение D_S , скорость V_H и пассажировместимость судна n ;
 - 12) выбор X_G, X_H, X_K и распределение нагрузки на носовое и кормовое крыло;
 - 13) выбор площади, формы и профиля крыльев. Расчет основных размеров крыльев и стоек;
 - 14) расчет скоса потока;
 - 15) расчет потребной мощности N в первом приближении;
 - 16) расчет сопротивления крыльевой системы по результатам модельных испытаний;
 - 17) расчет сопротивления крыльевой системы, как суммы сопротивлений её составляющих отдельных элементов;
 - 18) расчет сопротивления стоек крыльевой установки;
 - 19) расчет сопротивления крыльевой системы двумя разными методами и выбор оптимального из них.
 - 20) расчет сопротивления потребной мощности N судна на подводных крыльях во втором приближении.
- Блок-схема алгоритма приведена на рис. 7.

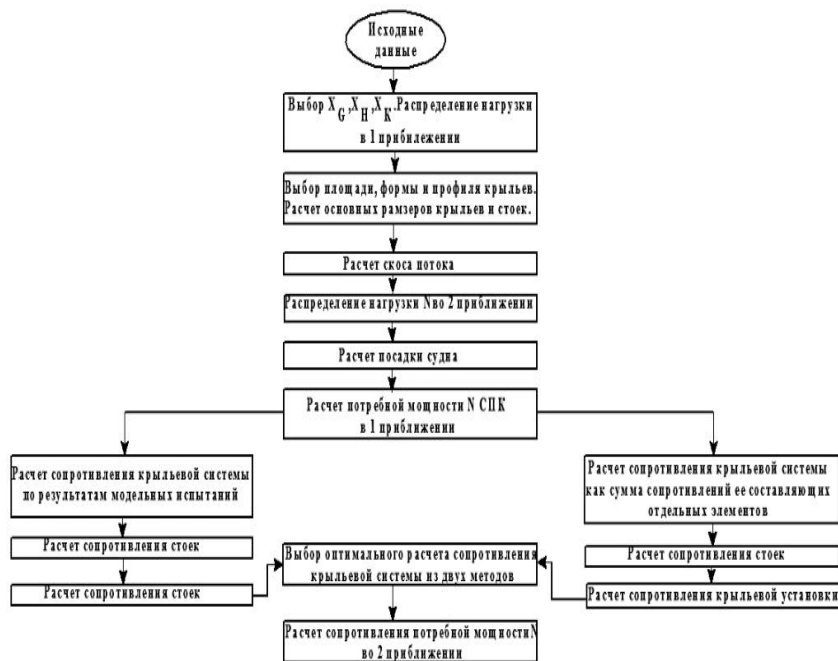


Рис. 7. Блок-схема расчета потребной мощности судна на подводных крыльях

По алгоритму (рис. 7) была разработана программа для расчета потребной мощности судна на подводных крыльях в пакете прикладных программ *Matlab R2015a*. Основные размеры подводных крыльев представлены в таблицах 1 и 2.

Таблица 1
Основные размеры носового крыла модели

Название	Обозначение	Значение
Длина плоской части	$l_{н1}$	0,56 м
Хорда плоской части	$b_{н1}$	0.0678 м
Удлинение плоской части	$\lambda_{н1}$	8.2541
Площадь плоской части	$S_{плос.части}$	0,0380 м ²
Боковая сторона трапеции	c	0,2820 м
Основание трапеции	a	0,1356 м
Высота трапеции	$l_{н2}$	0,2800 м
Угол между основаниями и боковыми сторонами трапеции	α	7°
Площадь трапеции	$S_{трапец}$	0,280 м ²

Таблица 2
Основные размеры кормового крыла модели

Название	Обозначение	Значение
Длина плоской части	$l_{к1}$	0,56 м
Хорда плоской части	$b_{к1}$	0,0714м
Удлинение плоской части	$\lambda_{к1}$	7,8420
Площадь плоской части	$S_{плос.части}$	0,040 м ²
Боковая сторона трапеции	c	0,1718 м
Основание трапеции	a	0,1428 м
Высота трапеции	$l_{к2}$	0,168 м
Угол между основаниями и боковыми сторонами трапеции	α	12°
Площадь трапеции	$S_{трапец}$	0,018 м ²

Основные гидродинамические силы, полученные в ходе выполнения программы, представлены в таблице 3.

Таблица 3
Основные гидродинамические силы

Название	Обозначение	Значение
Подъемная сила носового крыла	Y_n	44,55 кгс
Подъемная сила кормового крыла	Y_k	30,45 кгс
Сопrotивление крыльевой системы для модели	$R_{кр.уст}$	5,4087 кгс
Сопrotивление крыльевой системы для натурy	$R_{кр.уст.н}$	103631,5 Н
Потребная мощность в первом приближении для натурy	N	2206,024 (кВт)
Потребная мощность во втором приближении для натурy	N	3107,217 · 10 ³ (кВт)

При сравнении потребных мощностей однокорпусного судна и судна на подводных крыльях, полученных на основе расчетов, выполненных по разработанным алгоритмам и программам видно, что потребная мощность однокорпусного судна значительно снизилась при использовании подводных крыльев, и составила для однокорпусного судна – $N=5120,82 \cdot 10^3$ кВт, для СПК – $N=2998,263 \cdot 10^3$ кВт.

Полученные результаты потребной мощности для СПК означают, что подводные крылья позволяют улучшить мореходные качества и снизить гидродинамическое сопротивление судна, это приводит к возможности увеличения скорости его движения, что является актуальным при создании высокоэффективных аппаратов специального назначения для их эксплуатации в условиях возникновения чрезвычайных ситуаций.

Библиографический список

1. *Аносов В. Н.* Быстроходные суда в конце XX столетия. СПб: Политехника, 2002. 170 с.
2. *Блюмин В. И., Иванов Л. А., Массеев М. Б.* Транспортные суда на подводных крыльях. М.: Транспорт, 1964. Стр. 7 – 40, 84 – 186.
3. *Зайцев Н. А., Маскалик А. И.* Отечественные суда на подводных крыльях. Л: Судостроение, 1967. Стр. 316 – 362.
4. *Егоров И. Т., Соколов В. Т.* Гидродинамика быстроходных судов. Л: Судостроение, 1965. Стр. 17 – 45, 250 – 304.
5. Практические методы расчета буксировочного сопротивления быстроходных катеров ОСТ 5.0027-71., 1977. Стр. 13 – 15.
6. *Дорогостайкий Д. В., Жученко М. М., Мальцев Н. Я.* Теория и устройства судна. Л.: Судостроение, 1976. 414 с.
7. Альбом форм обводов и гидродинамических характеристик моделей быстроходных катеров систематической серии «БК». Стр. 3 – 5, 41.
8. *Мукарамов О. У., Петрова И. Л., Дьякова Т. А.* Анализ конструктивных и эксплуатационных характеристик отечественных и зарубежных судов на подводных крыльях // Сб. трудов Х ОМНПК «Молодежь. Техника. Космос». СПб: БГТУ «Военмех», 2018. С. 285 – 291.
9. *Мукарамов О. У., Петрова И. Л., Дьякова Т. А.* Разработка алгоритма и программы расчета основных характеристик однокорпусных судов на подводных крыльях // Сб. трудов III НПК РАРАН «Радиоэлектронное и ракетное вооружение ВМФ: взгляд в будущее». СПб: 2018.

УДК 629.764

МОДЕЛЬ ЭВАКУАЦИИ ЛИЧНОГО СОСТАВА ИЗ ПОМЕЩЕНИЯ ПРИ РАЗЛИВЕ КОМПОНЕНТОВ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА

А. Е. Привалов, А. П. Белов

Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского

Введение. При эксплуатации стартовых комплексов есть вероятность возникновения аварии. В данной статье будет рассмотрен такой тип аварий, как пролив компонентов ракетного топлива (КРТ), которое приводит к частичной или полной эвакуации личного состава боевого расчёта. При этом жизнь и здоровье личного состава при возникновении подобных нештатных ситуаций напрямую зависят от времени эвакуации из зоны действия данного фактора. Например, пролив несимметричного диметилгидразина, данное вещество является крайне ядовитым в четыре раза токсичнее синильной кислоты, данное вещество может привести к потере сознания, летальному исходу. Это всё говорит о необходимости правильно организовать эвакуацию личного состава боевого расчёта, и поэтому целью данного исследования является повышение безопасности личного состава боевого расчёта при возникновении пролива компонентов ракетного топлива, требующая эвакуации из помещения стартового

комплекса. Для достижения цели разработана имитационная модель, предназначенная для оценивания времени эвакуации зависящая от следующих факторов:

- конфигурация помещений, расположение и ширина эвакуационных выходов, лестничных пролетов и коридоров;
- расположение технологического оборудования, мебели и других препятствий;
- действия личного состава при эвакуации, обусловленные знанием схемы эвакуации, состоянием паники и т.п.;
- поражающий факторы, вызванные от пролива компонентов ракетного топлива;
- место пролива, скорость потока жидкости и препятствия на её пути;
- воздействие топлива на организм.

Постановка задачи. Главными задачами данной работы являются:

- оценивание безопасности личного состава боевого расчёта стартового комплекса, при возникновении нештатных ситуаций, связанных с разливом КРТ;
- определить оптимальный путь эвакуации личного состава при проливе компонентов ракетного топлива;
- определение минимального времени для эвакуации всего личного состава.

Для решения этих задач необходимо построить многоагентную модель эвакуации личного состава, которая должна будет учитывать следующие факторы:

- состав и расположение личного состава боевого расчёта при выполнении работ;
- конфигурацию помещения и оборудования;
- характеристики компонентов ракетного топлива.

Исходные данные

1. Модель среды (сооружения ПУ) [3]:

$$S = \langle W, X, Y, R, \psi, v, \chi \rangle;$$

R – множество помещений здания (сооружения СК);

W – множество стен помещений;

X, Y – множество координат;

ψ – отображение, задающее координаты стен

$$\psi: W \rightarrow \langle X \times Y, X \times Y \rangle$$

v – определяющее отношение для помещений

$$\varphi = \langle R, W, Y \rangle, Y = \{r_i, w_k \mid \varphi_1(r_i, w_k) = 1\}, Y \subseteq R \times W;$$

$$\varphi_1(r_i, w_k) = \begin{cases} 1 & \text{если } w_k \text{ входит в комнату } r_i; \\ 0 & \text{в противном случае;} \end{cases}$$

χ – отображение, задающее координаты выхода из помещения;

$$\chi: R \rightarrow X \times Y$$

2. Модель агента (номера расчёта) [3]:

$$A = \langle X, Y, D, \rho \rangle$$

X, Y – множество координат агента

D – линейный размер (радиус) агента;

ρ – вектор-функция движения агента

$$\rho: \begin{cases} \ddot{x} = F_x/m \\ \ddot{y} = F_y/m \end{cases}$$

F_x, F_y – проекции результирующей социальной силы F на оси координат;

m – масштабный коэффициент («масса агента»).

3. Модель нештатной ситуации:

$$A = \langle x_r, y_r, q \rangle;$$

x_r, y_r – координаты нештатной ситуации;

q – расход компонента ракетного топлива.

Определить

$P(\hat{T} < T_{кр})$ – оценку вероятности эвакуации в заданное время.

Модель развития нештатной ситуации. В общем случае как ламинарные, так и турбулентные потоки вещества можно описать уравнениями Навье-Стокса – системой дифференциальных уравнений в частных производных, описывающей движение вязкой ньютоновской жидкости. Уравнения Навье-Стокса являются одними из важнейших в гидродинамике и применяются в математическом моделировании многих природных явлений и технических задач. Названы по имени французского физика Анри Навье и британского математика Джорджа Стокса.

Для решения уравнения будет подразумевать, что течение жидкости турбулентное, поэтому кроме вязкости для образования данного течения будут учтены и такие параметры как:

- скорость (v),
- плотность вещества (ρ),
- характерные размеры потока (L).

С учётом данных параметров уравнение Навье-Стокса примет вид:

$$\frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + (\vec{v} * \vec{\nabla}) \vec{v} = -\frac{1}{\rho} \nabla p + \nu \Delta \vec{v} + \vec{f}(\vec{x}, t); \quad (1)$$

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

где $\vec{v}(\vec{x}, t)$ – вектор скорости вещества; $p(\vec{x}, t)$ – давление; $\nu > 0$ – кинетическая скорость вещества; ρ – удельная плотность; $\vec{f}(\vec{x}, t)$ – внешняя сила; ∇ – оператор Гамильтона; Δ – оператор Лапласа. Уравнение (2) отображает закон сохранения массы. Обычно уравнением Навье-Стокса называют только одно векторное уравнение движения. Впервые уравнение Навье-Стокса было получено Навье (1822, несжимаемая жидкость) и Пуассоном (1829, сжимаемая жидкость), которые исходили из модельных представлений о молекулярных силах. Позже феноменологический вывод уравнения был дан Сен-Венаном и Стоксом.

$x_r - dx$ $y_r + dy$	x_r $y_r + dy$	$x_r + dx$ $y_r + dy$
$x_r - dx$ y_r	x_r y_r	$x_r + dx$ y_r
$x_r - dx$ $y_r - dy$	x_r $y_r - dy$	$x_r + dx$ $y_r - dy$

Рис. 1. Разбивка помещения на клетки (для двух измерений)

Для реализации уравнения Навье-Стокса в данной модели, прибегнем к клеточному автомату Дж. Фон Нейманом. Идея клеточных автоматов была сформулирована независимо Дж. Фон Нейманом и К. Цусе в конце 40-х годов. Оба рассматривали их как универсальную вычислительную среду для построения алгоритмов, эквивалентную по своим выразительным возможностям машине Тьюринга. Эта идея породила волну многочисленных теоретических и прикладных исследований. Прежде всего это касается работ по созданию формальных моде-

лей и алгоритмов на основе локальных взаимодействий, универсальных клеточных процессов. Для моделирования процесса разлива компонентов ракетного топлива с применением клеточных автоматов разобьём пространство помещения на клетки со сторонами dx, dy (рис. 1). В пределах каждой клетки решается система дифференциальных уравнений (3).

$$\begin{cases} c_1^{i'} = c_1^i + k_1((x^1 - x^2)(c_2^2 - c_2^1) + (y^1 - y^2)(c_3^2 - c_3^1)), \\ c_2^{i'} = c_2^i + k_2((x^1 - x^2)(c_1^2 - c_1^1) + k_3(3 - 2i)(c_2^2 - c_2^1)), \\ c_3^{i'} = c_3^i + k_2((y^1 - y^2)(c_1^2 - c_1^1) + k_3(3 - 2i)(c_3^2 - c_3^1)). \end{cases} \quad (3)$$

Здесь $i = 1, 2$ – значение индекса, задающее выбранную и соседнюю клетку с координатами (x^1, y^1) и (x^2, y^2) соответственно; c_j^i и $c_j^{i'}$ – значения ячеек в моменты времени t и $t+1$ соответственно; $c_1 \equiv P, c_2 \equiv V_x, c_3 \equiv V_y$; $k_1, k_2, k_3 > 0$ – коэффициенты пропорциональности, которые отражают пространственно-временные параметры клеточно-автоматной модели, а также удельную плотность и кинетическую вязкость.

Модель эвакуации номеров боевого расчета. Для реализации движения боевого расчёта используется модель действий личного состава боевого расчета стартового комплекса при возникновении чрезвычайной ситуации. [3]

Для описания поведения каждого номера боевого расчета решается собственное уравнение движения:

$$m_i \frac{d^2 x_i(t)}{dt^2} = F_{\text{равн}}(t), \quad (4)$$

где $x(t)$ – координата человека в момент времени t ; $F_{\text{равн}}(t)$ – сила, с которой окружение влияет на человека; m_i – масса.

Скорость движения человека $v(t)$ определяется соотношением dx/dt .

Сила $F_{\text{равн}}$, действующая на конкретного человека, состоит из нескольких компонентов (рис. 2):

$$F_{\text{равн}} = F_{\text{движ}} + F_{\text{агент}} + F_{\text{стен}}, \quad (5)$$

где $F_{\text{равн}}$ – равнодействующая сила; $F_{\text{движ}}$ – движущая сила; $F_{\text{агент}}$ – сила взаимодействия между агентами; $F_{\text{стен}}$ – сила взаимодействия между агентом и стеной;

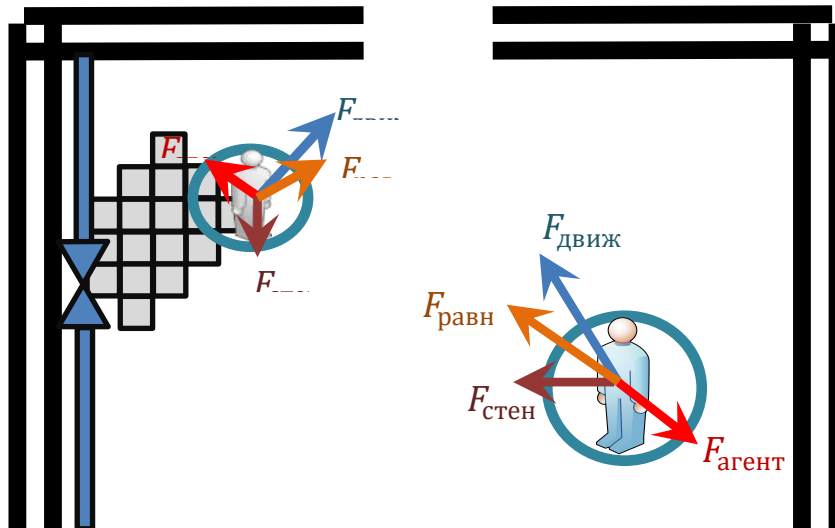


Рис. 2. Модель социальных сил

Применение модели клеточных автоматов совместно с моделью социальных сил позволяет оценить время эвакуации, а также вероятность поражения личного состава компонентами ракетного топлива.

Заключение. Разработанная имитационная модель позволяет оценить вероятность эвакуации личного состава из помещения в условиях нештатной ситуации, связанной с разливом компонентов ракетного топлива. Результаты моделирования могут быть использованы для решения следующих задач:

- обоснование размещения рабочих мест личного состава и порядка действий при возникновении нештатной ситуации, связанной с разливом компонентов ракетного топлива;
- обоснование рационального размещения технологического оборудования и других объектов;
- прогноз вероятности эвакуации при возникновении нештатных ситуаций, связанной с разливом компонентов ракетного топлива.

Решение данных задач позволит сформировать и внедрить рекомендации по повышению безопасности номеров боевого расчета стартового комплекса.

Библиографический список

1. *Тоффоли Т., Марголюс Н.* Машина клеточных автоматов. М.: Мир, 1991. 365 с.
2. *Хмельник С. И.* Уравнение Навье-Стокса. Существование и методы поиска глобального решения = Navier-Stokes equations. On the existence and the search method for global solutions (in Russian). Израиль: «МиС», 2011. 108 с.
3. *Тимчук Г. Д., Жихаревич В. В.* Развитие метода непрерывных асинхронных клеточных автоматов для моделирования турбулентных потоков // Прикладная дискретная математика. 2012. №4 (18). С. 73 – 81.
4. *Привалов А. Е., Бартнев Н. И., Бугайченко П. Ю.* Модель действий личного состава боевого расчета стартового комплекса при возникновении чрезвычайной ситуации // Сборник статей IV Всероссийской научно-практической конференции «Современные проблемы создания и эксплуатации вооружения, военной и специальной техники» (13 – 14 декабря 2018 г.). 2018. С. 380 – 385.

УДК 528.2

ОПТИКО-МЕХАНИЧЕСКИЙ МОДУЛЬ ЛАЗЕРНОГО СПУТНИКОВОГО ГРАВИМЕТРА

Е. В. Разумихина, А. Л. Дмитриев

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

Спутниковая гравиметрия (СГ) и ее раздел – спутниковая градиентометрия являются актуальными направлениями современной гравиметрии, имеющими важное научное и прикладное значение.

Цель СГ состоит в высокоточном измерении пространственного распределения напряженности гравитационного поля Земли и его временных изменений.

Для решения задач СГ организовано несколько международных научно-исследовательских программ. Широко известны спутниковая миссия GOCE, направленная на изучение динамики океана, и миссия GRACE для изучения гравитационного поля Земли и его временных вариаций, связанных с процессами изменения климата.

На рис. 1 представлена карта распределения напряженности гравитационного поля Земли по результатам миссии GRACE.

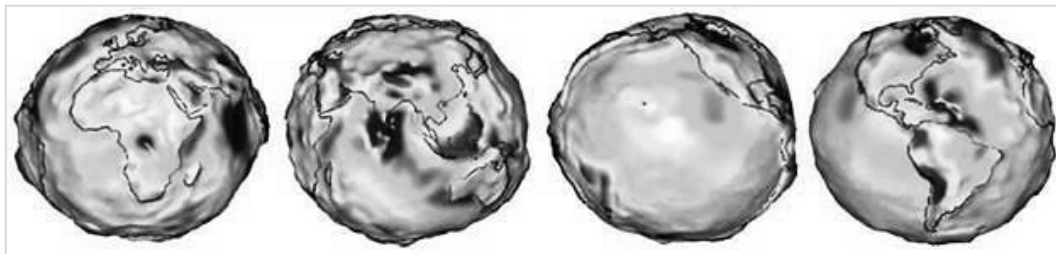


Рис. 1. Гравитационная карта Земли по данным GRACE; более темные области с пониженной гравитацией

Гравиметрические данные со спутников используются при исследованиях сейсмически опасных регионов Земли и в мониторинге поверхности океана. Сопоставляя имеющуюся информацию о форме геоида с информацией об уровне океана, полученной высотометрическими спутниками, становится возможным, например, контролировать направление и скорость геострофических океанских течений. С помощью таких карт систематизируются наблюдения изменений, связанных с различными геофизическими процессами на земной поверхности, например, изменениями океанских потоков, цунами и таянием ледников.

Современные спутниковые гравиметры и градиенто-гравиметры обычно используют высокочувствительные акселерометры, действие которых основано на измерениях смещений пробных масс в неоднородном гравитационном поле. Весьма высокую точность измерений ускорений (порядка $10 - 12 \text{ м/с}^2$) обеспечивает применение в гравиметрах сверхпроводящих акселерометров. Такие акселерометры содержат несколько пробных масс на эластичных подвесах, магнитные преобразователи и усилители с низкими шумами – квантовые интерференционные устройства (SQUID) в условиях сверхпроводимости. Основными недостатками этих приборов являются значительные сложность и дороговизна, а также подверженность воздействию характерных для околоземного пространства магнитных помех.

Высокая точность измерений смещений пробного тела достигается при использовании в гравиметрах оптических интерферометров, вариант которых рассмотрен ниже.

Принципиальная схема оптико-механического модуля спутникового гравиметра показана на рис. 2.

Оптико-механический модуль выполнен по схеме двухлучевого интерферометра Майкельсона, одно из зеркал которого закреплено на пробной массе гравиметра. Пробная масса поддерживается эластичной пружиной или бесконтактными электростатическими (либо магнитными) держателями и в условиях невесомости перемещается вместе с корпусом модуля по баллистической траектории.

Отличительная особенность рассматриваемой схемы состоит в том, что высокоточное измерение смещений пробной массы, вызванных неоднородностью действующего на нее гравитационного поля, выполняется посредством компьютерного анализа двумерной интерферограммы, полученной при наложении сферической волны, рассеянной поверхностью пробной массы, и плоской опорной волны [1,2]. Такая интерферограмма, регистрируемая с использованием цифровой видеокамеры, представляет собой разновидность оптической голограммы Лейта-Упатника и содержит большой объем информации, необходимой для точного расчета координат и параметров движения пробной массы. Радиальные и боковые смещения пробной массы, выполненной в виде зеркальной либо диффузно рассеивающей свет сферы, обуславливают существенные изменения структуры регистрируемой интерферограммы. Цифровая обработка такой интерферограммы [3] позволяет с высокой точностью определить величины смещений массы.

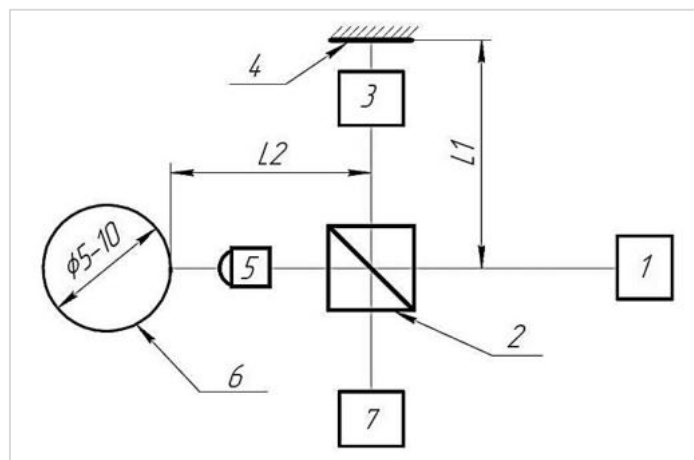


Рис. 2. Принципиальная схема оптико-механического модуля интерференционного гравиметра: 1 – полупроводниковый лазер, с установленным на его выходе коллиматором; 2 – светоделительная призма; 3 – фазовый оптический модулятор; 4 – плоское опорное зеркало интерферометра; 5 – микрообъектив; 6 – пробное тело со сферической отражающей поверхностью; 7 – цифровая видеокамера; L1 – опорное плечо интерферометра; L2 – измерительное плечо интерферометра

Внешний вид установки для моделирования рассмотренного принципа действия оптического интерференционного гравиметра приведен на рис. 3.

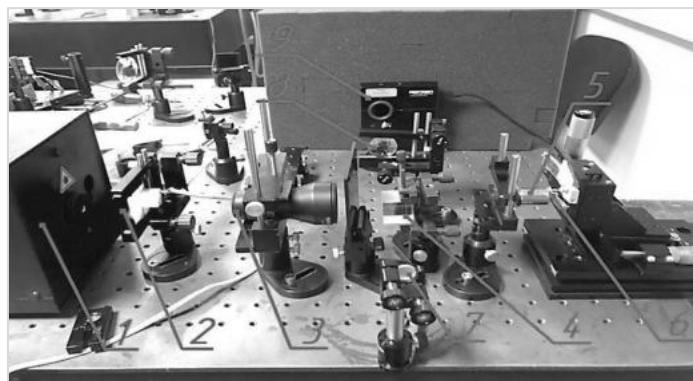


Рис. 3. Лабораторная установка
1 – He-Cd лазер с длиной волны излучения 442 нм.; 2 – оптический затвор; 3 – коллиматор;
4 – светоделительная призма; 5 – микрообъектив; 6 – зеркальная сфера; 7 – плоское опорное зеркало;
8 – собирающая линза; 9 – цифровая видеокамера

На рис. 4 и рис. 5 представлены результаты, полученные в ПО VeamGage – программное обеспечение для анализа лазерного пучка в режиме реального времени. Примеры регистрируемых видеокамерой интерферограмм приведены на рис. 4.

Продольные и поперечные смещения отражающей свет сферы сопровождаются значительными изменениями структуры интерферограммы. Компьютерная обработка таких интерферограмм с использованием стандартного программного обеспечения и методик спекл-интерферометрии позволяет с высокой точностью, порядка десятых долей длины световой волны, определить величину и геометрию смещений пробной массы гравиметра.

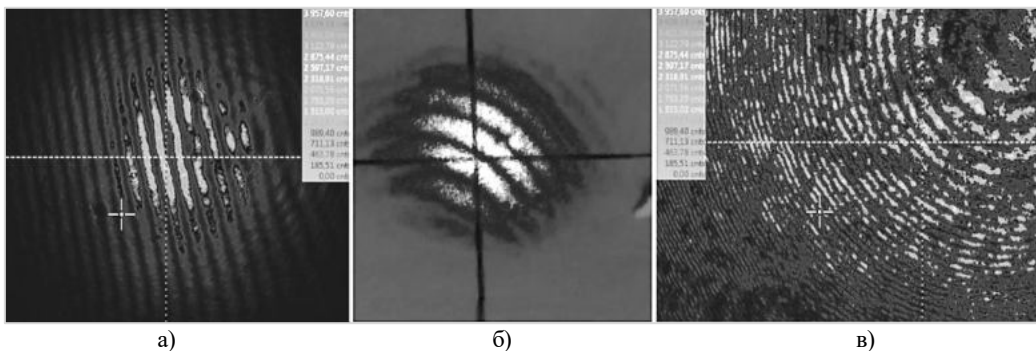


Рис. 4. Интерферограммы, полученные экспериментальным путем
 а) – изображение, полученное при наложении коллимированных попутных пучков света; б) – при наклоне опорного зеркала; в) – при наложении плоской и сферической волн и диффузном рассеянии света на неоднородностях сферического отражателя

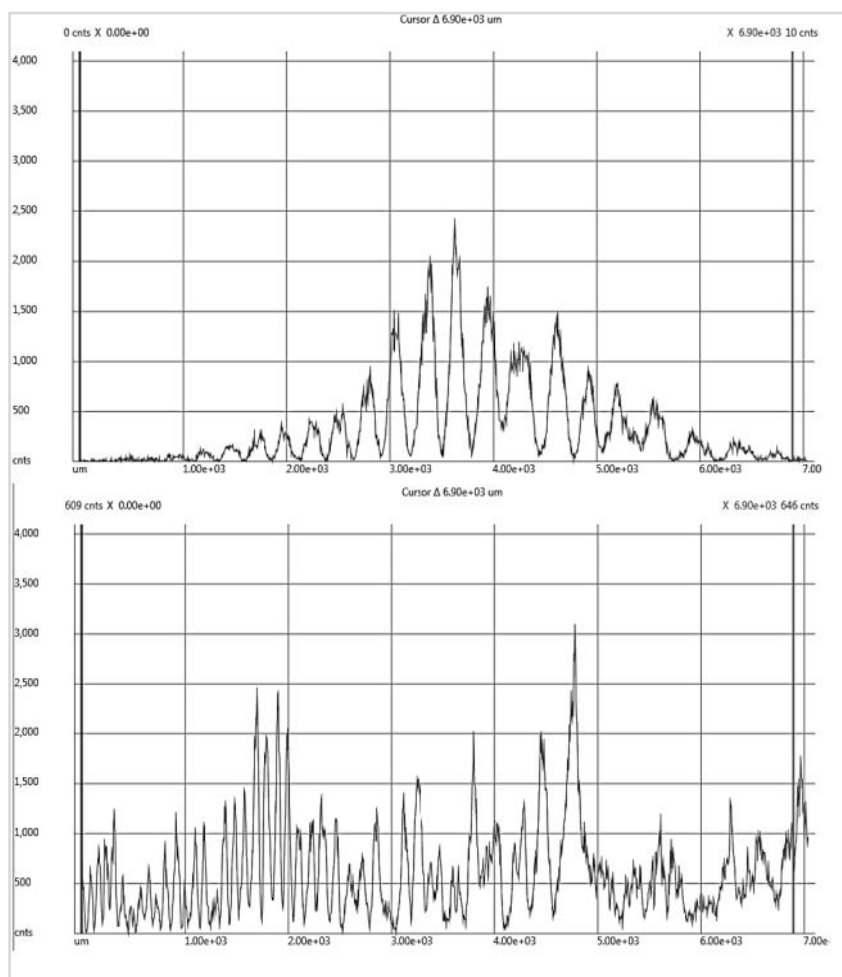


Рис. 5. Примеры видеосигналов при регистрации интерферограмм:
 Вверху – график параметров при высоком контрасте изображения интерферограммы; внизу – график параметров при диффузном рассеянии света на отражательной сфере

Отметим, что двумерное изображение интерферограммы характеризуется набором временных зависимостей видеосигналов, соответствующих заданным направлениям сканирования интерферограммы (рис. 5). Статистическая обработка этих сигналов с применением компьютерных методов фильтрации позволит получить высокоточные данные смещений пробной массы.

Библиографический список

1. *D. Malacara, M. Servin, and Z. Malacara, Interferogram Analysis for Optical Testing. Dekker, 1998. pp. 169 – 245.*
2. *Волков М. В., Маргарянц Н. Б. Методы обработки интерференционных сигналов и картин интерференционных полос: Учебное пособие. СПб: Университет ИТМО, 2018. 107 с.*
3. *Гужов В. И., Ильиных С. П. Компьютерная интерферометрия. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2004. 252 с.*
4. *Шароглазова Г. А. Гравиметрия: учебно-методический комплекс для студ. спец. 1-56 01 02 «Геодезия». Новополюк: ПГУ, 2006. 196 с.*

УДК 629.78

КОНЦЕПЦИЯ ДВУХФАЗНОЙ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА БЕЗ МЕХАНИЧЕСКИ ПОДВИЖНЫХ ЧАСТЕЙ НА ОСНОВЕ МОДУЛЯ АДАПТИВНОГО СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ

Г. А. Реготов, И. А. Марченко

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва»

Тенденции текущего развития передовых технологий в области спутникостроения определяют требования в части энергопотребления, срока активного существования и массы служебных систем автоматических космических аппаратов (далее по тексту КА) различного назначения. К некоторым КА специального назначения также предъявляются требования в части исключения вибраций, мешающих полноценному функционированию по целевой задаче.

Автоматический КА представляет собой совокупность целевого оборудования и служебных подсистем, обеспечивающих необходимые условия для функционирования данного оборудования. Одной из таких обеспечивающих подсистем является система терморегулирования (далее по тексту СТР), предназначенная для поддержания оборудования КА в пределах гарантированных диапазонов температур в течение всего срока активного существования.

В подавляющем большинстве КА последних лет, произведенных в АО «ИСС», применяется СТР, перенос тепла в которой основан на комбинации однофазного жидкостного контура с аксиальными тепловыми трубами. Также на данный момент проработан вариант СТР для высокомошных КА, существенным конструктивным дополнением которой в сравнении с текущим вариантом СТР является применение двухфазной контурной тепловой трубы с раскрываемым радиатором, не связанным жестко с корпусом КА [1].

В АО «ИСС» был разработан, изготовлен и подвержен экспериментальной отработке макет двухфазного контура с раскрываемым радиатором, показанный на рис. 1 [2 – 4].

Оба описанных выше типа построения СТР имеют в своем составе однофазный жидкостный контур, в котором, для обеспечения циркуляции рабочего тела, применяется электронасосный агрегат, обладающий достаточно высокой скоростью вращения роторной части, что накладывает определенные ограничения на срок активного существования КА. Также приме-

нение СТР с электронасосными агрегатами невозможно на КА, качество функционирования целевого оборудования которых падает при динамических вибрационных воздействиях.

В данной статье, как возможное решение описанной проблемы, предлагается тип СТР, основанный на применении в своем составе модуля адаптивной системы терморегулирования (далее по тексту МАСТР).

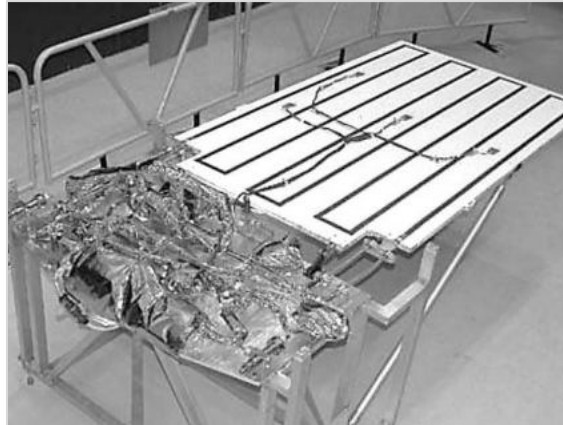


Рис. 1. Макет двухфазного контура с раскрываемым радиатором

МАСТР представляет собой концепт контурной тепловой трубы двухфазного исполнения с системой принудительной циркуляции теплоносителя с помощью электрокинетического насоса и пористых структур.

Концептуальная схема СТР с применением МАСТР представлена на рис. 2.

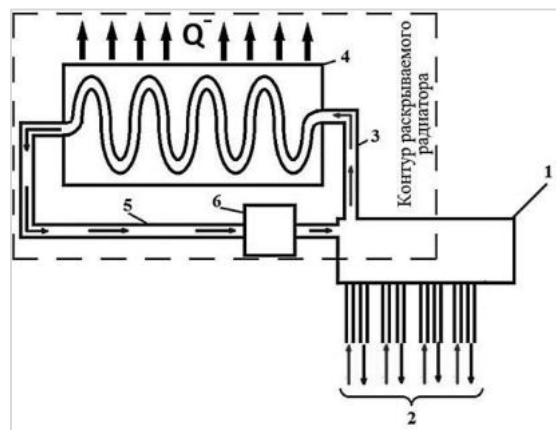


Рис. 2. Схема СТР на основе МАСТР

Она включает в себя контур раскрываемого радиатора и определенное количество контуров МАСТР (2). Каждый контур обеспечивает отвод тепла от определенной группы оборудования, что позволяет на этапе разработки настроить отвод тепла индивидуально для каждой группы оборудования в соответствии с ее тепловыделением.

Контур МАСТР должен обеспечивать циркуляцию жидкого теплоносителя с помощью устройства, которое не должно обладать механически подвижными частями, для чего стоит обратить внимание на фундаментальные явления гидродинамики, при которых движение

жидкости обусловлено ее скрытыми характеристиками, например явления фильтрации или электрокинетическими явлениями. Однако данный контур не будет эффективен без возможности регуляции расхода теплоносителя, что является определяющим вопросом, который необходимо решить в ходе проектирования подобной системы. Контур раскрываемого радиатора включает в себя такие элементы, как:

- проточный капиллярный насос (1);
- паровой тракт контура раскрываемого радиатора (3);
- панели раскрываемого радиатора (4);
- жидкостный тракт контура раскрываемого радиатора (5);
- гидроаккумулятор контура раскрываемого радиатора (6).

Испаряясь в капиллярном насосе, теплоноситель попадает в паровой тракт контура, по которому следует на змеевик раскрываемого радиатора, где от потока происходит отвод тепла, вследствие чего теплоноситель конденсируется и далее попадает в жидкостный тракт контура раскрываемого радиатора, также, как и контуры МАСТР, связанного со своим гидроаккумулятором.

Ключевым положительным моментом описанной концепции является исключение вибрационного воздействия со стороны СТР на чувствительную к этому бортовую аппаратуру. Помимо этого данный подход может положительно сказаться на массе системы терморегулирования и сроке активного существования КА, если искомый агрегат для перекачки двухфазного теплоносителя конструктивно будет проще и легче существующих капиллярных насосов.

Библиографический список

1. *Кривов Е. В.* Исследование двухфазной системы терморегулирования с раскрываемыми холодильниками-излучателями спутников связи с повышенным тепловыделением // Сибирский журнал науки и технологий. 2013. №6 (52).
2. *Крехов А. А.* Разработка летного экспериментального образца двухфазного контура с раскрываемым радиатором // НКСФ-2011: материалы научной конференции студентов, аспирантов и молодых ученых-физиков НКСФ-XL (2011) / Красноярск: Ассоциация студентов-физиков и молодых ученых Красноярска, 2011.
3. *Попугаев М. М., Бакуров Е. Ю., Шилкин О. В., Колесников А. П.* Двухфазный контур на базе капиллярных насосов с параллельным включением насосов различного конструктивного исполнения // Решетневские чтения. 2015. №19.
4. *Алифанов А. И., Ермилов С. П., Синиченко М. И., Бородин Л. М.* Разработка, изготовление и испытание капиллярных насосов мощностью до 1 кВт // Решетневские чтения. 2015. №19.

УДК. 629.081 УДК. 629.06

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ РАСЧЕТ ПУНКТОВ ТЕХНИЧЕСКОГО СЕРВИСА В УСЛОВИЯХ КРАЙНЕГО СЕВЕРА И АРКТИЧЕСКОЙ ЗОНЫ

А. Н. Розе, А. А. Демьянов, В. В. Верихов

НИИ ВСО МТО ВС РФ – Военная академия материально-технического обеспечения имени генерала армии А. В. Хрулева

Развитие военной инфраструктуры в Арктике является одним из приоритетным для вооруженных сил. К технологическому оборудованию относятся стационарные, передвижные и переносные станки, стенды, оборудование, приспособления, инструмент и производственный

инвентарь (верстаки, стеллажи, столы, шкафы и т.д.), необходимые для обеспечения производственного процесса пунктов технического сервиса (далее – ПТС). Технологическое оборудование по производственному назначению подразделяется на основное (станочное, демонтажно-монтажное и т.д.), комплексное, подъемно-осмотровое, подъемно-транспортное, общего назначения (стеллажи, верстаки и т.д.), складское. Номенклатура и число единиц технологического оборудования определяются по [1] в зависимости от размера ПТС с учетом ее специализации по определенной модели автомобиля или видам работ.

Методика расчета (подбора) числа единиц оборудования выбирается в зависимости от его типа, назначения, степени использования.

Число единиц основного оборудования может быть определено:

По трудоемкости работ и фонду рабочего времени оборудования;

По степени использования оборудования и его производительности.

Согласно [1], коэффициенты загрузки основного технологического оборудования должны быть не ниже: 0,5 – для моечно-уборочного, диагностического, контрольно-испытательного; 0,6 – для окрасочно-сушильного, кузнечно-прессового, сварочного, кузовного; 0,7 – для металлообрабатывающего, деревообрабатывающего, разборочно-сборочного. Число единиц производственного инвентаря (верстаков, стеллажей и др.) определяется по числу работающих в наиболее загруженной смене. Число единиц складского оборудования рассчитывается по номенклатуре и размерам складских запасов.

Номенклатура и число единиц технологического оборудования могут корректироваться с учетом конкретных условий работы проектируемой ПТС (режим работы, число постов и т.д.). Модели технологического оборудования следует уточнять то номенклатурным каталогам заводов-изготовителей и типажам перспективных типов гаражного оборудования, намечаемого к производству. Число единиц оборудования, используемого периодически (не имеет полной нагрузки), устанавливается комплектно для данного производственного подраздела. Число единиц подъемно-осмотрового, подъемно-транспортного оборудования зависит от числа и специализации постов технического обслуживания и ремонта (далее – ТО и ТР), уровня механизации производственных процессов[2].

Под механизацией технологических процессов технического обслуживания и ремонта автомобилей на ПТС понимается полная или частичная замена ручного труда машинным в той части технологического процесса, в которой происходит изменение технического состояния автомобиля, при сохранении участия человека в управлении машиной. Оценка механизации производственных процессов ТО и ТР проводится по двум показателям – уровню механизации и степени механизации, которые определяются на основе анализа операций технологических процессов и применяемого при выполнении этих операций оборудования [2].

Рассмотрим предлагаемую методику расчета для воинских подразделений, расквартированных в районах Заполярья и Арктической зоны РФ. Более 50 % объема работ по ТО и ТР выполняется на постах, поэтому число постов во многом определяет выбор объемно-планировочного решения ПТС. Число постов зависит от вида, мощности и трудоемкости воздействий, метода организации ТО и ТР и диагностики автомобилей, режима работы производственных зон. Программа и трудоемкость воздействий по видам ТО и ТР определяются расчетом, методика которого приведена выше. Посты по своему технологическому назначению подразделяются на производственные, вспомогательные и автомобиле-места ожидания и хранения.

Число производственных постов уборочно-моечных работ (предшествующих ТО и ТР и входящих в технологический процесс обслуживания и ремонта), постов ТО, диагностики, разборочно-сборочных и регулировочных работ, кузовных и окрасочных работ ТР, а также вспомогательных постов для приемки и выдачи определяется по формуле:

$$П = \frac{T_{г} K_{н}}{D_{рг} H T_{см} P K_{исп}},$$

где T_{Γ} – годовой объем постовых работ, чел.-ч; $K_H = 1,15$ – коэффициент неравномерности загрузки постов, отражающий случайный характер возникновения потребности в технических воздействиях, обуславливающий колебания потребности в технических воздействиях как по времени возникновения, так и по трудоемкости выполнения, что вызывает простои автомобиля в ожидании очереди; D_{Γ} – число рабочих дней в году; $K_{исп}$ – коэффициент использования рабочего времени поста, учитывающий потери рабочего времени, связанные с уходом исполнителей с постов (туалет, склад, другие участки и т.д.). Численность одновременно работающих на одном посту P в формуле принимается равной:

- 2 работающих для постов моечно-уборочных работ, ТО и ТР;
- 1,5 работающего для кузовных и окрасочных работ;
- 1 работающий для приемки-выдачи автомобилей.

Годовой объем работ по постам и участкам T_{Γ} определяется по формуле:

$$T_{\Gamma} = N_{\Gamma} t_{\Gamma},$$

где T_{Γ} – годовой объем работ по предоставляемой услуге, чел.-ч; N_{Γ} – соответственно число автомобильных образцов вооружения и военной специальной техники (далее – ВВСТ), проходящих ТО и ТР; t_{Γ} – соответственно удельная трудоемкость работ (значение берется из расчетных нормативов периодичности и трудоемкости ТО и ТР подвижного состава).

Площадь зоны ТО или ТР определяется по формуле:

$$F_z = f_a \Pi K_{\Pi},$$

где f_a – площадь, занимаемая автомобилем в плане (по габаритным размерам), m^2 ; Π – число постов; K_{Π} – коэффициент плотности расстановки постов, представляющий собой отношение площади, занимаемой автомобилями, проездами, проходами, рабочими местами, к сумме площадей проекции автомобилей в плане.

Расчет площадей производственных участков определяется по площади, занимаемой оборудованием, и коэффициенту плотности его расстановки K_{Π} . Площадь участка определяется по формуле:

$$F_y = f_{об} K_{\Pi}$$

где $f_{об}$ – суммарная площадь горизонтальной проекции по габаритным размерам оборудования, m^2 , которая определяется по формуле:

$$f_{об} = f_{об.то} + f_{об.тр}$$

где $f_{об.то}$ – суммарная площадь горизонтальной проекции по габаритным размерам оборудования зоны ТО, m^2 ; $f_{об.тр}$ – суммарная площадь горизонтальной проекции по габаритным размерам оборудования зоны ТР, m^2 .

Для расчета площади складских помещений предварительно определяем число единиц (запас) хранимых запасных частей и материалов исходя из суточного расхода и продолжительности хранения. Далее по количеству хранимого подбирается оборудование складов (емкости для хранения смазочных материалов, стеллажи и проч.) и определяется площадь $f_{об}$ помещения, занимаемая этим оборудованием. Затем рассчитывается площадь склада:

$$F_{ск} = f_{об} \cdot K_{\Pi},$$

где $K_{\Pi} = 2,5$ – коэффициент плотности расстановки оборудования.

Расчет площади зоны хранения автомобилей при укрупненных определяется по формуле:

$$F_x = f_o \cdot A_{СТ} \cdot K_{\Pi}$$

где: f_o – площадь, занимаемая автомобилем в плане (по габаритным размерам принимаем ДТ-30 «Витязь»), m^2 ; $A_{СТ}$ – число автомобиле-мест хранения (Число автомобиле-мест хранения на дорожных ПТС принимается из расчета 1,5 автомобиле-места на один рабочий пост.); $K_{\Pi} = 2,5 - 3,0$ – коэффициент плотности расстановки автомобиле-мест хранения.

Далее приведем пример расчета постов и площадей ПТС для воинских подразделений, расквартированных в районах Заполярья и Арктической зоны РФ. Годовой объем работ по постам и участкам $T_{Г}$ рассчитывается с учетом следующими данным:

1. Число $N_{Г}$ образцов ВВСТ, проходящих ТО и ТР принимаем условно 100 единиц;
2. $t_{Г}$ – значение удельной трудоемкости работ берем из расчетных нормативов периодичности и трудоемкости ТО и ТР подвижного состава с учетом технических характеристик например образца ВВСТ марки ДТ 30 «Витязь», которое равно 100 чел./ч;

$$T_{Г} = 100 \cdot 55 = 5500 \text{ чел./час}$$

Число постов равно:

$$П = \frac{5500 \cdot 1,15}{247 \cdot 1 \cdot 7 \cdot 2 \cdot 0,95} = 1,925 = 2$$

где: $T_{Г}$ – 5500 чел./час; $K_{Н} = 1,15$; $D_{РГ} = 247$ календарных дней с учетом условий работы в экстремальных климатических условиях; $P=2$; $K_{ИСП} = 0,95$ при одной смене работы ПТС. Входящее в формулу число смен работы в сутки H зависит в основном от назначения предприятия автосервиса и принимается в соответствии с таблицей 1.

Таблица 1
Рекомендуемый режим производства на ПТС

ПТС и вид работ	Число дней работ в году	Число смен работ в сутки	Период выполнения (смены)
Городские ПТС			
Все виды работ ТО и ТР	305	2	I и II
Продажа автомобилей, запчастей и автопринадлежностей	305	1–2	I и II
Дорожные ПТС			
Все виды работ ТО и ТР	365	2	I и II
Выполнение работ по ТО и ТР в ПТС в Арктике	247	1	I

Таблица 2
Показатели площади производственных участков

№	Наименование показателей	Обозначение	Условные значения
1	Суммарная площадь горизонтальной проекции оборудования ТО, m^2	$f_{об.то}$	12,03
2	Суммарная площадь горизонтальной проекции оборудования ТР, m^2	$f_{об.тр}$	27,81
3	Коэффициент плотности расстановки оборудования выбирают согласно [1]	$K_{П}$	4

Продолжительность рабочей смены $T_{СМ}$ для производств с нормальными условиями труда не ограничена, но при общей продолжительности работы не более 40 ч в неделю. В расчетах принимаем продолжительность смены для вредных условий труда при 5-дневной рабочей неделе $T_{СМ} = 7$ ч. Для расчета площади зоны ТО и ТР выбираем площадь такого образца ВВСТ, который имеет наибольшее значение – двухзвенный вездеход на гусеничном ходу «ДТ-30 Витязь». Соответственно его площадь составляет:

$$F_s = 49,29 \cdot 2 \cdot 6 = 591,48 \text{ м}^2$$

где: $f_a = 49,29 \text{ м}^2$ – площадь образца ВВСТ, который имеет наибольшее значение – двухзвенный вездеход на гусеничном ходу «ДТ-30 Витязь»; $\Pi = 2$ поста; $K_{\Pi} = 6 - 7$; при двусторонней расстановке постов и поточном методе обслуживания.

Площадь производственного участка равна определяется по таблице 2.

Площадь производственного участка равна:

$$F_y = (12,03 + 2) \cdot 27,81 \cdot 4 = 1560,69 \text{ м}^2$$

Площадь склада равна:

$$F_{ск} = 43,40 \cdot 2,5 = 108,50 \text{ м}^2$$

где $K_{\Pi} = 2,5$ – коэффициент плотности расстановки оборудования согласно [1]; $f_{ос} = 43,4 \text{ м}^2$ – условная площадь помещения, занимаемая оборудованием склада.

Расчет площади зоны хранения автомобилей:

$$F_x = 49,3 \cdot 3 \cdot 3,0 = 295,8 \text{ м}^2$$

где $f_o = 49,3 \text{ м}^2$ – площадь, занимаемая ДТ-30 «Витязь» в плане; $A_{ст} = 3$ – число автомобильных мест хранения принимается из расчета 1,5 автомобиле-места на один рабочий пост; $K_{\Pi} = 2,5 - 3,0$ – коэффициент плотности расстановки автомобиле-мест хранения.

Расчет площадей административно-бытовых помещений. Эти помещения являются объектом архитектурного проектирования и должны соответствовать требованиям [3].

Библиографический список

1. Общесоюзные нормы технологического проектирования предприятий автомобильного транспорта ОНТП-01-91/РОСАВТОТРАНС.
2. Демьянов А. А., Дружинин П. В., Бараин Л. А., Вагунин В. А. Техническое оснащение станций технического обслуживания для производства сервиса автомобилей и строительно-дорожных машин. Часть VI/ ВИ (ИТ). СПб, 2014. 334 с.
3. СП 44.13330.2011 Административные и бытовые здания. Актуализированная редакция СНиП 2.09.04-87 (с Поправкой, с Изменениями N 1, 2).

УДК 614.842.435

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ТОКОМ КОРОННОГО РАЗРЯДА ИЗВЕЩАТЕЛЕЙ ПОЖАРНЫХ ДЫМОВЫХ ЭЛЕКТРОИНДУКЦИОННЫХ

А. Е. Романов

АО «НПП «Радар ммс»

Введение. Повышение эффективности средств обнаружения пожарной опасности актуально для всех высокотехнологичных объектов. По данным общемировой статистики аварий морского флота пожары составляют 7,6% всех аварий, а на ВМФ России доля пожаров составляет уже 19,8% [1]. При этом в составе эксплуатируемых в настоящее время ВМФ систем пожарной сигнализации отсутствует оборудование, способное решать задачи распознавания предпожарной ситуации в отсеках корабля.

Разработанная в России технология сверхраннего обнаружения пожароопасной ситуации реализована в извещателе пожарном дымовом электроиндукционном (ИПДЭ). Принцип действия ИПДЭ основан на индуцировании электрического потенциала частицами дыма (аэрозоль-

ля), получившими электрический заряд при прохождении через область ионизации, создаваемую коронным разрядом. ИПДЭ позволяет обнаруживать перегрев силового электрооборудования, в том числе электропроводки, а также возникновение возгорания на начальной стадии.

Алгоритм управления током, применяемый в ИПДЭ в настоящее время, обладает рядом недостатков, таких как повышенная помехоэмиссия и вероятность возникновения искрового пробоя в момент включения высоковольтного генератора. Указанные недостатки негативно влияют на чувствительность и долговечность ИПДЭ.

Таким образом, актуальность разработки нового алгоритма управления током коронного разряда ИПДЭ обусловлена необходимостью увеличить долговечность извещателя и обеспечить его безопасность, не допуская искрового пробоя, а также управлять чувствительностью извещателя к высокодисперсным аэрозолям.

Зависимость ВАХ коронного разряда от внешних воздействующих факторов. С целью определения режимов работы ионизатора ИПДЭ необходимо оценить вольт-амперные характеристики коронного разряда в различных условиях окружающей среды.

Для конфигурации электродов игла-цилиндр начальное напряжение коронного разряда (в кВ) определяется выражением [2]:

$$U_{\text{нач}} = 31,02 \cdot \delta \cdot k_h \cdot \left(1 + \frac{0,308}{\sqrt{\delta \cdot k_h \cdot r}} \right) \cdot r \cdot \ln \left(\frac{2 \cdot h}{r} \right), \quad (1)$$

δ – коэффициент относительной плотности воздуха, определяемый по формуле:

$$\delta = \frac{0,392 \cdot p [\text{мм.рт.ст.}]}{T} = \frac{2,94 \cdot 10^{-3} \cdot p [\text{Па}]}{T}, \quad (2)$$

где p – атмосферное давление; T – температура, К;

k_h – корректирующий коэффициент по влажности:

$$k_h = 1 + \frac{0,11}{100} \cdot \left(\frac{2,166 \cdot RH}{T} \cdot 611 \cdot 10^{\frac{7,5 \cdot (T-273)}{T-35,7}} - 11 \right) \quad (3)$$

ВАХ коронного разряда имеет следующий вид [3]:

$$I = \frac{2\mu U(U-U_{\text{нач}})}{R^2 \cdot \ln \left(\frac{R}{r_0} \right)}, \quad (4)$$

где R и r_0 – радиусы внешнего и внутреннего электродов, за которые можно принять концентрический цилиндр и радиус острия иглы соответственно, см; μ – подвижность заряженных частиц, $\text{см}^2/(\text{В} \cdot \text{с})$. Ток (I) в данной формуле измеряется в мкА, напряжение (U) – в кВ.

Зависимость подвижности ионов от давления с достаточной для практических целей точностью представим обратно пропорциональной функцией:

$$\mu = \frac{\mu_0 p_0}{p}, \quad (5)$$

где индекс «0» означает «при нормальных условиях». Для нормального атмосферного давления (100 кПа) в отрицательном коронном разряде приведённая подвижность ионов $\mu_0 = 2 \text{ см}^2/(\text{В} \cdot \text{с})$.

Таким образом, подставляя (5) в (4), а затем (3) и (2) в (1), получим:

$$I = \frac{2\mu_0 p_0 \cdot U \cdot (U - 31,02 \frac{2,94 \cdot 10^{-3} p}{T} \left(1 + \frac{0,308}{\sqrt{\frac{2,94 \cdot 10^{-3} p}{T} r_0}} \right) r_0 \ln \left(\frac{2R}{r_0} \right))}{p R^2 \cdot \ln \left(\frac{R}{r_0} \right)} \quad (6)$$

В результате получена ВАХ для отрицательного коронного разряда с учётом влияния внешних воздействующих факторов и геометрических параметров ионизатора.

По полученным данным можно сделать вывод о том, что начальное напряжение и вольт-амперная характеристика коронного разряда в существенной степени подвержены влиянию окружающих климатических факторов и конфигурации электродной системы. Следовательно, ИПДЭ, предназначенные для эксплуатации в различных климатических условиях и при длительной наработке, должны реализовывать автоматическую регулировку напряжения корон-

ного разряда в широком диапазоне значений. Невыполнение данного условия может привести к некорректной работе изделия при определённых условиях и при длительной наработке.

Разработка алгоритма управления коронным разрядом ИПДЭ. Используемый на данный момент в ИПДЭ метод стабилизации тока коронного разряда заключается в использовании сигнала тока в обратной связи задающего генератора высоковольтных импульсов. Данный метод характеризуется относительной простотой в применении, так как обеспечивается исключительно введением в электрическую схему прибора нескольких пассивных электронных компонентов. Также следует указать на быстродействие данного метода, которое ограничено лишь характеристикой обратной связи высоковольтного генератора.

Однако используемый метод обладает и рядом недостатков, таких как повышенная помехоэмиссия высоковольтного генератора и вероятность возникновения искрового пробоя в момент включения высоковольтного генератора.

С целью устранения упомянутых недостатков предложен метод управления током коронного разряда, позволяющий повысить долговременную стабильность работы ИПДЭ путём применения микропроцессорной обработки данных и управления высоковольтным генератором.

Структурная схема ИПДЭ, в котором применён разработанный метод, представлена на рис. 1. Суть метода заключается в следующем.

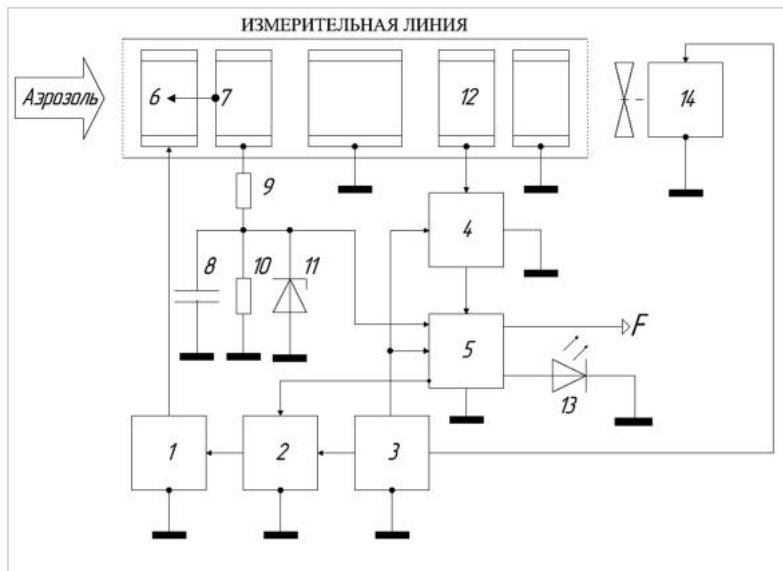


Рис. 1. Структурная схема ИПДЭ со стабилизацией тока коронного разряда по разработанному методу

Побудитель расхода аэрозоля 14 обеспечивает непрерывный и постоянный поток воздуха, содержащего аэрозоль, через измерительную линию. Проходя через зарядную камеру (состоит из электродов «кольцо» 6 и «игла» 7), в которой осуществляется униполярный импульсный коронный разряд, поток приобретает за время импульса объемный электрический заряд, пропорциональный концентрации аэрозольных частиц. Далее, проходя через индукционный электрод 12, поток наводит на нем заряд, переменная составляющая которого пропорциональна объемному электрическому заряду. Измерение осуществляется по напряжению, создаваемому наведенным зарядом на входной емкости измерительного усилителя 4 с последующей обработкой сигнала в блоке обработки информации 5.

Выходной сигнал блока обработки информации 5 – F, служит для связи с приемно-контрольным прибором. Светодиод 13 служит для внешней индикации состояния пожарного извещателя.

Блок питания 3 обеспечивает необходимыми напряжениями питания регулятор напряжения 2, измерительный усилитель 4, блок обработки информации 5 и побудитель расхода 14.

Регулятор напряжения 2 поддерживает напряжение питания высоковольтного импульсного генератора 1 на уровне, необходимом для обеспечения требуемого тока коронного разряда (плотность ионного потока) в зарядной камере.

Стабилизация тока коронного разряда осуществляется управлением регулятора напряжения 2 сигналом ШИМ от блока обработки информации 5. Падение напряжения на резисторе 10, которое пропорционально коронному току через зарядную камеру или плотности ионного потока, поступает на АЦП блока обработки информации 5, затем фильтруется и обрабатывается с использованием цифровых методов обработки сигнала. Конденсатор 8 служит для сглаживания пульсаций высокого напряжения и соответственно коронного тока. Стабилитрон 11 служит для защиты входного каскада АЦП блока обработки информации от бросков тока короны, при этом напряжение стабилизации стабилитрона 11 выбирается большим, чем величина падения напряжения, которую потребует стабилизировать на резисторе 10. При увеличении или уменьшении по тем или иным причинам величины коронного тока через зарядную камеру, изменится падение напряжения на резисторе 10, что приведет к изменению измеренного тока на входе АЦП блока обработки информации 5, управляющего регулятором напряжения 2, питающим высоковольтный импульсный генератор в сторону компенсации произошедших изменений.

Предложенный метод позволил реализовать ряд преимуществ относительно используемого метода стабилизации тока коронного разряда электроиндукционных пожарных извещателей:

- исключена вероятность искрового пробоя в момент зажигания короны за счёт плавной регулировки напряжения короны «снизу вверх»;
- программная регулировка тока коронного разряда позволяет снизить энергопотребление и увеличить срок службы изделия, когда условия эксплуатации не требуют сверхвысокой чувствительности;
- возможность использования методов цифровой обработки для анализа формы сигнала тока коронного разряда.

Для реализации предложенного метода стабилизации тока коронного разряда ИПДЭ был разработан алгоритм работы программного обеспечения в части управления током (рис .2).

Суть алгоритма заключается в постоянной подстройке выходного напряжения под требуемый ток короны. При работе ИПДЭ происходит постоянный мониторинг значения тока коронного разряда, если ток ниже запрограммированной уставки, подаётся команда на повышение напряжения программно управляемого генератора высоковольтных импульсов. При превышении тока запрограммированной уставки напряжение генератора необходимо уменьшить, чтобы не допустить искровой пробой.

Для вычисления моментального значения тока короны необходимо реализована цифровая фильтрация сигнала с использованием 10-точечного фильтра скользящего среднего с целью подавления помех, наведённых на измерительный тракт ИПДЭ, и естественной нестабильности разряда.

Разработанный алгоритм позволил реализовать предложенный метод управления током коронного разряда ИПДЭ за счёт использования аппаратно-программных средств. Считывание сигнала тока коронного разряда осуществляется путём оцифровывания аналогового сигнала, поступающего на вход АЦП. Для целей управления током короны ИПДЭ по своим характеристикам использован АЦП, встроенный в микроконтроллер серии STM32 «ST Microelectronics», что снизило себестоимость изделия и габариты печатных плат за счёт сокращения номенклатуры электронных компонентов.

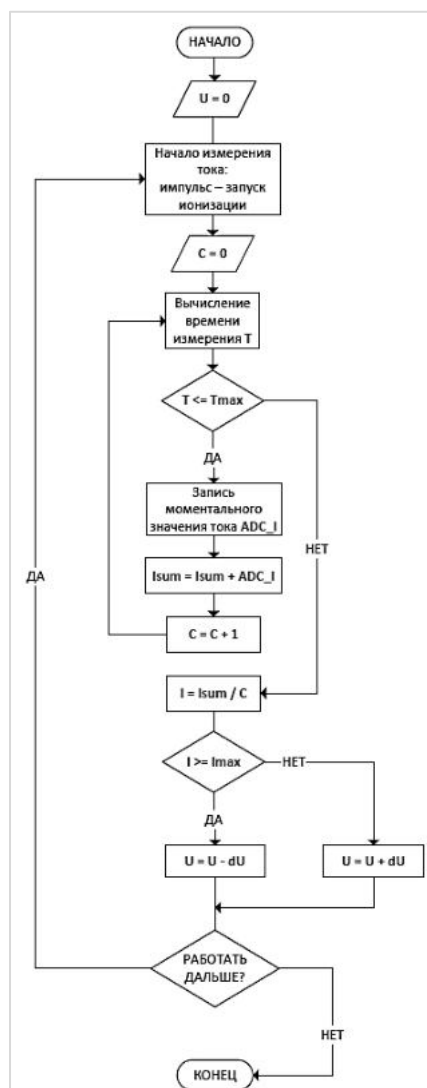


Рисунок 2 – Блок-схема алгоритма стабилизации тока коронного разряда ИПДЭ:
 U – задаваемое программно (через ШИМ) выходное напряжение генератора высоковольтных импульсов, подаваемое на анод (кольцо) ионизатора; I – усреднённое значение тока коронного разряда (в отсчетах АЦП); I_{max} – уставка тока коронного разряда; dU – шаг подстройки выходного напряжения, также задаётся программно. C – счётчик для вычисления количества измерений тока в импульсе

Результаты экспериментальных исследований ИПДЭ с разработанным алгоритмом. Применение разработанного алгоритма стабилизации тока коронного разряда ИПДЭ позволяет подстраивать ток короны под требования условий эксплуатации и назначения. При целесообразности использования повышенного тока короны общий алгоритм работы извещателя может включать режимы с увеличением тока. Такая целесообразность возможна, если требуется осуществлять предаварийный контроль со сверхвысокой чувствительностью к таким целевым источникам возгорания как изоляция из ПВХ, пластик или полиэтилен. Использование ИПДЭ в качестве дымового пожарного извещателя в помещении, в котором наблюдается постоянное присутствие определённых концентраций аэрозоля, не являю-

щихся признаком пожароопасной ситуации (технологические и производственные помещения), допускает существенное снижение тока коронного разряда. В результате достигается два существенных преимущества: снижение вероятности ложного срабатывания, обусловленного избыточной чувствительностью извещателя, а также повышение срока службы ИПДЭ, на который оказывает прямое влияние значение тока коронного разряда.

На рис. 3 приведены выходные сигналы ИПДЭ ИП 216-001 и ИПДЭ с применением разработанного алгоритма на ранней стадии пиролиза, когда выделяются частицы наименьшего размера.

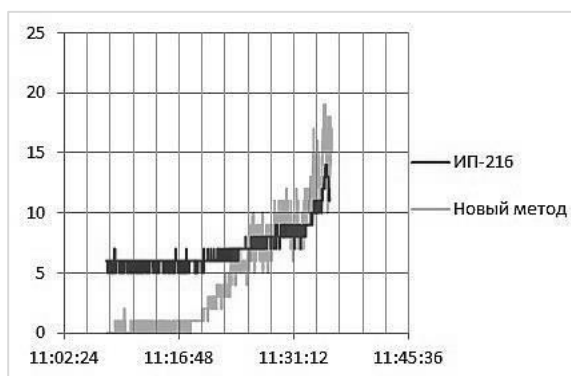


Рис. 3. Выходные сигналы ИПДЭ на ранней стадии пиролиза

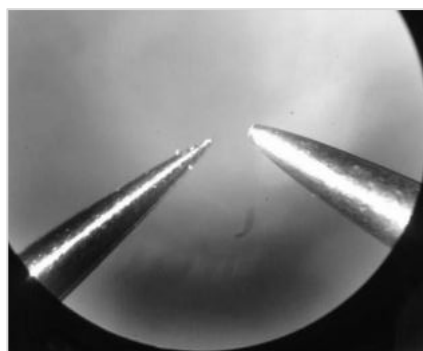


Рис. 4. Фотографии катодов ИПДЭ, управляемых по разным алгоритмам

Из приведённого графика видно, что задержка реакции ИП 216-001 на появление продуктов пиролиза относительно реакции ИПДЭ с новым алгоритмом управления током коронного разряда, настроенного на повышенную чувствительность, составляет около 10 минут.

На рис. 4 представлены фотографии катодов двух ИПДЭ после года эксплуатации [4]. Правый – катод ИПДЭ, настроенного на повышенную чувствительность, левый – катод ИПДЭ, настроенного на пониженную чувствительность. По рисунку можно оценить разницу радиусов острия коронирующего электрода при различных токах коронного разряда.

В ходе эксплуатации ИПДЭ остриё коронирующего электрода тупится за счёт автоэлектронной эмиссии и термоэмиссии, следовательно, его радиус увеличивается. Снизить скорость эрозии катода возможно путём понижения тока коронного разряда. Увеличение радиуса острия электрода приводит, в соответствии с (6), к увеличению напряжения зажигания, что ведёт к заметному увеличению энергопотребления устройства. При автоматическом поддержании высокого тока разряда деградация острия может привести к выходу из диапазона регулирования высоковольтного генератора и прекращению коронного разряда. Значительное увеличение напряжения при деградации острия коронирующего электрода может также приводить к искровым пробоям в наименее защищенных частях схемы и конструкции ИПДЭ.

Заключение. Вольт-амперные характеристики коронного разряда в существенной степени подвержены влиянию атмосферного давления, температуры и влажности, поэтому ИПДЭ, предназначенные для эксплуатации в различных климатических условиях, должны реализовывать автоматическую регулировку напряжения коронного разряда в широком диапазоне значений. Невыполнение данного условия может привести к некорректной работе изделия при определённых значениях внешних воздействующих факторов.

Разработанный алгоритм управления током коронного разряда ИПДЭ позволяет программно регулировать чувствительность извещателя к высокодисперсному аэрозолю в зависимости от условий эксплуатации. Программная регулировка тока коронного разряда позволяет соблюсти баланс между скоростью срабатывания извещателя и его сроком службы.

В результате экспериментальных исследований подтверждено, что разработанный алгоритм способен существенно повысить долговременную стабильность ИПДЭ за счет адаптивной подстройки тока коронного разряда к условиям эксплуатации, что способно снизить эрозию коронирующего электрода (иглы). Также было показано, что применение разработанного алгоритма позволяет подстраивать ток короны под требования условий эксплуатации и назначения с целью достижения повышенной чувствительности либо избежания ложных срабатываний при увеличении срока службы изделия.

Библиографический список

1. Шаранов С. В., Крутоланов А. С., Конейкин Н. Н. Анализ информации о пожарах на судах и о практике их тушения в портах // Пожаровзрывобезопасность. 2017. №26(1). С. 52 – 60.
2. Романов А. Е., Голиков А. В. Влияние климатических факторов на начальное напряжение коронного разряда электроиндукционного пожарного // Радиопромышленность. 2017. вып. 2. С. 49 – 49.
3. Райзер Ю. П. Физика газового разряда: учебное руководство для вузов. 2е изд., перераб. и доп. М.: Наука, 1992. 536 с.
4. Романов А. Е., Голиков А. В. Эрозия катода электроиндукционного пожарного извещателя // Радиопромышленность. 2017. № 1. С. 86 – 89.

УДК: 533.697.24

МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ТОПЛИВА НА УДАРНОЙ ВОЛНЕ В ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ КОМБИНИРОВАННОГО ТИПА

К. Э. Савелова, В. А. Савелов

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

Введение. На данный момент реактивные двигатели, работающие на химическом топливе, практически достигли предела своей эффективности. Поэтому активно ведутся исследования в поиске путей повышения этой эффективности. Одним из направлений в развитии сверхзвуковой авиации являются детонационные двигатели. Данный тип двигателей обладает несколькими преимуществами по сравнению с традиционными прямоточными и компрессорными воздушно-реактивными двигателями, рассмотренными далее во введении, что в теории может позволить летательным аппаратам с детонационным двигателем достичь высоких значений удельной тяги и скорости. Гиперзвуковой летательный аппарат с детонационным двигателем, рассчитанный на высокие числа Маха сможет с большей вероятностью миновать средства ПВО чем простые сверхзвуковые ЛА, а так же доставить в необходимое место, к примеру, стратегический ядерный заряд, что даёт основание отнести детонационный двигатель к средствам специального назначения.

Попытки к их реализации ведутся с середины прошлого века. На данный момент существует несколько идей данного типа двигателя. Это пульсирующий и ротационный ДД.

Пульсирующий ДД – тип двигателя, в котором горение смеси топлива и окислителя происходит путём детонации, а не дефлаграции, как в обычных двигателях [1]. Такой двигатель является импульсным, так как после прохождения детонационной волны по камере сгорания требуется обновление топливно-окислительной смеси.

Ротационный ДД – двигатель, в котором вместо частоты пульсаций получается частота вращения детонационной волны, которая может достигать нескольких тысяч в секунду, то есть

практически двигатель работает не как пульсирующий, а как обычный ЖРД со стационарным горением, но гораздо эффективнее, так как в нем происходит детонация топливной смеси.

Основная часть. В данной работе представлено развитие концепции [2] двигателя с разделением двух потоков тонкой стеночкой. На рис. 1 представлена схема обтекания двух плоских клиньев со сверхзвуковой скоростью с числом Маха M .

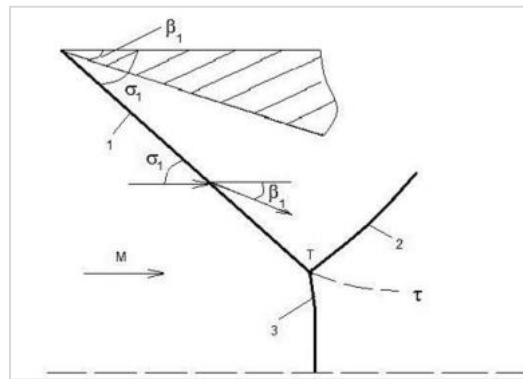


Рис. 1. Общая схема потока

На рис. 1 отчетливо видно маховское отражение, где 1 – падающий скачок, 2 – отражённый скачок, 3 – главный (маховский) скачок, σ_1 – угол наклона скачка 1 к вектору скорости потока перед ним, β_1 – угол поворота потока на передней кромке клина, τ – тангенциальный разрыв.

Поток за маховским скачком является высокотемпературным потоком топливно-воздушной смеси. Его предпочтительно использовать в детонационном цикле. Высоконапорный поток обладает большим давлением торможения за системой косых скачков уплотнения и может быть использован в камере сгорания обычного воздушно-реактивного двигателя [2].

Постановка задачи. В канал с входным треугольным клином затекает воздух с числом Маха $M = 5$ и $M = 6$, через некоторое время, когда расчёт устанавливается, происходит подача топлива через отверстие с размером $l = 10$ мм.

Задача решается в двумерной плоской симметричной постановке.

На рис. 2 представлены размеры входной части и расчётной области. Размеры – в [мм]. Расчетная область выполнена 5 на 10, для лучшего схождения задачи в программном пакете.

Математическая модель. В основе моделирования – осредненные уравнения Навье-Стокса для сжимаемого совершенного газа (знаки осреднения опущены), которые представлены в системе (1) и состоят из уравнений сохранения массы, импульса и энергии.

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

где \vec{u} – вектор скорости осредненного течения с компонентами u, v, w , $\tau_m + \tau_t$ – молекулярная и турбулентная составляющие тензора вязких напряжений, T – температура,

$C_v = (C_p - R)$ – удельная теплоемкость газа при постоянном объеме, C_p – удельная теплоемкость газа при постоянном давлении, R – газовая постоянная, $\rho \vec{g}$ – гравитационная сила, \vec{F} – внешние силы, $\alpha_{эф} = \alpha + \alpha_t$ – эффективный коэффициент теплоотдачи, \vec{J}_j – диффузионный член, h_j – энтальпия образования компонента, S_h – источниковый член энергии (позволяет учесть процесс образования и поглощения тепловой энергии).
 $E = C_v T + 0,5(u^2 + v^2 + w^2)$ – полная энергия газа,
 $H = E + p / \rho = C_p T + 0,5(u^2 + v^2 + w^2)$ – его полная энтальпия,

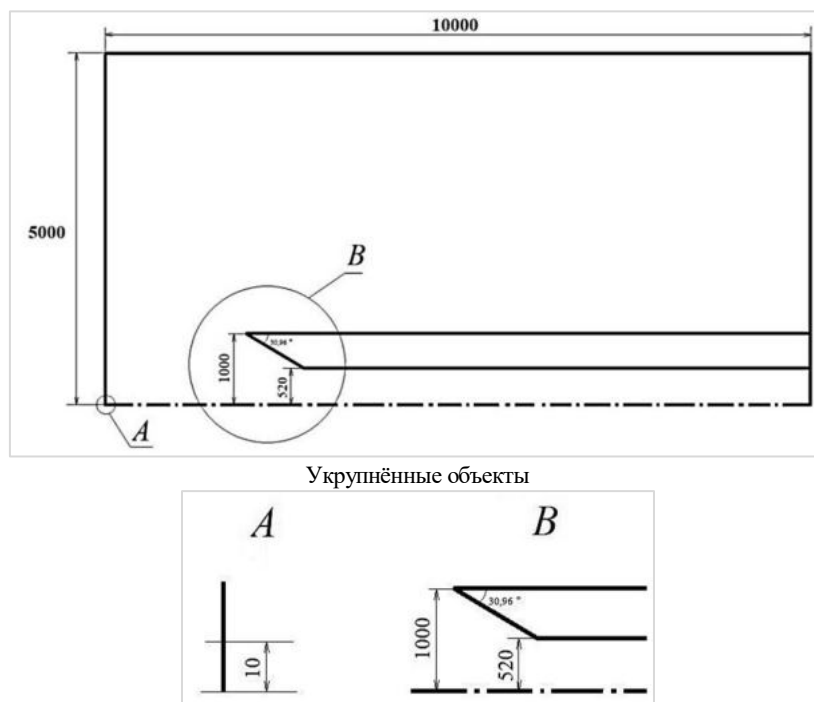


Рис. 2. Геометрические размеры

Для решения химических реакций используется модель конечно-скоростной химии (Finite-Rate/No TCI), которая подразумевает что в этой подмодели Fluent включает кинетику конечной скорости, вычисляя химические компоненты с использованием общих выражений скорости реакции, таких как скорости реакции Аррениуса, без попытки учесть эффекты турбулентных колебаний.

При моделировании потока воздуха необходимо учитывать его многокомпонентность, уравнение изменения концентрации i -ой компоненты смеси записывается в следующем виде:

$$\frac{\partial(\rho_i C_i)}{\partial t} + \nabla(\rho_i \vec{u} C_i) = -\nabla \vec{g}_i + \omega_i + S_i, \quad (2)$$

где g_i – диффузионный поток i -ой компоненты, S_i – скорость образования i -й компоненты за счет наличия дополнительных источников, ω_i – скорость образования i -й компоненты в химических реакциях, определяется по формуле (3).

$$\omega_i = \mu_{mvi} \sum_{r=1}^{N_R} R_{ir}, \quad (3)$$

где μ_{mvi} – мольная масса i -й компоненты смеси, N_R – количество химических реакций, R_{ir} – мольная скорость образования/распада i -й компоненты в реакции r , вычисленная по уравнению (4) химической кинетики скорости образования i -ой компоненты в ходе неравновесной химической реакции:

$$R_{ir} = \Gamma \left(v_{jr}'' - v_{jr}' \right) \left(k_{fr} \prod_{j=1}^N [X_{jr}]^{\eta_{jr}'} - k_{br} \prod_{j=1}^N [X_{jr}]^{v_{jr}''} \right), \quad (4)$$

где $\Gamma = \sum_j \gamma_{ir} X_j$ – коэффициент, учитывающий влияние третьих тел на скорость химических реакций, v_{jr}'' – показатель степени для продукта j в реакции r , v_{jr}' – стехиометрический коэффициент для реагента j в реакции r , k_{fr} и k_{br} – константы скорости прямой и обратной реакций соответственно, X_{jr} – мольная концентрация компонента j в реакции r , η_{jr}' – показатель степени для реагента j в реакции r , γ_{ir} – эффективность компонента j в реакции r как третьего тела.

Константы скорости прямой и обратной реакций вычисляются по закону Аррениуса:

$$k_{f,r} = A_r T^{\beta_r} e^{-E_r/RT} \quad (5)$$

где A_r – предэкспоненциальный фактор, T^{β_r} – показатель температуры (безразмерный), E_r – энергия активации реакции (Дж / кмоль), R – универсальная газовая постоянная (Дж / кмоль-К)

Модель горения Species Transport, Finite-Rate/No TCI.

В модели *Species Transport* рассчитывается локальная масса каждого из реагентов путём решения конвективно-диффузионного уравнения (6).

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} Y_i) = -\nabla \cdot \bar{J}_i + R_i + S_i, \quad (6)$$

где R_i – скорость дополнительного производства реагента i в процессе химической реакции, S_i – скорость производства реагента из дисперсной фазы или заданная пользователем скорость производства реагента. Данное уравнение решается для $N - 1$ числа реагентов, где N – число всех реагентов в жидкой фазе, входящих в решаемую систему. Масса реагента N равна разности суммарной массы системы и массы остальных рассчитанных $N - 1$ реагентов. Во избежание численных ошибок, рекомендуется задавать N -ым реагентом вещество с максимальной массовой долей в системе, например, азот для реакции, в которой окислителем является воздух.

Диффузия масс в турбулентных течениях описывается уравнением:

$$\dot{J}_i = - \left(\rho D_{i,m} + \frac{\mu_t}{Sc_t} \right) \nabla Y_i - D_{T,i} \frac{\nabla T}{T}, \quad (7)$$

где Sc_t – турбулентное число Шмидта, μ_t – турбулентная вязкость.

В задаче используется модель турбулентности $k - \varepsilon$ Realizable

Модель $k - \varepsilon$ удовлетворяет точным математическим ограничениям по напряжениям Рейнольдса, вытекающим из физики турбулентной жидкости [3].

Реальная $k - \varepsilon$ модель учитывает недостатки других моделей с помощью следующих улучшений: во-первых, предлагается новая формула для определения турбулентной вязкости, первоначально предложенная еще Рейнольдсом; во-вторых, используется новое уравнение для диссипации ε , основанное на динамическом уравнении среднеквадратичных колебаний завихренности.

Ограничением является то, что можно получить нефизичные турбулентные вязкости в ситуациях, когда вычислительная область содержит как зоны с турбулентностью, так и зоны со стационарной жидкостью.

Уравнения реальной $k - \varepsilon$ модели имеют следующий вид:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho k u_i)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k + G_b - \rho \varepsilon - Y_M + S_k; \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \varepsilon u_i)}{\partial x_i} = \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) + \rho C_1 S_\varepsilon - \rho C_2 \frac{\varepsilon^2}{k + \sqrt{\nu \varepsilon}} + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} C_{3\varepsilon} G_b + S_\varepsilon. \end{aligned} \quad (19)$$

При этом

$$C_1 = \max \left[0, 43, \frac{\eta}{\eta + 5} \right]. \quad (20)$$

В реальной модели уравнение для k такое же, как и в стандартной модели. В то же время уравнение для ε отличается существенно. Одной положительной чертой является то, что правая сторона уравнения для ε не содержит G_k .

В данной модели C_μ является функцией средней скорости вращения и средней скорости деформаций, угловой скорости и переменных турбулентности k и ε . Остальные константы имеют следующие значения: $C_{1\varepsilon} = 1,44$, $C_2 = 1,9$, $\sigma_k = 1$, $\sigma_\varepsilon = 1,2$.

Результаты численного моделирования. Левые картинки – расчет при числе Маха $M = 5$. Правые – расчёт при числе Маха $M = 6$.

Из полученных результатов расчёта видно, что происходит загорание смеси на ударной волне. Картина течения показывает, что при $M = 6$ температура больше, чем при $M = 5$.

Заключение. Применение высокотемпературного потока топливно-воздушной смеси за главным (маховским) скачком в детонационном цикле, а высоконапорного (обладающего большим давлением торможения) потока за системой косых скачков уплотнения – в камере сгорания обычного воздушно-реактивного двигателя представляется теоретически оправданным. Исследование будет продолжено.

Библиографический список

1. Импульсный детонационный двигатель // wikipedia.org. [Электронный ресурс] URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Импульсный_детонационный_двигатель. (Дата обращения – 12 сентября 2019 г.).
2. Мурзина К. Э., Чернышов М. В. Перспективный реактивный двигатель комбинированного типа // Восьмые Уткинские чтения. Труды ОНТК. СПб: БГТУ «Военмех», 2019. С. 110 – 116.
3. Коркодинов Я. А. Обзор семейства $k - \varepsilon$ моделей для моделирования турбулентности // Вестник ПНИПУ. Машиностроение, материаловедение. 2013. Т. 15. № 2. С. 5 – 16.

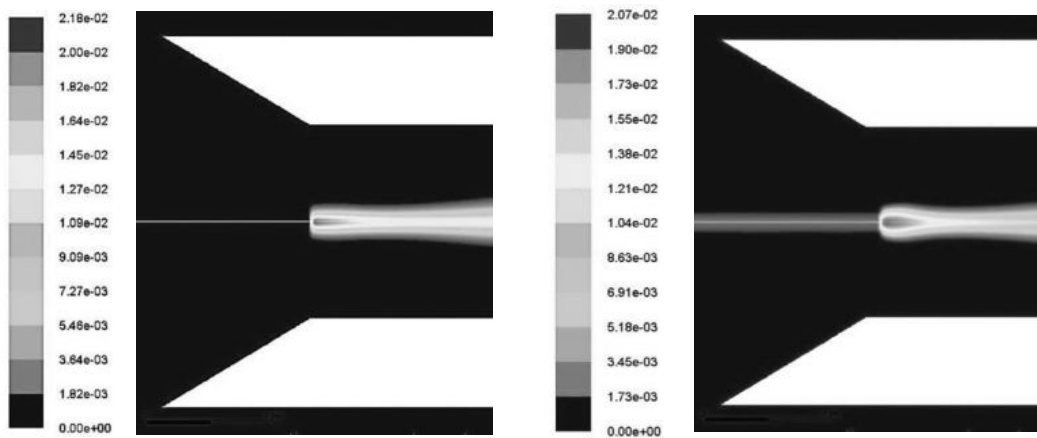


Рис. 3. Распределение компонента H₂O

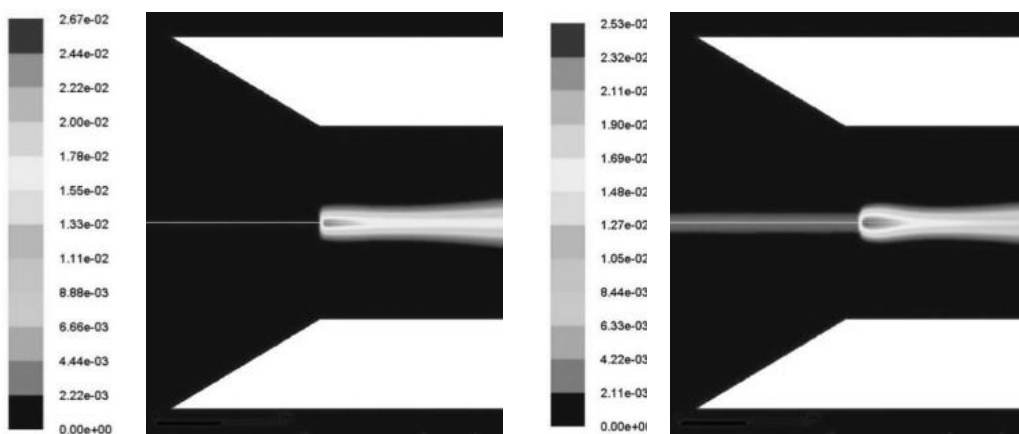


Рис. 4. Распределение компонента CO₂

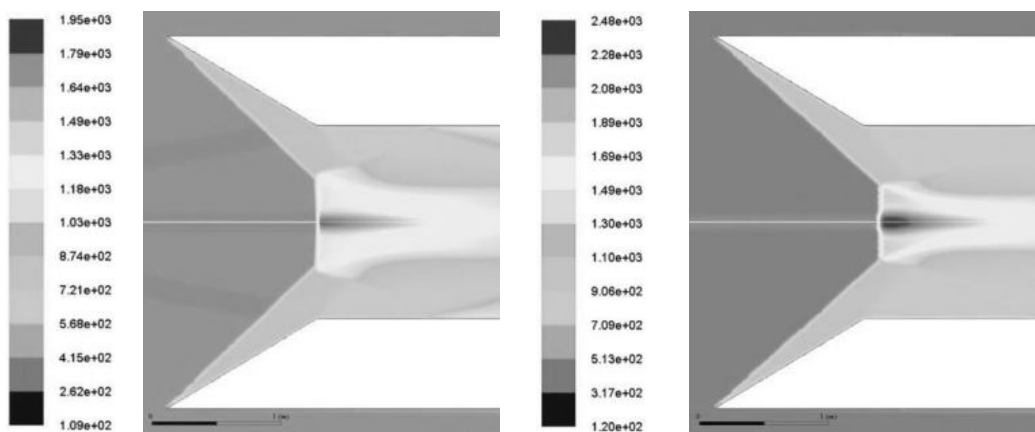


Рис.5. Распределение температуры

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ ЗАПУСКА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**Д. С. Суровов, И. В. Любимов, С. А. Мешков, Т. В. Петрова***Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова*

Газотурбинные двигатели (ГТД) широко применяются в изделиях военной техники, как в авиационной, так и в наземной. Одно из важнейших эксплуатационных достоинств ГТД является их высокая степень готовности к применению после простоев и перерывов в работе, связанных с хранением или плановыми работами по техническому обслуживанию и ремонту. Возможность их оперативного приведения в режим готовности и собственно применения обеспечивает система запуска. Система запуска включает в себя: пусковую систему, систему запуска основной камеры сгорания и систему зажигания. Она осуществляет взаимодействие с топливной системой, системой автоматического управления и системой энергоснабжения.

Пусковое устройство предназначено для раскрутки ротора двигателя на первом этапе запуска, поэтому главной характеристикой пускового устройства является подводимая к ротору двигателя мощность.

По типу привода, устройства раскрутки бывают кинематическими и аэродинамическими (некинематическими). Кинематические устройства подразумевают, что передача крутящего момента от ротора пускового устройства осуществляется механически через коробку приводов, или напрямую на вал ротора ГТД. Аэродинамические (некинематических) пусковых устройств, крутящий момент возникает не на роторе ГТД, а именно на рабочих лопатках компрессора или турбины, в результате взаимодействия лопаток с потоком рабочего тела.

В связи с тем, что в настоящее время имеется тенденция к замене гидро- и пневмоприводных агрегатов электроприводными, а также идет внедрение нового поколения аккумуляторных батарей на основе литий-ионных технологий, обладающих неоспоримым преимуществом по сравнению с другими видами электрохимических систем (никель-кадмиевых, свинцово-кислотных, серебряно-цинковых), широкое распространение получили электрические пусковые системы. Подавляющее большинство эксплуатируемых изделий с ГТД использует электрические пусковые системы: на легких для запуска основных двигателей, для средних и тяжелых – для запуска турбостартеров или вспомогательных силовых установок. Относительная масса электростартеров составляет 1,2...3,8 кг/кВт (для стартеров-генераторов 1,3...4,15 кг/кВт). Одним из главных преимуществ электростартеров является возможность гибкого управления крутящим моментом за счет варьирования частоты тока и напряжения, для обеспечения эффективной раскрутки ротора ГТД и последующее их использования в качестве генераторов электроэнергии на нужды двигателя и летательного аппарата.

Для электрических пусковых устройств, характерно интеграция функций источника мощности, подводимой к ротору ГТД при его раскрутке, и потребителя мощности от ротора ГТД после завершения запуска, для генерирования тока на нужды летательного аппарата. Для реализации эффективности стартер-генераторов необходимы различные передаточные числа механизмов сцепления при работе в стартерном и генераторном режимах, поэтому в качестве устройства сцепления применяют двухскоростной привод.

В условиях отказа от сложных гидро-пневмомеханических агрегатов, наиболее перспективным направлением развития систем раскрутки является применение электромеханизмов (стартер-генераторов прямого привода) с высокой удельной мощностью, например на базе вентильных двигателей, а в качестве сцепных устройств – электромагнитных муфт, которые не только позволяют осуществлять безударные включения за счет сглаживания пиковых моментов, но и компенсировать перекосы и несоосности между валами ротора ГТД и пускового устройства.

Электрические системы зажигания делятся на ряд типов, приведенных на рис. 1.

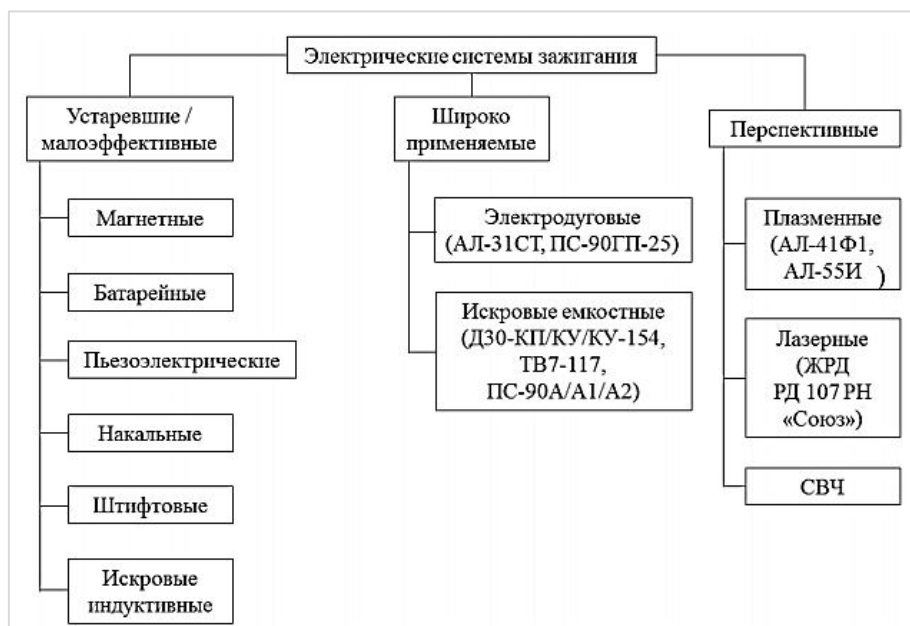


Рис. 1. Классификация электрических систем зажигания

Указанные системы зажигания наиболее эффективны в комбинации со свечами поверхностного разряда. Такая свеча состоит из центрального и внешнего заземленного электрода, которые разделены керамическим изолятором, переходящим на рабочем торце свечи в тонкий слой полупроводникового материала.

Широкое применение свечей поверхностного разряда обуславливается их значительным ресурсом и надежностью, подтвержденными опытом многолетней эксплуатации в составе газотурбинных двигателей различных типов и назначений. Несмотря на широкое применение искровых систем зажигания, существуют и разрабатываются в настоящее время и альтернативные системы зажигания, например, плазменные. Основным отличием плазменной свечи зажигания является то, что между центральным и внешним электродами отсутствует керамический изолятор, вместо него через промежуток в свече продувается воздух, который при разряде ионизируется и превращается в факел плазмы, который в свою очередь поджигает топливоздушную смесь. Кроме продувки воздухом, возможен вариант продувки свечи кислородом, для повышения высотности запуска за счет обеспечения необходимого соотношения топлива и окислителя в условиях разряженного воздуха. Недостатками таких систем являются незначительная продолжительность непрерывного действия, что исключает возможность работы в режиме «дежурного зажигания», то есть длительного сопровождения низких режимов работы ГТД, сбросов и других, негативных с точки зрения стабильности работы камеры сгорания, процессов. В настоящее время проводятся исследования альтернативных систем зажигания, так фирмами AVL и CTR (Австрия) была разработана лазерная система зажигания, которая позволяет осуществлять розжиг бедных топливоздушных смесей, что позволяет значительно снизить эмиссию загрязняющих веществ. Кроме того, показано, что лазерная система зажигания позволяет фокусировать место розжига в необходимой точке камеры сгорания (в ядре конуса распыла). На настоящий момент сведений о применении лазерных систем зажигания в составе ГТД в открытой печати нет, однако, известно, что в составе ЖРД применение лазерной системы зажигания оказалось успешным, что подтверждено испытаниями двигателя РД0146Д (разработка ОАО «КБХА» и ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша») с систе-

мой зажигания ЛТИ-140/10/10. В Технологическом институте г. Карлсруэ (Германия) была разработана свеча зажигания с шаровым разрядом (лабораторные испытания – Etatech (США), экспериментальные свечи изготовлены фирмой BERU (Германия)). Особенностью СВЧ-свечей зажигания является отсутствие бокового электрода, электрический разряд возникает посредством СВЧ-энергии, которую генерирует магнетрон.

Анализ показал, что основными направлениями развития электрических систем зажигания являются:

- разработка эффективной штатной диагностики систем зажигания, обеспечивающей автоматическое определение технического состояния, упрощенную локализацию отказов и эксплуатацию по состоянию;
- совершенствование управления системами зажигания, в части управления накопленной энергией и частотой разряда в зависимости от внешних условий и вида запуска;
- повышение ресурса систем зажигания для обеспечения режима «дежурного зажигания» для поддержания устойчивого горения в камере сгорания при выполнении сбросов и в режимах негативных, с точки зрения горения, ситуациях.

Некоторые газотурбинные двигатели выполнены с автономной системой подачи пускового топлива в камеру сгорания. При достижении определенной частоты вращения ротора или после определенного времени работы она автоматически отключаются. Подача пускового топлива выполняется той же системой, что и подача топлива на рабочих режимах.

Общим недостатком широко применяемых в настоящее время гидромеханических агрегатов топливной системы является значительное изменение их эффективности в широком диапазоне эксплуатационных режимов работы: низкая производительность в области запуска на земле (высокие расходы топлива при малой частоте вращения приводящего ротора), и избыточная при запуске в полете (низкие расходы топлива при высокой частоте вращения приводного ротора).

Перспективными направлениями развития системы топливопитания являются:

- применение электроприводных топливных насосов-дозаторов, для исключения зависимости его производительности от частоты вращения ротора (то есть ограничений по производительности в процессе запуска) и потерь, связанных с перегревом топлива и отказа от коробки приводов;
- разработка средств встроенной диагностики технического состояния агрегатов системы запуска, в том числе прогнозирующих их остаточный ресурс.

Библиографический список

1. *Иноземцев А. А., Нахимкин М. А., Сандрацкий В. Л.* и др. Серия учебников «Газотурбинные двигатели» в пяти томах. М.: Машиностроение, 2007/2008. 15. Transport Safety Report. Australia: ATSB, July 2010.
2. *Мухаммедов Н. А.* Обеспечение надежного запуска авиационного гтд на основе оптимизации характеристик пускового устройства и совершенствования системы управления: автореф. дисс. ... к-та технических наук: 05.07.05; [Место защиты: РГАТУ им. П.А. Соловьева]. Рыбинск: 2016. 182 с.
3. *Сибкин В. А., Солонин В. И., Палкин В. А., Фокин Ю. В., Егоров И. В., Бакалеев В. П., Семёнов В. Л., Копченков В. И.* Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). М.: ЦИАМ, 2004. 424 с.
4. Системы запуска авиационных двигателей: Методические указания к практической работе / Сост. И. В. Таммекиви, Т. К. Кристинина, Т. Е. Половнева. СГАУ: РИО, 2002. 43 с.

**ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОУПРУГОЙ УСТОЙЧИВОСТИ КОЛЬЦЕВОГО
ОПЕРЕНИЯ НЕУПРАВЛЯЕМОГО МИКРО-ЛА В ПРОГРАММНОМ
КОМПЛЕКСЕ MSC PATRAN**

А. А. Тихонов

АО «ГосМКБ «Радуга» им. А.Я. Березняка», г. Дубна

В статье рассмотрена исследовательская работа по расчету статической и динамической аэроупругости кольцевого оперения неуправляемого микро-ЛА с целью оценки нагрузок с учетом упругости и обеспечения безопасности от явлений флаттера и дивергенции при больших дозвуковых скоростях полёта на различных углах атаки.

Для оценки нагрузок и аэроупругой устойчивости, в программном комплексе MSC Patran была построена аэроупругая модель кольцевого оперения, в которой реализованы аэродинамические силы на одной из лопастей (наиболее нагруженной по результатам расчётов аэродинамики).

Получены результаты расчета собственных частот и форм колебаний для упругой модели. Проводился расчёт частот и форм изолированной лопасти, далее расчёт частот и форм с учетом упругого взаимодействия лопастей, когда перемещения исследуемой лопасти ограничены другими лопастями (для этого введены упругие связи между лопастями), так же был рассмотрен случай расчета собственных частот и форм колебаний при жесткой фиксации лопастей друг относительно друга в замке. После чего проведен расчёт статической аэроупругости лопастей без фиксирующих замков и с фиксацией в них.

Получены результаты статического расчёта аэроупругости без фиксирующих замков и получены коэффициенты производной аэродинамической силы, действующей на лопасть. Также получены перемещения для упругого оперения (без фиксации в замках) с учетом взаимного влияния жесткостей соседних лопастей. Проведен расчёт статической аэроупругости с фиксацией в замках, получены коэффициенты производной аэродинамической силы, действующей на одну лопасть. Получены перемещения для лопасти кольцевого оперения с фиксацией лопастей в замках. Определены условия, при которых статическая устойчивость кольцевого оперения обеспечивается. Далее проводился расчет динамической аэроупругости изолированной лопасти и расчет динамической аэроупругости при фиксации лопастей в замках.

В расчете динамической аэроупругости для изолированной лопасти из-за нелинейности и больших перемещений в конструкции, расчет флаттера с учетом влияния упругости соседних лопастей не проводился т.к. будет велика математическая погрешность и достоверность расчета не будет обеспечена. Получены результаты расчета аэроупругой устойчивости при различных толщинах лопасти, критическая скорость флаттера и необходимый запас по критической скорости флаттера для максимальных скоростей потока. Так же был проведен расчет динамической аэроупругости для лопасти, фиксированной в замке при максимальных скоростях набегающего потока и скоростных напорах. Жесткая связь в конструкции между лопастями позволила провести расчет флаттера. По результатам расчёта получены критические скорости флаттера при различных скоростях набегающего потока.

По результатам проведенных исследований разработаны практические рекомендации для изменения конструкции. Была определена минимальная толщина лопасти для обеспечения статической устойчивости, без фиксации. Была также определена минимальная толщина лопасти для обеспечения динамической устойчивости без фиксации.

Библиографический список

1. *Фершинг Г.* Основы аэроупругости: Пер. с нем. К. Ф. Плитта / Под ред. Г. М. Фомина. М.: Машиностроение, 1984. 600 с.

2. *Анурьев В. И.* Справочник конструктора –машиностроителя: В 3-х т. Т. 3. 7е изд., перер. и доп. М.: Машиностроение, 1992. 720 с.
3. РДК ЦАГИ по проектированию самолетов. Том III, книга 2, выпуск 1. 1980.
4. Наука и технологии. Том 1. Материалы XXXIX Всероссийской конференции. М.: РАН. 2019. 161 с. [с. 92].

УДК 629.7.05-519 (075.8)

ЛАЗЕРНЫЙ ЛОКАТОР ДЛЯ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЙ ПРИ ВЗЛЕТЕ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Ю. Н. Трефилова, Д. Л. Федоров, В. В. Лентовский

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

Несмотря на принимаемые меры по отпугиванию птиц от взлётно-посадочных полос аэродромов, в последние годы произошли аварии, связанные со столкновением летательных аппаратов с птицами при взлёте. Опыт показывает, что полностью исключить возможность появления птиц вблизи ВПП невозможно. Тем не менее, требуется снизить вероятность возникновения аварийных ситуаций, связанных с появлением птиц вблизи взлетающих самолётов. Если исключить ситуации появления птиц невозможно, то необходимо обнаруживать такие объекты на дальностях, позволяющих принимать решения, позволяющие предотвратить аварийную ситуацию.

Одним из возможных подходов к данной проблеме является использование на борту самолёта помимо штатной РЛС, лазерной системы, позволяющей обнаружить птиц на значительном удалении.

Оптическая локация имеет преимущество над радиолокацией вследствие лучшей разрешающей способности, отсутствия отраженных сигналов от посторонних объектов и малых размеров применяемой техники. В лазерной локации обнаружение и определение местоположения различных объектов осуществляется при помощи электромагнитных волн оптического диапазона, излучаемых лазерами.

Лазерное излучение является узконаправленным, монохроматическим, имеет большую импульсную мощность и высокую спектральную яркость. Это делает оптическую локацию конкурентоспособной в сравнении с радиолокацией.

Лазерное излучение лучше отражается от малоразмерных объектов, чем радиоволны. Мощность излучения в данном случае обратно пропорциональна длине волны в четвертой степени. Из этого следует большая обнаружительная способность лазерного локатора в сравнении с радиолокатором.

По сравнению с другими источниками света лазеры имеют то преимущество, что излучаемое ими электромагнитное поле обладает высокой пространственно-временной когерентностью, что дает возможность формировать узкие диаграммы направленности. Например, у твердотельных лазеров на диэлектрических кристаллах до единиц миллирадиан.

Высокая точность измерения позволяет обнаружить малоразмерные объекты на больших дистанциях. Этому же способствует высокая направленность оптической системы, соответствующая известному соотношению:

$$G = \frac{4\pi S}{\lambda^2} \quad (1),$$

где G – коэффициент направленного действия, S – площадь антенны, λ – длина волны излучения.

Значительное влияние на дальность обнаружения объектов оказывает их, так называемая, ЭПР, которая для птиц имеет крайне не высокое значение. Это связано, прежде

всего, с тем, что интенсивность отражения радиоволн происходит от объектов с высоким значением магнитной проницаемости (металлов, растворов солей и других электропроводных сред). В отражении участвует только собственно тело птицы, имеющее, как правило, малые размеры.

В отличие от радиолокации отражение оптической локации обеспечивается градиентом диэлектрической проницаемости, поэтому отраженный сигнал формирует вся птица с направленными крыльями.

Поверхность, отражающая в оптическом диапазоне, оказывается существенно больше, а, следовательно, растёт и интенсивность отраженного сигнала.

Перечисленные выше факторы, а также появление мощных (свыше 10 Вт) полупроводниковых лазеров, по-видимому, позволит решить задачу дальнего обнаружения птиц над ВПП.

Оценочные расчёты показывают, что дальность обнаружения цели вида отдельной птицы при мощности излучения 10 Вт и диаметре приемной антенны 15 см составляет не менее 1.5 километров. Такая дальность должна обеспечивать снижение вероятности возникновения аварийной ситуации.

Библиографический список

1. *Лентовский В. В., Князева Т. Н., Герт А. В., Васильева Л. И.* Системы ориентации и наведения БПЛА: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2019.

2. *Копьев П. С., Лентовский В. В., Федоров Д. Л.* Разработка конструкции мощных полупроводниковых лазеров для дистанционного энергообеспечения // Труды 7 международной конференции по фотонике и информационной оптике. 2018

УДК: 62-519

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ МИКРОКЛИМАТОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ДАТЧИКОВ ТИПА «УМНАЯ ПЫЛЬ»

А. А. Филиппова

АО «ГРЦ «Макеева», Миасс

Введение и постановка задачи. Командование вооруженных сил уделяет серьезное внимание вопросам организации длительного хранения боеприпасов различного типа. При этом вопрос о проведении мероприятий по совершенствованию системы хранения и консервации боеприпасов, всегда остается актуальным. Консервацией считается, совокупность мер, обеспечивающих долгосрочное сохранение объектов. Автоматизация процесса хранения боеприпасов на основе современных технологий должна обеспечить надежную сохранность оружия и боеприпасов, а так же уменьшить количество несчастных случаев, произошедших в связи с неправильным хранением боеприпасов.

Для обеспечения постоянного мониторинга и поддержания на строго заданном уровне микроклиматических параметров внутри объекта для хранения боеприпасов необходима автоматизированная система управления, разработка которой и являлась основной целью доклада. Разрабатываемая система предназначена для дистанционного управления влажностно-температурным режимом внутриподземного складского помещения, для хранения боеприпасов, на территории базы (рис. 1).

В состав базы входят в соответствии с рис.1:

- сортировочная площадка (1);
- охранный периметр технической территории и сортировочной площадки (2);
- хозяйственная зона (3);

- жилая зона (4);
- казарменная зона (5);
- подрывное поле или площадка уничтожения (6);
- вертолетная площадка (7);
- техническая территория (8) – (11).

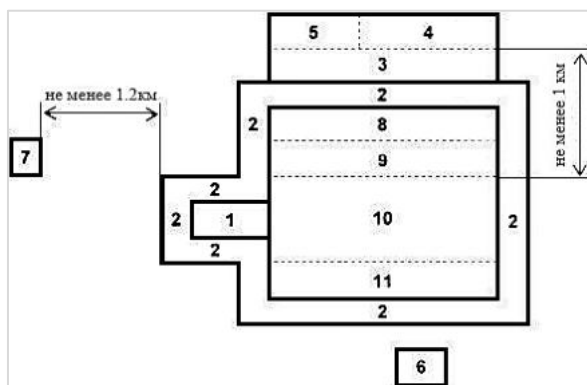


Рис. 1. Типовая схема территории базы

На технической территории следует предусматривать зоны - участки расположены группы зданий, местности, на которых однородных по характеру технологических процессов. Как правило, в состав технической территории должны входить (см. рис. 1):

- зона хранения боеприпасов категорий опасности E7, B, Д (8);
- производственная зона (9);
- зона хранения боеприпасов категорий опасности E5, E6 (10);
- зона хранения боеприпасов категорий опасности E2 (11).

Перечень этих зон определяется номенклатурой боеприпасов, указываемых в задании на проектирование.

В данном докладе, будет рассмотрен вариант разработки системы управления микроклиматом в подземном помещении, находящемся в зоне хранения боеприпасов категорий опасности E7, B, Д.

Основные требования к разрабатываемой системе. Необходимо обеспечить управление микроклиматом (конкретно влажностно-температурный режим) в помещении для долгосрочного хранения боеприпасов, используя дискретное управление исполнительными устройствами.

Исходные данные:

- верхняя отметка внутреннего объема здания расположена ниже уровня земли на глубине 4,5м.
- габаритные размеры складского помещения (СП):
длина: $L = 20\text{м}$, ширина: $B = 15\text{м}$, $h = 3\text{м}$,
площадь: $S = 300\text{м}^2$, объем: $V = 900\text{м}^3$
- параметры для поддержания микроклимата в помещении:
 - а) Допустимый диапазон изменения температуры $14 - 25^\circ\text{C}$, оптимальное значение температуры 17°C . Гистерезис: 2°C .
 - б) Допустимый диапазон изменения относительной влажности $20-40\%$, оптимальное значение влажности 30% . Гистерезис: 5% .
- При проектировании СУМК необходимо учесть тот факт, что в хранилище будет находиться взрыво- и пожароопасная часть вооружения, что влечет за собой потребность в удале-

нии исполнительных устройств за пределы основного складского помещения, например, в смежное с основным, техническое помещение (ТП).

- Оборудовать здание склада дополнительной аварийной сигнализацией.
- Хранилища должны иметь водяное или электрическое отопление. На территории склада прокладка электропроводов допускается напряжением не более 220В, следовательно, все исполнительные устройства необходимо подбирать с питанием от 220В/1ф/50Гц.
- Необходимо выводить на индикацию результаты показаний с датчиков.
- Необходимо отправлять показания с датчиков на ПК и вести электронный журнал.

Для технической реализации поставленной задачи, необходимо использовать самые передовые современные технологии. Одним из таких новаторских инженерных решений является использование беспроводных датчиков типа «умная пыль».

Разработка структурной схемы. Для разработки структурной схемы системы управления микроклиматом в помещении для хранения боеприпасов, кратко опишем функции, которые должна выполнять разрабатываемая система:

- 1 Начальный запуск системы
- 2 Выбор необходимого для поддержания типа микроклимата
- 3 Приём данных с датчиков и обработка этих данных в соответствии с алгоритмом
- 4 Формулирование выходных сигналов для запуска исполнительных устройств

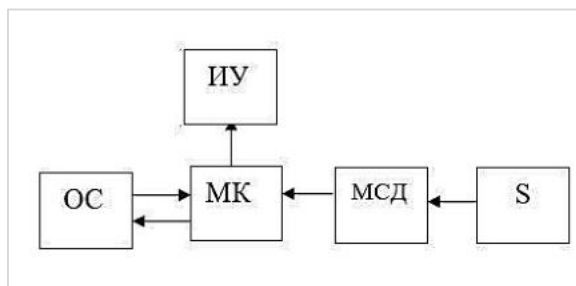


Рис. 2. Укрупненная структурная схема СУМК:
ОС – операторская станция; ИУ – исполнительные устройства; МК – микроконтроллер;
МСД – модуль сбора данных; S – датчики

Основные модули (рис. 2):

1. Датчики – являются неотъемлемой частью системы, используются для того, чтобы система могла в реальном времени реагировать на изменения внешних параметров по заранее разработанному алгоритму.

2. Устройство управления (микроконтроллер) – является главной частью системы, оно необходимо для сбора и обработки информации поступающей с системы датчиков, выработки управляющих сигналов для исполнительных устройств, а также вывода информации на устройство индикации.

3. Пульт управления и устройство визуальной индикации (операторская станция) – необходимы для выбора типа микроклимата, для визуального вывода текущей температуры и влажности в помещении.

5. Исполнительные устройства – необходимы для поддержания параметров микроклимата на заданном уровне.

6. Модуль сбора данных – устройство, предназначенное для сбора и обработки данных полученных с датчиков, для последующей передачи этих данных на микроконтроллер.

Описание принципа действия системы. Система управления микроклимата состоит из основных модулей:

- датчики – на схеме не указаны

- микроконтроллер – DD1
- исполнительные устройства – A1, A2 - A7
- операторская станция – H1, H2, H3, H4, SA1
- модуль сбора данных – A8 – A11

В случае если нажата кнопка S1 – происходит запуск системы и светодиод начинает моргать, показывая работу системы. Далее происходит построение беспроводной сети датчиков, которые одновременно будут являться и приемниками и передатчиками для полученных измерений, отправленных на модуль сбора данных. В случае, если один из датчиков будет неисправен, умная сеть сама перепроложит маршрут передачи данных, по кратчайшему пути, в обход вышедшему из строя датчику, в этом и заключается одна из основных особенностей SmartMesh. После опроса датчиков температуры и получения текущего значения температуры в помещении, данное значение температуры сравнивается с допустимой нормой. Если текущее значение превышает или наоборот ниже нормы, то микроконтроллер формирует выходной сигнал (логическая единица/5В) для запуска исполнительного устройства. Мощность, подаваемая на исполнительное устройство, имеет только два значения – максимальная (зависит от мощности исполнительного устройства) и минимальная (нулевая). Т.е. нагреватель/охладитель будет полностью включен или полностью выключен.

При температуре в помещении для хранения боеприпасов ниже/выше заданной точки, включается нагреватель/охладитель и работает на полную мощность до тех пор, пока температура не достигнет заданной точки. После этого МК отключает нагреватель/охладитель. Повторное включение нагревателя/охладителя происходит после уменьшения/увеличения температуры на величину гистерезиса ниже/выше заданной точки. Для предотвращения «дребезга контактов» (слишком частого включения и отключения электромеханического реле) вблизи заданной точки, предусматривается гистерезис. Ширина зоны гистерезиса 2°C.

Исходя из выше сказанного, процесс регулирования электромеханическим реле является автоколебательным – температура в помещении будет постоянно колебаться около заданного значения с амплитудой, которая зависит от следующих факторов:

- ширина зоны гистерезиса;
- тепловая инерция;
- мощность нагревателя.

Чем меньше гистерезис, тем точнее регулирование, но тем чаще включается и отключается исполнительное устройство, тем больше износ контактов реле, что в свою очередь приводит к отказам. Чем больше мощность исполнительного устройства, тем быстрее будет происходить регулирование текущего значения температуры.

После подачи сигнала с МК на исполнительное устройство, текущие значения температуры и влажности отображаются на сегментных индикаторах при помощи динамической индикации. Динамическая индикация осуществляется через ключи на транзисторах KT361 (VT4-VT9) структуры р-п-р. Резисторы R18-R23 номиналом 1кОм задают ток базы транзисторов. Индикация осуществляется при помощи четырех двухразрядных семисегментных индикаторов с общим анодом. Все сегменты индикаторов параллельно подключены к порту микроконтроллера DD1 через токоограничительные резисторы R7-R14 номиналом 330 Ом.

Тактирование микроконтроллера осуществляется от внешнего кварцевого резонатора ZQ1 частотой 20 МГц. Конденсаторы C4 и C5 емкостью 30 пФ также входят в частотозадающую цепь.

Для согласования устройств в системе управления микроклиматом используются преобразователи интерфейса DD2 – MAX485 (USART-RS485) и DD3 – MAX232 (USART-RS232).

Описание работы программы. О работе системы управления микроклиматом можно судить по состоянию индикатора:

- индикация готовности системы – индикатор горит;
- индикация работы системы – индикатор моргает.

Для запуска системы управления микроклиматом, необходимо перевести кнопку, нажатием пальца, в положение «включено»:

- 1 режим (основной) – данный режим рассмотрен как влажностно-температурный режим, необходимый при долгосрочном хранении боеприпасов (патронов и стрелкового оружия). Для каждого вида боеприпасов существуют свои условия хранения и эксплуатации, получение которых невозможно без определенной формы допуска. Исходя из этого, были использованы рекомендации ведомственного документа «Правила устройства и эксплуатации производств боеприпасов к служебному и гражданскому оружию» Роскомоборонпром России, М., 1994. Кратность воздухообмена на складе – 1, относительная влажность – 30%, температура – 17.

При повторном нажатии (отжатии) кнопки включается ждущий режим.

- 2 режим – ждущий, подходит в случае полного отсутствия боеприпасов на складе, когда поддержание микроклимата не требуется.

После запуска системы, программа будет сигнализировать о работе морганием индикатора до тех пор, пока работа системы не будет завершена повторным нажатием на кнопку.

Укрупненный алгоритм программы сводится к последовательности действий: Начало -> опрос кнопки -> запуск системы -> опрос датчиков -> сравнение показаний датчиков с нормой -> включение регулирующих устройств, при необходимости -> возврат к началу.

Во время прерывания, на сегментные индикаторы будет выводиться текущее значение температуры и влажности и отправляться отчет на компьютер.

Описание блок-схемы алгоритма:

Опрос кнопки: Если кнопка выключена, то система находится в ждущем режиме, индикатор работы системы горит, а микроконтроллер опрашивает состояние кнопки. Если кнопка нажата, то система управления запускается, а индикатор работы системы начинает моргать, далее происходит опрос датчиков.

Опрос датчиков температуры: беспроводные датчики измеряют текущую температуру в помещении и отправляют полученные данные на модуль сбора данных, МСД в свою очередь, передает данные, полученные от датчиков, на микроконтроллер.

Обработка полученных данных: из множества значений температуры от всех датчиков, необходимо вычислить наиболее вероятную текущую температуру, отфильтровав крайние значения.

Сравнение текущего значения температуры с нормой: полученное, наиболее вероятное, значение температуры в помещении, сравнивается с допустимым диапазоном и если текущее значение превышает норму, то включается исполнительное устройство-охладитель, а если текущее значение температуры ниже нормы, то включается нагреватель. Если же текущее значение температуры соответствует норме, то программа переходит к опросу датчиков влажности. Если же текущее значение температуры превышает норму более чем в три раза, то включается дополнительная сигнализация. Включение исполнительных устройств, происходит в соответствие с заданным гистерезисом.

Сразу же, после включения исполнительного устройства, происходит опрос датчиков влажности, обработка полученных данных с датчиков влажности и сравнение текущего уровня влажности с допустимым диапазоном, после чего опять происходит опрос датчиков температуры и влажности.

Блок-схема алгоритма представляет основной цикл регулирования температуры и влажности, и дополнительную блок-схему прерываний, необходимую для индикации текущего значения температуры и влажности. После опроса датчиков температуры и влажности, а также обработки полученных результатов микроконтроллером, текущему значению температуры и влажности присваивается переменная «Temp» и «Vlzh» соответственно, именно эти переменные будут выводиться на индикацию каждые 30мс согласно алгоритму прерываний.

После получения результатов от измерительного устройства, микроконтроллером формируется отчет, который содержит:

- 1) текущее значение температуры;
- 2) текущее значение влажности;

Созданный отчёт отправляется на компьютер.

Выводы. Разработана система управления микроклиматом с использованием микроконтроллера PIC18F6527. Разработана блок-схема алгоритма и схема электрическая принципиальная. Проанализированы существующие устройства поддержания микроклимата и разработано устройство, удовлетворяющие предъявленным требованиям.

В результате расчётов надёжности, было определено, что на интервале $t = 500$ ч вероятность безотказной работы системы $p(t) = 0,98$, следовательно, требование по надёжности устройства выполнено в полном объёме.

Библиографический список

1. Правила устройства и эксплуатации производств боеприпасов к служебному и гражданскому оружию. Роскомоборонпром России, М.: 1994.
2. Криштафович А. К., Трифонюк В. В. Основы промышленной электроники. 2-е изд. М.: Высшая школа, 1985. 287 с.
3. Яшкардин В. Л. RS-232. Рекомендованный стандарт для последовательной передачи данных. SoftElectro. 2009.
4. Кузьминов А. Ю. Интерфейс RS232 Связь между компьютером и микроконтроллером: М.: Радио и связь, 2004. 168 с.
5. Лапин А. Интерфейсы. Выбор и реализация. М.: Техносфера, 2005. 168 с.
6. Иванов В. А., Горовой Ю. Б. Устройство и эксплуатация артиллерийского вооружения российской армии. Тамбов: ТГТУ, 2005. 260 с.

УДК 681.5

ПРОЕКТИРОВОЧНЫЙ РАСЧЕТ ПРИВОДА РАСПАШНЫХ ВОРОТ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

М. Н. Челушкин, Е. Ю. Попенков К. С. Кулаков

ЗАО «НПО СМ»

«Научно-производственное объединение Специальных материалов» занимается разработкой и производством пуле-взломостойких защитных распашных ворот Бр2-Бр4 класса защитной структуры (ГОСТ Р 51112-97), 1-3 класса устойчивости к взлому (ГОСТ Р 51113-97) для режимных и стратегических объектов. Ворота имеют усиленные петли и атмосферостойкое покрытие, а также оснащены автоматизированным электромеханическим атмосферостойким приводом.

Проектирование устройств исполнительной автоматики ворот специального назначения требует проведения расчёта, учитывающего довольно значительного количества различных параметров. В связи с этим, была поставлена задача: разработать программу расчёта минимальных силовых требований к линейному приводу, при которых система ворот удовлетворяла требованиям по плавности хода, высокой надёжности и большому ресурсу работы [1].

Для решения поставленной задачи была разработана упрощённая схема системы «створка-привод» (рис. 1). На ней обозначены основные геометрические параметры створки и её крепления (высота H , ширина W , масса створки m , толщина створки s , расстояние между петлями крепления створки b , расстояние от оси вращения створки до ближайшего к оси края створки n , расстояние от верхней петли крепления створки ворот до уровня крепления приво-

да z_F , расстояния до осей кронштейнов крепления привода к стойке А и В (см. рис. 2) и к створке Е и Z от оси вращения створки, расстояние между осями крепления привода l_k , а также основные воздействия на ворота: силы и моменты, создаваемые силами тяжести, инерции, трения и ветровой нагрузкой.

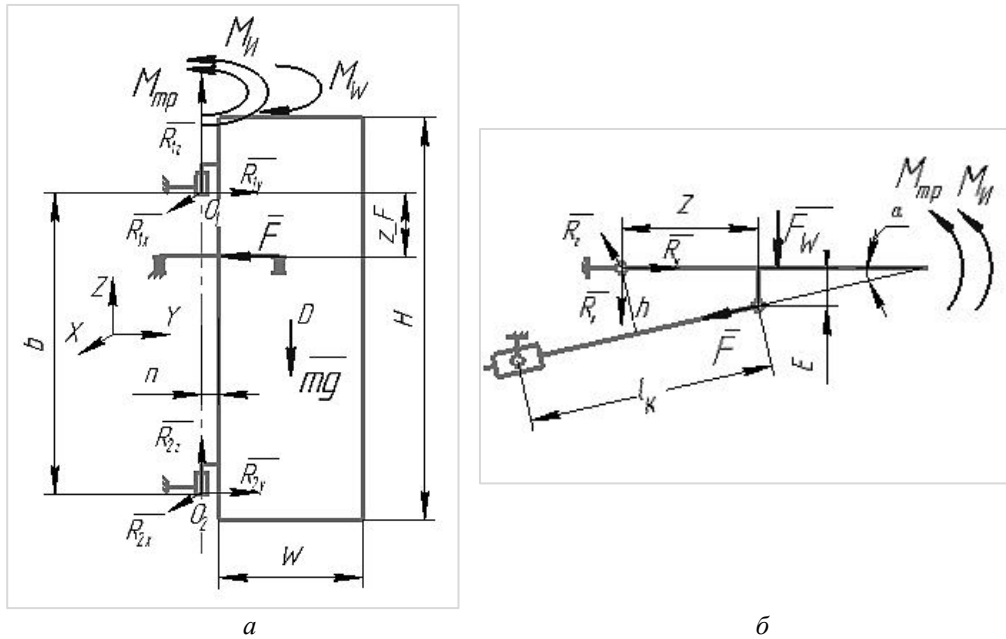


Рис. 1. Упрощённая схема системы «створка-привод» в проекциях YZ (а) и XY (б)

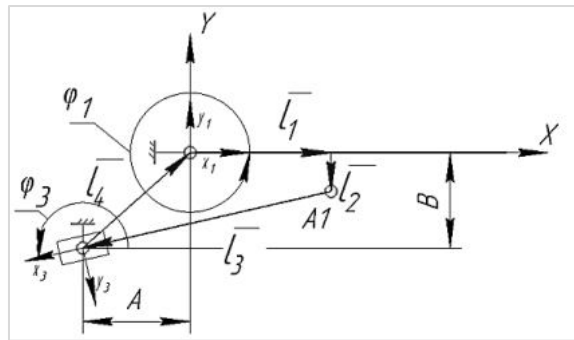


Рис. 2. Кинематическая схема системы «створка-привод»

Расчетная модель, представленная системой (1), описывает случай закрывания створки против направления ветра, как наиболее нагружающего привод.

$$\left\{ \begin{array}{l}
X: \quad R_{1x} + R_{2x} - F \sin(\alpha) + F_w \cos(\varphi) = 0, \\
Y: \quad R_{1y} + R_{2y} - F \cos(\alpha) = 0, \\
Z: \quad R_{1z} + R_{2z} - mg = 0, \\
O_1X: \quad R_{2y} \cdot b - mg \cdot \cos(\varphi) \cdot \left(\frac{W}{2} + n\right) + F \cos(\alpha) \cdot z_F = 0, \\
O_1Y: \quad -R_{2x} \cdot b + mg \cdot \sin(\varphi) \cdot \left(\frac{W}{2} + n\right) + F \sin(\alpha) \cdot z_F - F_w \cos(\varphi) \cdot \frac{b}{2} = 0, \\
OZ: \quad M_R + M_{mp} + M_{II} + F \cdot h - F_w \cos(\varphi) \cdot \left(\frac{W}{2} + n\right) = 0,
\end{array} \right. \quad (1)$$

где $R_{1x}, R_{1y}, R_{1z}, R_{2x}, R_{2y}, R_{2z}$ – реакции в петлях крепления створки; F – усилие привода; α – угол между линией действия усилия F и плоскостью симметрии створки ворот; φ – угол поворота створки от закрытого положения; F_w – равнодействующая сила ветровой нагрузки на створку ворот; M_{II}, M_{mp}, M_R – моменты сил инерции, трения и суммарный момент, возникающий из-за реакций в петлях соответственно.

Примем $|R_{1z}| = |R_{2z}| = \frac{mg}{2}$, иначе задача становится статически неопределимой.

Момент сил инерции створки и привода определяется по следующей формуле:

$$M_u = J_{np} \cdot \frac{d^2\varphi}{dt^2}, \quad (2)$$

где J_{np} – приведённый момент инерции створки и привода, приведённый к оси вращения створки.

$$J_{np} = J_{створки} + J_{привода} \cdot i_{pr}^2, \quad (3)$$

где передаточное отношение $i_{pr} = \frac{\omega_3}{\omega_1} = -\frac{\sqrt{Z^2 + E^2}}{l_k} \cos(\psi_1 - \varphi_3)$, где $\psi_1 = \varphi_1 - \arctg\left(\frac{l_2}{l_1}\right)$.

Так, для определения плеча h действия усилия привода F необходимо найти угол, производится кинематический анализ механизма[2]. Для этого применен метод векторных контуров. Расчётная схема представлена на рис. 2.

$$\bar{l}_1 + \bar{l}_2 + \bar{l}_3 + \bar{l}_4 = 0. \quad (4)$$

Обозначив через $\bar{r}_1 = \bar{l}_1 + \bar{l}_2$, $r_1 = \sqrt{l_1^2 + l_2^2}$ и проецируя на оси координат, получаем систему:

$$\begin{cases} r_1 \cos(\psi_1) + l_3 \cos(\varphi_3) + A = 0, \\ r_1 \sin(\psi_1) + l_3 \sin(\varphi_3) + A = 0. \end{cases} \quad (5)$$

Для начальной оценки минимально необходимого усилия привода предполагается, что створка движется с постоянной угловой скоростью ω_1 с одинаковым временем равноускоренного движения на этапах разгона и торможения. Тогда, решая эту систему относительно l_3 и φ_3 , находим:

$$\varphi_3 = \begin{cases} \arctg \frac{r_1 \sin(\psi_1) + B}{r_1 \cos(\psi_1) + A}, & r_1 \cos(\psi_1) < -A; \\ \pi + \arctg \frac{r_1 \sin(\psi_1) + B}{r_1 \cos(\psi_1) + A}, & r_1 \cos(\psi_1) > -A; \\ 3\pi / 2, & r_1 \cos(\psi_1) = A, r_1 \sin(\psi_1) > 0; \\ \pi / 2, & r_1 \cos(\psi_1) = A, r_1 \sin(\psi_1) < 0. \end{cases} \quad (6)$$

$$l_3 = \begin{cases} -\frac{r_1 \cos(\psi_1) + A}{\cos(\varphi_3)}, & \cos(\varphi_3) \neq 0; \\ |r_1 \sin(\psi_1)| - B, & \cos(\varphi_3) = 0. \end{cases}$$

Отсюда находятся α и h :

$$\alpha = -((\varphi_1 - 2\pi) - (\varphi_3 - \pi)) = \varphi_3 - \varphi_1 - \pi, \quad (7)$$

$$h = |z \cdot \sin(\alpha) + E \cdot \cos(\alpha)|.$$

Одно из наиболее существенных возмущений оказывает ветровая нагрузка на створку ворот. Методика расчёта описана в СП 20.13330.2011 «Нагрузки и воздействия» [3].

Нормативное значение рассчитывается по средней составляющей ветровой нагрузки W_n , которое определяется по формуле из свода правил:

$$W_n = W_0 \cdot k \cdot c, \quad (8)$$

где W_0 – нормативное, значение ветрового давления, определяется по формуле (9); $k(z_1)$ – коэффициент, учитывающий изменение ветрового давления для высоты расположения центра створки от земли z_1 и тип местности; C – аэродинамический коэффициент, зависит от соотношения высоты и ширины створки (см. рис. 3).

$$W_0 = 0,43 \cdot v^2, \quad (9)$$

v – скорость ветра.

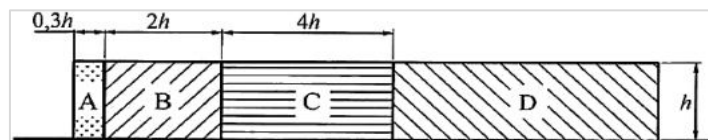


Рис. 3. Соотношение высоты и ширины створки ворот

Таблица 4
Определение коэффициента k

Высота центра двери z_1 , м	Коэффициент k для типов местности		
	A	B	C
5	0.75	0.50	0.40
10	1.00	0.65	0.40
20	1.25	0.85	0.55
40	1.50	1.10	0.80

Типы местности имеют следующие обозначения:

- А – открытые побережья морей, озер и водохранилищ, сельские местности, в том числе с постройками высотой менее 10 м, пустыни, степи, лесостепи, тундра;
- В – городские территории, лесные массивы и другие местности, равномерно покрытые препятствиями высотой более 10 м;
- С – городские районы с плотной застройкой зданиями высотой более 25 м.

Коэффициенты $k(z_1)$ и C определяются по таблицам и **Ошибка! Неверная ссылка закладки..**

Таблица 5
Аэродинамический коэффициент лобового сопротивления c

	Участки плоских сплошных конструкций на земле			
	A	B	C	D
c	2.1	1.8	1.4	1.2

Вычисление реакций в петлях и сил трения выполняется по алгоритму, представленному на рис. 4 [4].

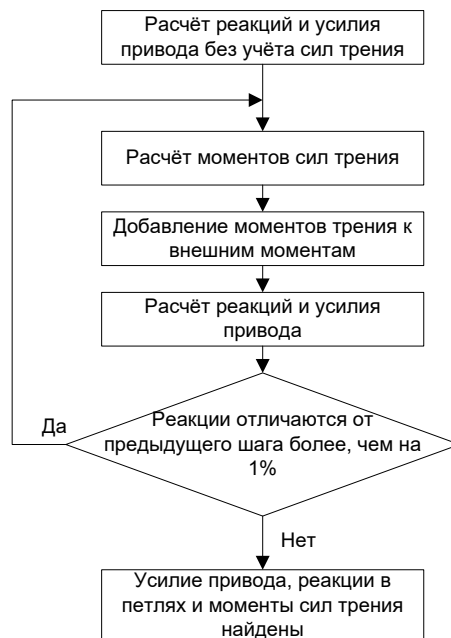


Рис. 4. Алгоритм вычисления сил и моментов, обусловленных реакциями в опорах и силами трения

Вычисление моментов относительно оси вращения створки обусловленных реакциями в петлях производится из допущения: палец створки в петле смещается, а реакция действует по радиусу пальца и проходит через ось вращения створки. Из этого следует, что для определения этих моментов необходимо сначала оценить точку касания пальца с внутренним радиусом петли. Оценка производится путём вычисления угла β между радиусом и реакцией R_x . Затем вычисляются моменты по выражению (10), где знаки «плюс» перед первой скобкой и «минус» перед второй ставятся, если составляющие R_x и R_y одного знака, и наоборот, если знаки разные.

$$M_R = (R_{1x} \cdot r_{n.cm} \cdot \sin(\beta_1) + R_{1y} \cdot r_{n.cm} \cdot \cos(\beta_1)) + (R_{2x} \cdot r_{n.cm} \cdot \sin(\beta_2) + R_{2y} \cdot r_{n.cm} \cdot \cos(\beta_2)), \quad (10)$$

где $r_{n.cm}$ – радиус пальца створки.

Суммарный приведённый момент трений определяется по формуле:

$$M_{mp} = \left(\sqrt{R_{1x}^2 + R_{1y}^2} + \sqrt{R_{2x}^2 + R_{2y}^2} \right) \cdot r_{n.cm} \cdot f' + 2 \cdot r_{n.np} \cdot f' \cdot F \cdot i, \quad (11)$$

где $r_{n.np}$ – радиус пальца крепления привода; f' – коэффициент трения во вращательной паре, учитывающий приработанность материалов пальца створки и петли [2].

Согласно полученной выше математической модели и обобщённой модели асинхронного двигателя [5] была спроектирована система асинхронного привода с прямым пуском распашных ворот в пакете Matlab Simulink (рис. 5).

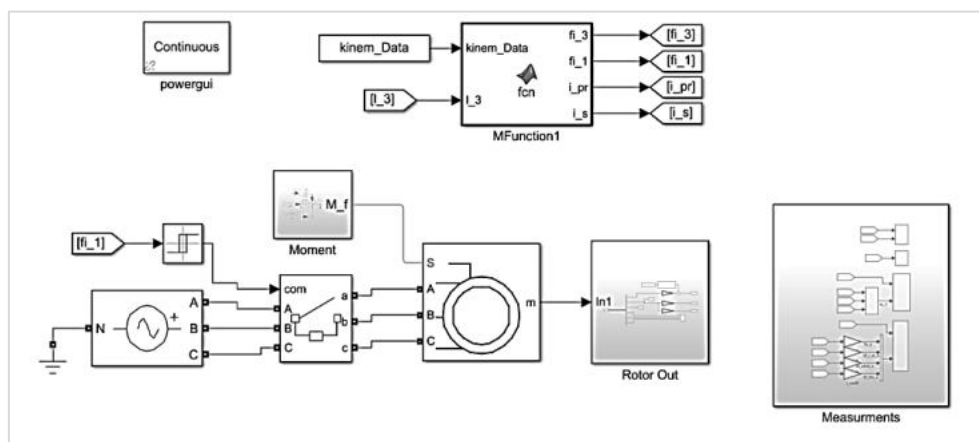


Рис. 5. Система асинхронного привода распашных ворот

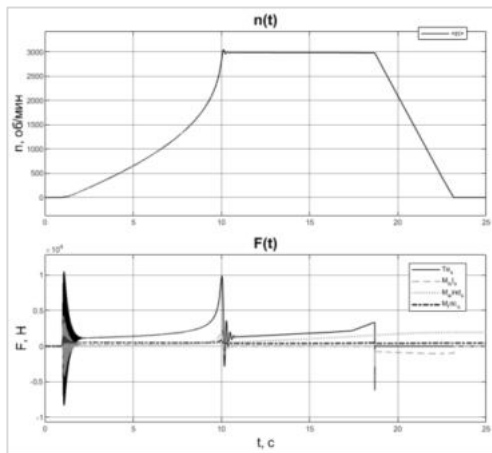


Рис. 6. Осциллограммы частоты вращения ротора двигателя и усилий моментов на выходном валу редуктора привода

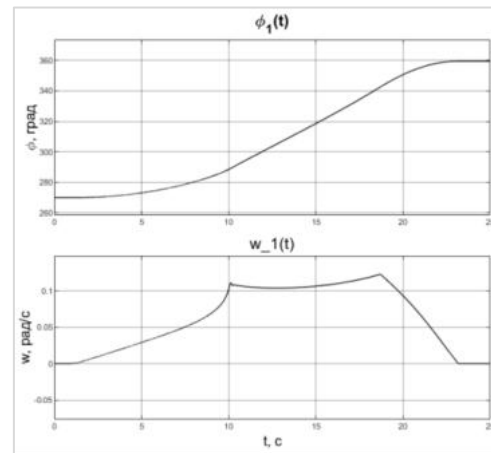


Рис. 7. Осциллограммы угла положения и угловой скорости створки ворот

Блок подсистемы «Moment» выполняет вычисление нагружающего вал привода момента. В блоке «MFunction 1» производится определение передаточных отношений i_s между ли-

нейной скоростью выдвижения привода v_3 и угловой ω_3 его поворота вокруг кронштейна крепления к стойке и i_{pr} между угловыми скоростями ω_3 и ω_1 поворота створки ворот, так как они являются нелинейными для системы, приводящейся к кулисно-рычажному механизму [2], а также углов положения (рис. 3) створки и привода. В подсистемах «Rotor Out» и «Measurements» анализируются величины положений звеньев, скоростей и моментов.

Результаты моделирования приведены на графиках ниже (рис. 6 – 7). По ним видно, что створка ворот поворачивается на 90° за 22 с и график изменения угла створки гладкий, но присутствуют значительные пульсации момента, что излишне нагружает привод. Для увеличения срока службы привода следует использовать автономные инверторы и схемы регулирования.

Таким образом, была разработана математическая модель, согласно которой ведётся разработка приложения для определения минимальных требований по усилию к линейному приводу распашных ворот специального назначения. Также разработана система в прикладном математическом пакете Matlab Simulink, которая показала необходимость использования схем регулирования для улучшения показателей плавности хода и долговечности привода, путём уменьшения колебаний момента.

Библиографический список

1. Пуле-взломостойкие защитные распашные ворота. [Электронный ресурс]. URL: https://npo-sm.ru/bronirovanie_obektov/vorota_raspashnye/ (дата обращения: 2.09.2019).
2. Артоболевский И. И. Теория механизмов и машин. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Наука, 1988. 640 с.
3. СП 20.13330.2011 Нагрузки и воздействия. [Электронный ресурс]. URL: <http://docs.cntd.ru/document/1200084848> (дата обращения: 19.09.2019).
4. Лавров В. Ю. Введение в теорию механизмов и машин. СПб: БГТУ «Военмех», 2016. 143 с.
5. Герман-Галкин С. Г. Matlab & Simulink. Проектирование мехатронных систем на ПК: учебное пособие для вузов. СПб: КОРОНА-Век, 2008. 367 с.

УДК 355.6

МЕТОДЫ ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ ТЕХНИКИ ТЫЛА ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ПРИРОДНО-КЛИМАТИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ

А. Н. Шаронов, Д. Ю. Богданов, И. С. Шатохин

НИИ (ВСИ МТО ВС РФ) Военной академии материально-технического обеспечения имени генерала армии А. В. Хрулёва

В соответствии с руководящими документами и результатами исследований при создании новых образцов техники тыла требуется проведение испытаний устойчивости, прочности и стойкости изделия к воздействию внешних факторов [1,2]. Требования, предъявляемые к технике тыла при воздействии внешних факторов, устанавливаются в тактико-техническом задании в разделе технических требований и в государственных стандартах [3 – 5]. Испытание техники тыла проводят для проверки работоспособности при влиянии следующих климатических факторов: температуры; повышенной влажности; повышенного избыточного давления; солнечного излучения; дождя.

Оборудование техники тыла, смонтированную в кузовах автомобилей, прицепах, испытывают вместе с кузовами (прицепами). При этом в испытаниях на воздействие повышенной температуры среды при наличии систем охлаждения температура наружного воздуха прини-

мается на $5 - 10^{\circ}\text{C}$ ниже повышенной рабочей температуры для аппаратуры этой группы. Допускается проводить испытание аппаратуры без кузовов (прицепов) [2].

Испытание на *воздействие повышенной температуры* среды проводят для проверки работоспособности оборудования и (или) сохранения внешнего вида его в условиях и после воздействия повышенной температуры [2, 5, 6].

Необходимость включения оборудования для измерения параметров, время нахождения его во включенном состоянии, необходимое для проверки его работоспособности и измерения параметров в нормальных климатических условиях испытаний и в условиях испытаний, начало измерения параметров и порядок снятия нагрузки для измерения параметров, а также режимы, порядок работы оборудования, объем измерений и проверок органов настройки оговаривают для каждого испытания в программе испытания (ПИ) и технических условиях (ТУ) на оборудование.

Требования к объему камеры в зависимости от размеров испытываемого оборудования устанавливают с учетом рекомендаций, изложенных в ГОСТ РВ 20.57.416. Последовательность проведения испытания следующая: технику или оборудование устанавливают в камеру, включают и проводят первое измерение необходимых параметров оборудования и температуры контролируемых точек в нормальных климатических условиях испытаний по ГОСТ РВ 20.39-301. Оборудование выключают. При выключенном оборудовании в камере устанавливают температуру, равную повышенной рабочей для данной группы, в соответствии с требованиями, установленными в ГОСТ РВ 20.39.304, ГОСТ РВ 20.39.306. Повышение температуры в камере допускается производить при включенном оборудовании. Технику (оборудование) выдерживают в выключенном состоянии при повышенной рабочей температуре среды до прогрева по всему объему, но не менее 2 ч. Для серийного оборудования время выдержки должно оговариваться в ПИ и ТУ по результатам измерений температуры контролируемых точек и составлять не менее 2 ч. (время выдержки оборудования в включенном состоянии не должно превышать максимально допустимого при эксплуатации).

Затем технику (оборудование) включают и выдерживают до установления теплового равновесия. Проводят второе, а затем третье измерение параметров оборудования, оговоренных в ПИ и ТУ, и температуры контролируемых точек. Сравнивают данные второго и третьего измерений параметров и решают вопрос о продолжении испытаний. Если значения параметров оборудования при третьем измерении не отличаются от значений параметров при втором измерении (с учетом погрешности измерений) или если они изменились в пределах, специально оговоренных в ПИ и ТУ для данного вида испытаний, то принимают решение о прекращении испытаний. В противном случае испытания продолжают до завершения трех циклов. Оборудование считают выдержавшим испытания, если в процессе и (или) после испытаний оно удовлетворяет требованиям, установленным в ПИ и ТУ для данного вида испытаний [2, 6].

Испытание на *воздействие пониженной температуры среды* проводят для проверки работоспособности аппаратуры и сохранения внешнего вида в условиях и после воздействия пониженной температуры [2, 6]. После установления заданного значения предельной пониженной температуры оборудование выдерживают в камере в выключенном состоянии до охлаждения по всему объему, но не менее 24 ч. Аппаратуру выдерживают при рабочей пониженной температуре и выключенном состоянии в течение времени, достаточного для установления теплового равновесия, по всему объему. После этого аппаратуру включают, проводят измерение параметров и проверку работы. Оборудование считают выдержавшим испытание, если в процессе и (или) после испытания оно удовлетворяет установленным требованиям.

Испытание на *воздействие повышенной влажности* проводят для проверки работоспособности аппаратуры (оборудования) и сохранения внешнего вида в условиях и после воздействия повышенной влажности [4, 5].

Испытания проводят одним из следующих методов [2]:

метод 1 – циклический режим с конденсацией влаги. Применяют для аппаратуры всех классов, к которой предъявлено требование работы при росе, не имеющей уплотненных ко-

жухов или имеющей уплотненные кожухи (на основе упругих материалов типа резины), не вскрываемые во время эксплуатации;

метод 2 – постоянный режим без конденсации влаги. Применяют для аппаратуры всех классов, предназначенной для работы в стационарных помещениях и сооружениях, в рубках, центральных постах управления, жилых помещениях кораблей и других аналогичных помещениях;

метод 3 – циклически постоянный режим. Применяют для аппаратуры всех классов, к которой предъявлено требование работы при росе, имеющей уплотненные кожухи (на основе упругих материалов типа резины), открываемые во время эксплуатации.

Для техники тыла применяется метод 3. Оборудование размещают в камере влажности и испытывают последовательно в циклическом и постоянном режимах.

Каждый цикл состоит из следующих этапов:

- температуру в камере повышают до (40 ± 2) °С в течение 1 – 3 ч. Относительная влажность в этот период должна быть не менее 95 %. В течение периода повышения температуры на аппаратуре должна иметь место конденсация влаги;
- в камере поддерживают температуру (40 ± 2) °С в течение $(12 \pm 0,5)$ ч от начала цикла. Относительная влажность в этот период должна быть (93 ± 3) %;
- температуру, в камере, понижают до 25°С в течение 4 – 9 ч. В течение этого периода относительная влажность должна быть не менее 95 %.

Технику (оборудование) размещают в камере влажности, включают, измеряют параметры в нормальных климатических условиях испытаний, после чего аппаратуру выключают. Допускается измерять параметры до помещения аппаратуры в камеру. Технику (оборудование) подвергают воздействию непрерывно следующих друг за другом циклов продолжительностью по 24 ч. Общее число циклов для оборудования техники тыла, размещенной в кузовах-фургонах, составляет 5 – 10 в зависимости от климатического исполнения.

После испытаний на воздействие повышенной влажности аппаратуру выдерживают в течение 2 – 3 ч в нормальных климатических условиях испытаний, а затем подвергают воздействию пяти следующих друг за другом циклов, каждый из которых состоит из следующих этапов [5, 6]:

- выдержка в термокамере при рабочей пониженной температуре в течение времени, необходимого для охлаждения аппаратуры по всему объему. В конце выдержки аппаратуру, имеющую подвижные части, испытывают на работоспособность методами, указанными в ПИ и ТУ на аппаратуру конкретного типа. Если имеются опасения, что работоспособность аппаратуры может быть нарушена в процессе охлаждения, испытание на работоспособность проводят в процессе охлаждения;
- включение аппаратуры под номинальную или максимально допустимую электрическую нагрузку и повышение температуры в термокамере до повышенной рабочей;
- испытания аппаратуры без испытаний при предельной повышенной температуре;
- отключение аппаратуры и понижение температуры в термокамере до пониженной рабочей.

Испытание на воздействие *атмосферного пониженного давления* проводят для проверки работоспособности оборудования в условиях пониженного атмосферного давления не ниже $1,33 \cdot 10^2$ Па (1 мм рт. ст.).

Испытание проводят при нормальной или повышенной и (или) пониженной температурах. Температура (нормальная, повышенная или пониженная) и ее значение при испытании должны быть указаны в ПИ и ТУ на аппаратуру. Оборудование считают выдержавшей испытание, если во время и после воздействия пониженного давления она удовлетворяет установленным требованиям [5,6].

Испытание на воздействие *песка и пыли* проводят для проверки работоспособности аппаратуры и способности противостоять разрушающему и проникающему воздействию пыли и песка. Испытание проводят одним из следующих двух методов [2]:

метод 1 – динамическое воздействие пыли;

метод 2 – статическое воздействие пыли.

Метод 1 применяют для оценки устойчивости аппаратуры (оборудования) к разрушающему (абразивному) воздействию пыли и песка, а также способности ее не допускать проникновения пыли внутрь оборудования во время пребывания аппаратуры в среде с повышенной концентрацией пыли.

Метод 2 применяют для определения способности аппаратуры работать в среде с повышенной концентрацией пыли.

Конкретный метод испытания устанавливают в ПИ и ТУ.

Метод 1. После внешнего осмотра аппаратуру размещают в камере и включают. Измеряют параметры, после чего аппаратуру выключают. Испытание проводят обдуванием аппаратуры воздухом, содержащим во взвешенном состоянии просушенную пылевую смесь (70 % кварцевого песка, 15 % мела, 15 % каолина) в количестве, равном (5 ± 2) г/м³ (или в количестве 0,1 % от полезного объема камеры), при этом взвешенная пылевая смесь равномерно движется со скоростью 10—15 м/с в течение 2 ч.

Контроль концентрации пыли осуществляют в соответствии с указаниями инструкции по эксплуатации камеры.

Аппаратуру во включенном состоянии подвергают воздействию пыли, находящейся во взвешенном состоянии в воздухе камеры, в течение 2 ч. Затем в течение 1 ч происходит оседание пыли при отсутствии циркуляции воздуха в камере [5].

Испытание на *герметичность* проводят с целью проверки способности оборудования или его отдельных блоков, частей не допускать проникновения воздуха или воды [2,6].

Испытание проводят одним из следующих методов:

метод 1 – для аппаратуры, в которой не допускается обмен воздухом;

метод 2 – для аппаратуры, в которой не допускается проникновение воды внутрь;

метод 3 – для определения количественных характеристик герметичности;

метод 4 – при испытании аппаратуры на вакуумную герметичность.

Топливная и система водоснабжения технических средств продовольственной службы испытывают перечисленными выше методами.

Испытание на *водозащищенность* проводят для определения работоспособности кузова и оборудования после обливания струей воды и защищенности от попадания воды внутрь кузова (корпуса оборудования).

Топливная и система водоснабжения, прошедшие и выдержавшие испытание на герметичность, испытанию на водозащищенность не подвергают.

Кузова (оборудование) проверяют в нормальных климатических условиях испытаний в выключенном состоянии и поочередно обливают со всех сторон струей воды из шланга с цилиндрической насадкой длиной от 50 до 75 мм с выходным отверстием диаметром (25 ± 1) мм, с расстояния 1,5 – 5 м в течение 15 мин при давлении воды перед насадкой $2 \cdot 10^5$ Па (2 кгс/см²) [2, 3, 7].

Температура воды в начале испытаний должна быть ниже температуры оборудования на 5 – 10 °С.

После окончания испытания кузова (оборудование) обтирают, вскрывают и осматривают.

Кузова (оборудование) считают выдержавшей испытание, если после обливания водой внутри не обнаружено воды.

Испытание на *воздействие атмосферных выпадаемых осадков (дождя)* проводят для проверки работоспособности техники во время и (или) после воздействия дождя и защищенности от попадания воды внутрь корпуса.

Кузова (оборудование), выдержавшую испытание на герметичность или водозащищенность, испытанию на воздействие дождя не подвергают.

Кузова (оборудование) размещают в камере дождя, подвергают равномерному обрызгиванию водой поочередно или одновременно с четырех боковых и верхней сторон под углом 40 – 45°С с интенсивностью дождя (5 ± 2) мм/мин в течение времени не менее 2 ч. Температура воды в начале испытаний должна быть ниже температуры оборудования на 5 – 10°С.

Зона действия дождя должна перекрывать габаритные размеры кузова (оборудования) не менее чем на 30 см. Интенсивность дождя измеряют в месте расположения кузова (оборудования) и течение не менее 30 см цилиндрическим сборником диаметром 10-20 см и глубиной не менее половины диаметра. После воздействия дождя кузова (оборудование) извлекают из камеры, вскрывают и подвергают внешнему осмотру. Кузова (оборудование) считают выдержавшими испытание, если внутри отсутствует вода [2,6].

В процессе и после воздействия внешних факторов на лакокрасочные покрытия не допускается экстрагирование компонентов покрытия («вымывание» покрытия), поглощение компонентов воздействующих факторов («набухание» покрытия), нарушение целостности нанесенного слоя («отслоение» покрытия), частичное («пятнообразное») изменение цвета. Допускается равномерное по покрашенной поверхности изменение цвета покрытия в процессе длительной эксплуатации.

В процессе и после воздействия внешних факторов на резинотехнические изделия не допускается экстрагирование компонентов контактирующего слоя («вымывание») резины, сверхнормативное поглощение компонентов воздействующих факторов («набухание» резины), нарушение целостности наружного слоя («отслоение»).

Испытание на устойчивость *при воздействии воздушного потока* проводят для проверки способности оборудования противостоять разрушающему действию воздушного потока, выполнять свои функции и сохранять параметры во время воздействия воздушного потока.

Испытаниям подвергают только внешние части аппаратуры и оборудования, на которые в условиях эксплуатации воздействует воздушный поток и которые указаны в программе испытаний (ПИ) и технических условиях (ТУ) [1, 2, 5]. Оборудование испытывают во включенном состоянии по нормам, указанным в табл.1.

Таблица 1
Нормы испытаний на устойчивость при воздействии воздушного потока

Группа и группа исполнения аппаратуры (оборудования) по ГОСТ РВ 20.39.304	Скорость воздушного потока, м/с
1.3 ; 1.4	30

Испытания проводят на аэродинамическом стенде, имеющем подвижную платформу, которая вводится в воздушный поток заданной скорости. Допускается проводить испытание методом механического эквивалента или моделированием.

Технику (оборудование) обдувают воздушным потоком под различными углами (по 5–10 мин через каждые 45°), в направлении наибольшей парусности продолжительность обдува должна быть не менее 20 мин.

Технику (оборудование) закрепляют на платформе стенда в эксплуатационном положении. Испытание аппаратуры на воздействие воздушного потока проводят воздействием воздушного потока, величину и продолжительность воздействия которого устанавливают в ПИ и ТУ. Введение аппаратуры в воздушный поток производят при последовательном повышении его скоростного напора до заданного значения. После каждого введения аппаратуры в воздушный поток проводят ее внешний осмотр с целью выявления механических повреждений и контроль параметров.

Аппаратуру (оборудование) считают выдержавшей испытание на устойчивость при воздействии воздушного потока, если в процессе испытания она выполняет свои функции и сохраняет требуемые параметры, указанные в ПИ и ТУ, и у нее отсутствуют механические повреждения.

Таким образом, в статье представлены основные методы проведения испытаний техники тыла при воздействии природно-климатических факторов, приведены требования к стойкости оборудования (аппаратуры) техники тыла в зависимости от повышенной и пониженной температур, влажности, воздействия песка, пыли и атмосферных осадках, воздушного потока.

Библиографический список

1. ГОСТ РВ 20.39.304-98 Комплексная система общих технических требований. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения. Требования стойкости к внешним воздействующим факторам
2. ГОСТ В 20.57.312-85 КСКК. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения. Методы измерения характеристик механических и климатических внешних воздействующих факторов.
3. Шаронов, А. Н., Шаронов, Е. А. Научное обоснование и разработка общих технических требований для перспективной техники продовольственной службы. Военно-теоретический труд. – СПб, ВА МТО, изд-во АСТЕРИОН. 2019. 1009 с.
4. Шаронов, А. Н., Коновалов, В. Б., Шаронов, Е. А. Научное обоснование тактико-технических требований к разработке арктических технических средств продовольственной службы. Монография. – СПб: Р-КОПИ: ВА МТО, 2016. – 211с.
5. Топоров, А. В., Коновалов, В. Б., Шаронов, А. Н., Квашнин, Б. С., Востряков, И. В., Шаронов, Е. А. Научное обоснование и разработка арктических технических средств материального обеспечения. Военно-теоретический труд. – В 2-х частях. – СПб, ВА МТО, изд-во Астерион, 2018. – Часть 1. – 736с., Часть 2 (Приложение). – 332с.
6. Шаронов, А. Н., Шаронов, Е. А. Методы испытания техники на стойкость от воздействия природно-климатических факторов // Научный вестник Вольского военного института материального обеспечения. – 2018г. №3(47).

УДК 355.6

АРКТИЧЕСКИЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ СРЕДСТВА ТЫЛА

Е. А. Шаронов, А. Н. Шаронов, И. С. Шатохин

Штаб МТО ВС РФ, г. Москва; НИИ (ВСИ МТО ВС РФ) Военной академии материально-технического обеспечения имени генерала армии А. В. Хрулёва, г. Санкт-Петербург

Для защиты национальных интересов России в Арктике сформировано объединенного стратегического командования «Северный флот» [1]. Для материального обеспечения созданы технические средства тыла, к которым предъявлялись следующие требования: возможность преодолевать водные преграды, болота, снежную целину, двигаться по всем видам дорог и бездорожью, сохранять свои эксплуатационные свойства в пределах воздействия следующих климатических факторов: температуры окружающей среды от минус 50°С до плюс 40°С с возможностью работы при предельных значениях температур до минус 60°С с соответствующим снижением тактико-технических характеристик; среднегодового значения относительной влажности 85% при среднегодовой температуре минус 6°С в районах с холодным климатом; скорости ветра до 40 м/с; осадков в виде дождя (с интенсивностью выпадения до 180 мм/ч), в том числе при косом дождевании (под углом 45° к вертикали) снега, града, а также при обледенении; солнечной радиации с плотностью теплового потока 112,5 Вт/м².

Перечисленные выше требования были предъявлены к созданию опытных образцов технических средств материального обеспечения, предназначенных для обеспечения военнослужащих горячей пищей, выпечке хлеба, кратковременному содержанию и транспортированию воды, а также заправки, транспортирования и кратковременного хранения горючего, масел, специальных жидкостей в условиях Арктической зоны. К ним относятся: цистерна арктическая; кухня арктическая; хлебопекарня арктическая; топливомаслозаправщик арктический и хозяйственно-складской модуль арктический [2 – 7].

Установлено, что в условиях Арктики под монтаж технологического и специального оборудования для технических средств материального обеспечения целесообразно использовать двухзвенный гусеничный транспортёр ДТ-30ПМ (рис.1).



Рис. 1. Двухзвенный гусеничный транспортёр ДТ-30ПБ

Его грузовые отсеки первого и второго звена можно использовать под монтаж специального и технологического оборудования для выполнения задач материального обеспечения войск (сил) арктической группировки в полевых условиях [2, 3, 4, 5]. При конструировании этих технических средств применяются передовые технологии и современное оборудование, позволяющие организовать материальное обеспечение в условиях экстремально низких температур – до минус 60°C. На шасси двухзвенного гусеничного транспортера имеются силовой и технологический блоки. Силовой блок (рис. 2) смонтирован на первом звене базового шасси, технологический – на втором.

Основные технические характеристики двухзвенного гусеничного транспортера ДТ-30ПБ приведены в таблице 1.

Кузова силового и технологического блоков конструктивно выполнены отдельно от базового шасси (для обеспечения возможности перевозки изделия любыми видами транспорта) и имеют съемные крыши (для обеспечения возможности монтажа и демонтажа внутреннего оборудования). При конструировании изделий использовался принцип модульности и унификации. В конструкции изделий используется комплектующие и материалы отечественного производства. Изделия максимально унифицированы между собой в части: базового шасси; кузовов силового и технологического блоков; автономной системы электроснабжения, отопления и освещения; системы автоматического пожаротушения [2, 3].

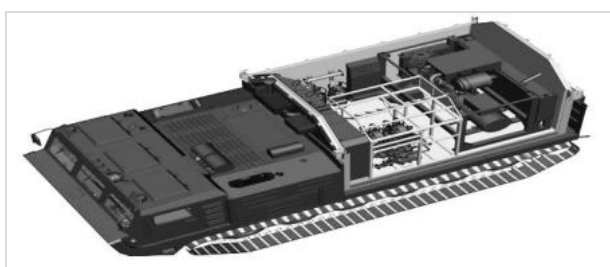


Рис. 2. Силовой блок арктических технических средств материального обеспечения

Силовой блок изделий арктических технических средств предназначен для обеспечения электроэнергией технологического блока и другого оборудования. В состав силового блока входит первое звено базового шасси с установленным на нём теплоизолированным кузовом силового блока, в котором размещены: основная дизельная электростанция (ДЭС) напряжением 380 В и мощностью 100 кВт; резервная ДЭС напряжением 280 В и мощностью 5 кВт;

бак с дизельным топливом (на 24 часа работы) для основной и резервной ДЭС; системы электроавтоматики основной резервной ДЭС; автоматическая система пожаротушения; отопительно-вентиляционная установка; элементы системы освещения.

Таблица 1
Основные технические характеристики ДТ-30ПМ

Наименование характеристики	ДТ-30ПМ
Масса в снаряжённом состоянии, кг	29,5 ^{+0,5}
Грузоподъёмность, кг	30000
1 звено	12000
2 звено	18000
Внутренние размеры кузовов, мм:	
1 звено: длина/ширина	3398/2910
2 звено: длина/ширина	6530/2910
Среднее удельное давление на грунт, МПа (кг/см ²)	0,03 (0,3)
Мощность двигателя, кВт (л.с.)	522 (710)
Максимальная скорость, км/ч:	
по дорогам	43
на плаву	4-5
Минимальный радиус поворота, м	16
Преодолеваемые препятствия с полной нагрузкой:	
максимальный угол подъема (спуска), град.	30
косогор, град.	15
высота стенки, мм	1200
ширина рва, м	4
Гарантийный пробег, км	6000
Пробег до капремонта, км	16000
Перевозка транспортом:	
железнодорожным транспортом	в габарите 02-ВМ
воздушным	АН-22, АН-124
автомобильным транспортом	Прицепы ЧМЗАП 9990 и ЧМЗАП 5247Г
морским	по ГОСТ 26653-90

Обогрев силового блока при движении и на стоянке осуществляется с помощью отопительно-вентиляционной установки. Для обеспечения требуемых температурных режимов работы ДЭС кузов силового блока оборудован автоматическими жалюзи, обеспечивающими забор внешнего воздуха и вывод отработанного во внешнюю среду.

Кухня арктическая (КА-250/30ПМ) предназначена для приготовления и транспортирования горячей пищи из двух блюд и кипятка до 200 человек, питающихся в полевых условиях [2, 3, 5].

Требования, определяемые назначением: производственные возможности кухни должны обеспечить приготовление пищи на 200 - 250 человек; возимые запасы продовольствия – не менее 1с/д; количество обслуживающего персонала – не более 2-х чел.; время развертывания (свертывания) – не более 15 мин.

Технологический блок кухни арктической КА-250/30ПМ предназначен для приготовления, транспортирования и выдачи горячей пищи из первого, второго, третьего блюд и кипятка в полевых условиях на 250 чел. питающихся (рис. 3) [5].

В состав технологического блока кухни входит второе звено базового шасси ДТ-30ПМ с установленным на нём теплоизолированным кузовом технологического блока кухни, в котором размещено основное и вспомогательное технологическое оборудование [2, 3, 5]: три кот-

ла пищеварочных на электрическом и паровом обогреве емкостью 160 л каждый; плита электрическая с жарочным шкафом; баки для воды; шкафы и столы производственные; отопительно-вентиляционная установка; фильтровентиляционная установка; первичные средства пожаротушения; комплект ЗИП и другое оборудование. В тамбуре технологического блока расположен парогенератор, предназначенный для обеспечения резервного питания котлов паром в случае выхода из строя основного источника электроэнергии.

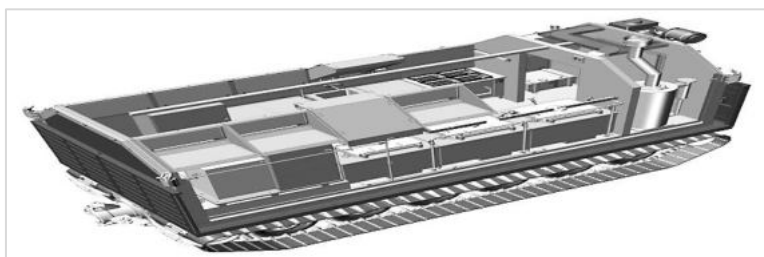


Рис. 3. Технологический блок кухни арктической КА-250/30ПМ

Парогенератор работает на дизельном топливе без использования электроэнергии. Его производительность позволяет обеспечить работу всех котлов.

Хлебопекарня арктическая (ХПА-500/30ПМ) предназначена для производства формового пшеничного, ржано-пшеничного хлеба в полевых условиях на 700 чел/сутки [2, 6].

Требования, определяемые назначением: возимые запасы муки, соли и дрожжей на период – не менее 7 – 8 суток; производительность хлебопекарни должна обеспечить свежим хлебом 650 – 700 чел.; количество обслуживающего персонала – не более 2-х чел.; время разворачивания (свертывания) – не более 15 мин.

Технологический блок хлебопекарни арктической ХПА-500/30ПМ предназначен для производства формового ржано-пшеничного и пшеничного хлеба в полевых условиях Арктической зоны и в других регионах с особо тяжёлыми природно-климатическими условиями (рис. 4) [6].

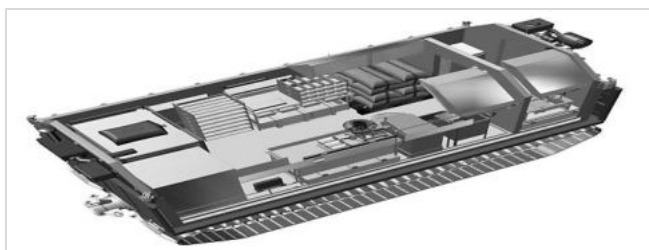


Рис. 4. Технологический блок хлебопекарни арктической ХПА-500/30ПМ

В состав технологического блока хлебопекарни арктической входит второе звено базового шасси ДТ-30ПМ с установленным на нём теплоизолированным и обогреваемым кузовом технологического блока, в котором размещено основное и вспомогательное технологическое оборудование: хлебопекарная печь; расстойный шкаф; агрегат просеивательный с дозировочной емкостью; машина тестомесильная; тестоделитель; столы производственные; баки для воды; отопительно-вентиляционная установка; фильтровентиляционная установка; первичные средства пожаротушения; комплект ЗИП и другое оборудование [2].

Цистерна арктическая (ЦВА-10/30ПМ) предназначена для транспортирования и кратковременного хранения питьевой воды массой 10000 литров [2, 7]. Требования, определяемые

назначением: цистерна термоизолированная с системой подогрева вместимостью – не менее 10 м³; количество обслуживающего персонала – 1 чел.

В состав технологического блока цистерны арктической входит второе звено базового шасси ДТ-30ПМ с установленным на нём теплоизолированным кузовом технологического блока, в котором размещено основное и вспомогательное технологическое оборудование: ёмкость для воды вместимостью 10000 л; система ультрафиолетового обеззараживания воды; технологическое оборудование для раздачи воды; напорно-всасывающие рукава с быстро-разъемными присоединительными устройствами; средства управления режимами рабочих операций; отопительно-вентиляционная установка; фильтровентиляционная установка; элементы системы освещения; первичные средства пожаротушения; комплект ЗИП и другое оборудование (рис.5) [2, 7]. Особенностью цистерны арктической является применение в её конструкции системы ультрафиолетового обеззараживания воды, что существенно улучшает санитарно-эпидемиологические характеристики качества выдаваемой воды.

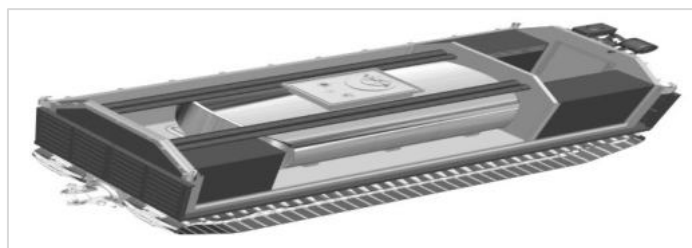


Рис. 5. Технологический блок цистерны арктической ЦВА-10/30ПМ

Цистерна арктическая ЦВА-10/30ПМ обеспечивает требуемый уровень технических характеристик, гарантированное транспортирование, хранение, ультрафиолетовое обеззараживание и выдачу 10000 л воды при температурах окружающего воздуха, характерных для Арктической зоны.

Топливомаслозаправщик арктический предназначен для заправки гусеничных и колесных машин, а также для транспортирования и кратковременного хранения горючего, масел и специальных жидкостей в условиях низких температур. Требования, определяемые назначением [2]: вместимость цистерны для горючего – не менее 14 м³; подача насосной установки – не менее 60 м³/час; количество масла и специальных жидкостей, перевозимых в канистрах (мелкой таре) – не менее 2800 л; количество бочек с маслом и специальными жидкостями, размещенных в термоизолированном обогреваемом отсеке (первое звено) – не менее 14 ед.; время разворачивания из походного положения в рабочее – не более 15 мин; время свертывания – не более 15 мин; обслуживающий расчет – 2 чел.

В технологическом блоке расположены: ёмкость для горючего; бортовая насосная станция с трубопроводами и арматурой; напорно-всасывающие и раздаточные рукава; средства очистки и фильтрации топлива; контрольно-измерительные приборы; устройства контроля и учета объёма горючего; средства управления режимами рабочих операций; компрессорная установка с ресивером; отопительно-вентиляционная установка; элементы системы освещения; первичные средства пожаротушения; комплект ЗИП и другое оборудование [2].

Технологическое и специальное оборудование функционально и конструктивно размещено в силовом и технологическом блоках. Технологический блок топливомаслозаправщика размещается в необогреваемом доработанном кузове второго звена базового шасси, закрытым легкосъёмной металлической крышей. Силовой блок топливомаслозаправщика унифицирован по составу с силовыми блоками кухни, хлебопекарни, цистерны для воды за исключением того, что отсутствует резервная ДЭС постоянного тока мощностью 5 кВт, а в состав силового блока дополнительно введено оборудование для хранения и выдачи моторного и трансмисси-

онного масел и стеллаж для канистр с охлаждающей жидкостью. Питание электрической энергией системы обогрева силового блока во время движения и систем освещения, производится от бортовой системы базового шасси.

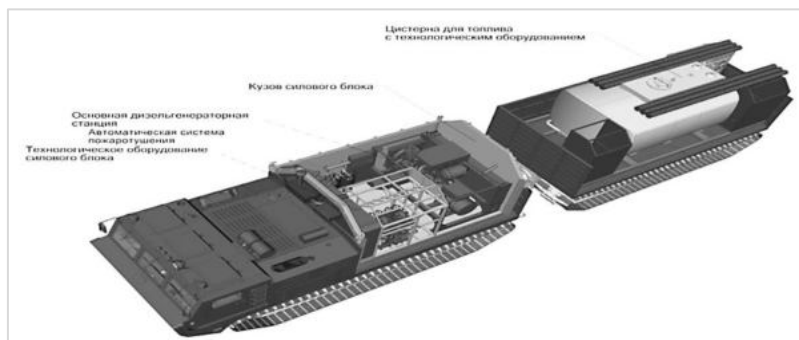


Рис. 6. Гусеничный топливомаслозаправщик ГТМ3-14-30ПМ

Таким образом, для материального обеспечения военнослужащих подразделений и частей объединенного стратегического командования ОСК в условиях Арктики разработаны специальные арктические технические средства с тактико-техническими характеристиками, которые учитывают специфические природно-климатические и физико-географические особенности региона. Применение технических средств позволит решать функциональные задачи по организации питания, выпечки хлеба, обеспечению питьевой водой военнослужащих, а также заправки техники горючем в полевых условиях мирного и военного времени. Реализация технических решений в конструкции арктических технических средств материального обеспечения гарантирует выполнение функциональных задач по службам материального обеспечения, а используемое технологическое оборудование – эксплуатацию в условиях, характерных для особо тяжелых дорожно-климатических районов Севера, Сибири, Дальнего Востока и Арктики [8, 9].

Библиографический список

1. Электронный ресурс: <https://ru.wikipedia.org/wiki>. Объединённое стратегическое командование «Северный флот».
2. Топоров А. В., Коновалов В. Б., Шаронов А. Н., Квашин Б. С., Востряков И. В., Шаронов Е. А. Научное обоснование и разработка арктических технических средств материального обеспечения. Военно-теоретический труд. В 2-х частях. СПб, ВА МТО, изд-во Астерион, 2018. Часть 1. 736 с., Часть 2 (Приложение). 332 с.
3. Шаронов А. Н., Коновалов В. Б., Шаронов Е. А. Научное обоснование тактико-технических требований к разработке арктических технических средств продовольственной службы. Монография. СПб: Р-КОПИ: ВА МТО, 2016. 211 с.
4. Топоров А. В., Коновалов В. Б., Квашин Б. С., Востряков И. В., Шаронов А. Н. Особенности применения технических средств служб материального обеспечения в условиях Арктики: Монография. ФГКВОУ ВО «Военная академия материально-технического обеспечения им. генерала армии А. В. Хрулёва». СПб, ВА МТО, 2017. 216 с.
5. Топоров А. В., Коновалов В. Б., Шаронов А. Н., Шаронов Е. А. Оценка вариантов и обоснование технологического оборудования кухни арктической. Монография. ФГКВОУ ВО «Военная академия материально-технического обеспечения им. генерала армии А. В. Хрулёва». СПб, ВА МТО, издательство Р-Копи, 2018. 152 с.
6. Топоров А. В., Коновалов В. Б., Шаронов А. Н., Шаронов Е. А. Разработка тактико-технических требований и оценка технического уровня хлебопекарни арктической: Моногра-

фия. ФГКВОУ ВО «Военная академия материально-технического обеспечения им. генерала армии А. В. Хрулёва». СПб, ВА МТО, 2017. 300 с.

7. Шаронов А. Н., Востряков И. В., Шаронов Е. А. Оценка вариантов и обоснование технологического оборудования цистерны арктической. Монография. ФГКВОУ ВО «Военная академия материально-технического обеспечения им. генерала армии А. В. Хрулёва». СПб, ВА МТО, 2017. 200 с.

8. Шаронов А. Н., Шаронов Е. А. Научное обоснование и разработка общих технических требований для перспективной техники продовольственной службы. Военно-теоретический труд. ФГКВОУ ВО «Военная академия материально-технического обеспечения им. генерала армии А. В. Хрулёва». СПб, ВА МТО, изд-во АСТЕРИОН. 2019. 1009 с.

9. Шаронов А. Н., Шаронов Е. А. Общие технические требования к технике продовольственной службы (проект нормативно-технического документа). Монография. ФГКВОУ ВО «Военная академия материально-технического обеспечения им. генерала армии А. В. Хрулёва». СПб, ВА МТО, изд-во АСТЕРИОН. 2019. 457 с.

УДК 355.6

МЕТОДЫ ИСПЫТАНИЯ ТЕХНИКИ ТЫЛА НА СТОЙКОСТЬ ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ

И. С. Шатохин, А. Н. Шаронов

НИИ (ВСИ МТО ВС РФ) Военной академии материально-технического обеспечения имени генерала армии А. В. Хрулёва

При создании новых технических средств или модернизации существующих проверяется их работоспособность при воздействии внешних факторов. Внешний воздействующий фактор – явление, процесс или среда, внешние по отношению к изделию или его составным частям, которые вызывают или могут вызвать ограничение или потерю работоспособного состояния технических средств в процессе эксплуатации. Техника, оборудование и аппаратура имеет ряд свойств, позволяющим сохранить работоспособность вопреки воздействию внешних факторов. К таким свойствам относятся устойчивость, прочность и стойкость [1, 2].

Устойчивость изделия к воздействию внешних факторов – это его свойство сохранять работоспособное состояние во время действия на него определённого внешнего воздействующего фактора в пределах заданных значений.

Прочность изделия – свойство сохранять работоспособное состояние после воздействия на него определённого внешнего воздействующего фактора в пределах заданных значений.

Стойкость изделия – свойство изделия сохранять работоспособное состояние во время и после воздействия на изделие определённого внешнего воздействующего фактора в течение всего срока службы в пределах заданных значений.

Все перечисленные свойства позволяют изделию в определённых интервалах значений сохранять работоспособность во время и/или после воздействия внешних факторов. Стойкость является общим свойством, характеризующем невосприимчивость изделий к внешним воздействующим факторам [3 – 6]. Для оценки стойкости необходимо провести испытания и обосновать количественные требования к техническим средствам и оборудованию. Показатели стойкости к внешним воздействующим факторам устанавливают в тактико-техническом задании в разделе технических требований на основе государственных стандартов [1, 2]. ГОСТ РВ 20.39.304-98 устанавливает классификацию, номенклатуру, характеристики и значения технических требований к аппаратуре, приборам, устройствам и оборудованию по стойкости, прочности и устойчивости к внешним воздействующим факторам (механическим,

климатическим, биологическим и специальным средам) в соответствии с условиями их применения в составе объектов вооружения и военной техники. Оборудование и аппаратура наземной военной техники поделена на десять классов – чем выше номер класса, тем жестче требования. Классы также делятся на группы и группы исполнения (подгруппы) в зависимости от назначения и условий эксплуатации. Оборудование продовольственной службы ВС РФ входит в группы 1.3 (аппаратура объектов на колесных и гусеничных шасси, не имеющих противопульного бронирования и артиллерийско-минометного вооружения) и 1.4 (аппаратура объектов на колесных и гусеничных шасси с противопульным бронированием, не имеющих артиллерийско-минометного вооружения). Группа 1.3 не имеет групп исполнения, а 1.4 подразделяется на группы исполнения 1.4.1 (аппаратура, устанавливаемая в любом месте объекта, кроме моторно-трансмиссионного отделения) и 1.4.2 (аппаратура, устанавливаемая в моторно-трансмиссионном отделении). К аппаратуре данных групп предъявляются следующие требования (таблица 1).

Таблица 1
Требования к аппаратуре (оборудованию) техники

Воздействующий фактор	Пиковое ударное ускорение, $m/c^2(g)$	Длительность действия ударного ускорения, мс		
		1.3	1.4.1	1.4.2
Синусоидальная вибрация	Амплитуда ускорения, m/c^2	По ТТЗ (ТЗ)	50 (5)	100 (10)
Акустический шум	Диапазон частот, Гц	По ТТЗ (ТЗ)	–	–
	Уровень звукового давления, дБ	По ТТЗ (ТЗ)	130	130
Механический удар одиночного действия	Пиковое ударное ускорение, m/c^2	–	750 (75)	
	Длительность действия ударного ускорения, м/с	–	1-5	
Механический удар многократного действия	Пиковое ударное ускорение, m/c^2	По ТТЗ (ТЗ)	150 (15)	
	Длительность действия ударного ускорения, м/с	По ТТЗ (ТЗ)	5 (10)	
Повышенная температура среды исполнения	Рабочая, °С	55	55	125
	Предельная, °С	60	70	125

К аппаратуре (оборудованию) группы 1.3, размещаемой в отапливаемых кузовах, в технически обоснованных случаях по согласованию с заказчиком допускается предъявлять требования по пониженной рабочей температуре минус 10 °С.

К оборудованию групп 1.3, 1.4, предназначенного для установки в объектах на колесных шасси с общей массой для автомобилей более 14 т и для прицепов и полуприцепов – более 6 т, допускается устанавливать требования по воздействию механических ударов многократного действия с пиковым ударным ускорением 100 m/c^2 (10 g) и синусоидальной вибрации в диапазоне частот 1–200 Гц при амплитуде ускорения 20 m/c^2 .

Нормы испытательных режимов и методы испытаний аппаратуры, приборов, устройств и оборудования военного назначения на соответствие требованиям стойкости (устойчивости, прочности) к воздействию механических факторов установлены в [5, 6].

Испытание на устойчивость при воздействии синусоидальной вибрации проводят для проверки способности аппаратуры выполнять свои функции и сохранять параметры в пределах норм, указанных в ПИ и ТУ, во время воздействия вибрации.

Аппаратуру с комплектом соединительных кабелей закрепляют на платформе стенда и подвергают действию широкополосной случайной вибрации в диапазоне частот и с уровнями, установленными в ТЗ на аппаратуру конкретного типа в соответствии с требованиями ГОСТ РВ 20.39.304. Мгновенные значения виброускорения контрольного сигнала случайного вибрационного процесса могут быть ограничены величиной, в три раза превышающей среднее квадратическое значение виброускорения.

Если требования, предъявляемые к испытаниям аппаратуры на воздействие случайной вибрации, превышают возможности испытательного стенда, то испытания допускается проводить раздельно в двух поддиапазонах частот: от 10 до 500 Гц и от 500 до 2000 Гц при длительности воздействия вибрации в каждом поддиапазоне частот, равной общему времени испытаний. При отсутствии расчетных данных норму испытаний аппаратуры на устойчивость при воздействии синусоидальной вибрации для различных групп и групп исполнения выбирают из таблицы 2, таблице 3.

Испытание на прочность при воздействии широкополосной случайной вибрации проводят для проверки способности аппаратуры (оборудования) противостоять разрушающему действию вибрации, выполнять заданные функции и сохранять значения параметров в пределах установленных норм после воздействия вибрации [2, 6].

Аппаратуру (оборудование) испытывают во включенном состоянии, если другие требования не установлены в ПИ и ТУ. Аппаратуру (оборудование) групп 1.3, не работающую на ходу, испытывают в выключенном состоянии. Аппаратуру (оборудование) подвергают воздействию случайной вибрации, параметры которой устанавливают в соответствии с табл.3.

Таблица 2
Нормы испытаний на устойчивость при воздействии синусоидальной вибрации

Группа и группа исполнения аппаратуры по ГОСТ РВ 20 39 304	Диапазон частот, Гц	Частота перехода, Гц	Амплитуда виброперемещения, м	Амплитуда виброускорения, м/с ²
1.4	5 – 500	5-500	2,0	49(5)
1.3	5 – 500	25	2,0	19,6 (2)
	5 – 300	32	0,5	19,6 (2)

Таблица 3
Нормы испытаний аппаратуры (оборудования) на прочность при воздействии широкополосной случайной вибрации

Группа и группа исполнения аппаратуры (оборудования) по ГОСТ РВ 20 39 304	Диапазон частот, Гц	Спектральная плотность ускорения вибрации, м ² /Гц•с ⁴ (g ² / Гц)	Среднее квадратическое значение суммарного ускорения, м/с ² (g)
1.3, 1.4	5 – 200	4,8 (0,05)	31 (3,12)

Аппаратуру считают выдержавшей испытание, если отсутствуют механические повреждения и ложные срабатывания, а проверяемые значения параметров при воздействии вибрации соответствуют требованиям, установленным в программе испытаний (ПИ) и технических условиях на аппаратуру конкретного типа (ТУ) [3, 4, 5, 6].

Испытание на устойчивость при воздействии механических ударов многократного действия проводят для проверки способности оборудования выполнять свои функции и сохранять параметры в пределах установленных норм во время воздействия механических ударов многократного действия. Оборудование испытывают во включенном состоянии по нормам, установленным в таблице 4.

Таблица 4
Нормы испытаний на устойчивость при воздействии ударов

Группа и группа исполнения по ГОСТ РВ 20.39.304	Пиковое ударное ускорение, м/с ²	Длительность действия ударного ускорения, мс	
		допустимая	предпочтительная
1.3	По ТЗ	По ТЗ	–
1.4	147 (15)	5-10	6

При отсутствии результатов натурных измерений испытания проводят по нормам, указанным в таблице 5.

Таблица 5
Нормы испытаний оборудования при воздействии механических ударов многократного действия

Группа и группа исполнения аппаратуры (оборудования) по ГОСТ РВ 20.39.304	Пиковое ударное ускорение, м/с ²	Длительность действия ударного ускорения, мс		Общее число ударов по трем направлениям
		допустимая	предпочтительная	
1.3	По ТЗ	По ТЗ	По ТЗ	По ТЗ
1.4	147 (15)	5-10	6	100.000

Оборудование подвергают воздействию 20 ударов в каждом из трех взаимно перпендикулярных направлений. Это испытание может быть совмещено с испытанием на прочность при воздействии многократных ударов. Частота повторения ударов должна обеспечивать возможность контроля проверяемых параметров и не должна превышать 80 ударов в минуту.

Таблица 6
Нормы испытаний оборудования, транспортируемого в составе техники, методом воздействия механических ударов многократного действия

Группа и группа исполнения аппаратуры (оборудования) по ГОСТ РВ 20.39.304	Пиковое ударное ускорение, м/с ²	Допустимая длительность действия ударного ускорения, мс	Предпочтительная длительность действия ударного ускорения, мс	Общее число ударов по трем направлениям
1.3	По ТЗ	По ТЗ	По ТЗ	По ТЗ
1.4	147 (15)	5 – 10	6	10.000

Испытание на прочность при воздействии механических ударов многократного действия проводят для проверки способности оборудования противостоять разрушающему действию многократных ударов, выполнять свои функции и сохранять параметры в установленных пределах после воздействия многократных ударов (таблица 5).

Испытание на воздействие механических факторов в условия транспортирования проводят для проверки способности оборудования противостоять воздействию механических факторов, возникающих при транспортировании в условиях. Нормы по сохранению параметров в процессе и/или после испытаний должны соответствовать установленным нормам. Если оборудование допускается транспортировать автомобильным, железнодорожным, водным и воздушным транспортом, то допускается проводить испытание только на воздействие механических факторов, свойственных автомобильному и железнодорожному транспорту [2, 6]. Испытание на воздействие механических факторов, свойственных условиям транспортирования в составе объекта, проводят по нормам, указанным в таблице 6.

Испытание на устойчивость при воздействии акустического шума проводят для проверки способности оборудования выполнять свои функции и сохранять параметры в пределах установленных норм во время воздействия акустического шума [5]. Условия испытаний оборудования характеризуются средним уровнем звукового давления вокруг испытываемого объекта, уровнем звукового давления в октавных полосах частот в одной из контрольных точек, разницей суммарных уровней в контрольных точках и длительностью испытаний. Нормы испытаний устанавливают по результатам измерений характеристик акустического шума при эксплуатации техники. При отсутствии этих данных рекомендуется нормы испытаний оборудования на воздействие широкополосного акустического шума устанавливать по данным, приведенным в таблице 7 [7–10].

Таблица 7

Нормы испытаний на устойчивость при воздействии акустического шума

Группа и группа исполнения аппаратуры (оборудования) по ГОСТ РВ 20.39.304	Диапазон частот, Гц	Среднее значение суммарного уровня звукового давления, дБ
1.3 1.4	50 – 10 000	130

Аппаратуру, устанавливаемую в кабинах экипажа, технических отсеках образцов автомобильной техники, в которых суммарный уровень звукового давления не превышает 125 дБ, не подвергают испытаниям на устойчивость при воздействии акустического шума. Продолжительность испытаний должна быть достаточной для определения функциональных параметров аппаратуры, но не менее 5 мин.

Уровни звукового давления измеряют не менее чем в шести контрольных точках, равномерно расположенных вокруг испытываемой аппаратуры на расстоянии 0,1–2 м от поверхностей. Допускается измерять уровень звукового давления в одной контрольной точке, если максимальные размеры аппаратуры не превышают 0,25 м. Допускается проводить данное испытание аппаратуры в составе объекта. Оборудование считают выдержавшим испытание, если в процессе испытания оно удовлетворяет установленным требованиям [5].

Таким образом, рассмотрены методы испытания тыла на стойкость от воздействия механических факторов в соответствие с требуемыми показателями и установленными государственными стандартами нормами испытаний.

Библиографический список

1. ГОСТ РВ 20.39.304-98 Комплексная система общих технических требований. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения. Требования стойкости к внешним воздействующим факторам

2. ГОСТ В 20.57.312-85 КСКК. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения. Методы измерения характеристик механических и климатических внешних воздействующих факторов.

3. Шаронов А. Н., Шаронов Е. А. Научное обоснование и разработка общих технических требований для перспективной техники продовольственной службы. Военно-теоретический труд. СПб: ВА МТО, изд-во АСТЕРИОН, 2019. 1009 с.

4. Шаронов А. Н., Коновалов В. Б., Шаронов Е. А. Научное обоснование тактико-технических требований к разработке арктических технических средств продовольственной службы. Монография. СПб: Р-КОПИ: ВА МТО, 2016. 211 с.

5. Топоров А. В., Коновалов В. Б., Шаронов А. Н., Квашиин Б. С., Востряков И. В., Шаронов Е. А. Научное обоснование и разработка арктических технических средств материального обеспечения. Военно-теоретический труд. В 2-х частях. СПб: ВА МТО, изд-во Астерион, 2018. Часть 1. 736 с., Часть 2 (Приложение). 332 с.

6. Шаронов А. Н., Шаронов Е. А. Методы испытания техники на стойкость от воздействия природно-климатических факторов // Научный вестник Вольского военного института материального обеспечения. 2018г. №3(47).

УДК 629.7.05-519 (075.8)

ПАССИВНЫЕ МАЯКИ ОПТИЧЕСКОГО ДИАПАЗОНА ДЛЯ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ПРОВОДКИ СУДОВ

Е. А. Шевченко, В. В. Лентовский, Д. Л. Федоров

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

Автоматическая проводка судов в узкостях, по сложному фарватеру, вблизи опор мостов и ряде других случаев осложнена такими причинами как, например, плохие метеоусловия (например: туманы, дожди), недостаточная прямая видимость, наличие других судов и мало-размерных препятствий. Для решения указанной задачи используются различные устройства передающие сигналы на систему управления или автопилот.

Автоматическое управление движением судна включает измерение параметров движения и угловой скорости, их последующее сравнение с программными значениями этих параметров движения и формирование управляющего сигнала на рулевом приводе в как функции рассогласования заданных и истинных данных о параметрах движения судна. Такие параметры движения характерны для портовых и скоростных судов, а также эксплуатируемых в сложных климатических условиях.

Для плавания проводят особенно тщательную подготовку. Оценка предстоящего прохождения закрытых вод проводится с учетом всей имеющейся информации-навигационных и справочных карт, навигационных рекомендаций и других гидрографических публикаций. Наличие мощного сигнала от маяка (маяков) позволит определить истинное положение судна с высокой точностью и, при необходимости, ввести коррективы в движение.

Пассивный маяк, отражает сигнал, посылаемый специальным локатором, зондирующим переднюю полуплоскость, маяк представлен в виде комбинированного уголкового отражателя и является пассивным устройством, не требующим источников питания. Помимо радиоизлучения, предполагается использование и оптического излучения ИК диапазона.

Управляющий сигнал через аппаратное обеспечение под влиянием программного обеспечения автоматически подается от секторных приемников-излучателей, получающих отклики от пассивных маяков, при этом команды сопровождаются подачей маневровых сигналов, с точки

зрения инфракрасного отражения инфракрасный маяк, применяемый для слежения за водным транспортном работает и в тёмное время суток, но только в пределах прямой видимости.

Пассивные маяки инфракрасного отражения позволяют обеспечить большую безопасность, точность движения, а, следовательно, и лучшую ориентацию в пространстве, возможность маневрирования и управляемости. Впрочем, в некоторых случаях перекрытие зоны прямой видимости посторонними объектами может свидетельствовать об отклонении от безопасной траектории движения.

Ночное время является самым удобным для швартовки судов, потому что ночью, как правило, безветренно и меньше ходит маломерных судов по причине отсутствия у них навигационных устройств. Именно поэтому появилась идея установки пассивных маяков (на основе трипель-призм), которые позволят быстро и автоматически швартоваться.

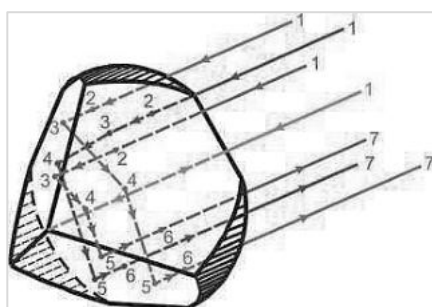


Рис. 1. Схема хода лучей в трипель-призме

Трипель-призма (угловой отражатель) – это четырехгранная стеклянная пирамида, на три грани которой, составляющие друг с другом углы 90° , нанесены зеркальные отражательные покрытия. Главными преимуществами трипель-призм является то, что они представляют из себя мощные световозвращатели, то есть попавший на них сигнал отразится в ту же сторону, откуда он пришел. На рис. 1 представлена трипель-призма и схема хода лучей в ней, где: 2 – точка пересечения лучом передней грани призмы; 3,4,5 – последовательно отраженные от зеркальных граней лучи; 6 – точка выхода лучей из призмы; 1–7 – весь путь падающих лучей.

Если мы возьмем 10-ваттный непрерывный полупроводниковый лазер, работающий в импульсном режиме, и совместим его с вращающимся радиолокатором, то увидим набор очень ярких точных коротких фронтов от расположенных пассивных маяков. Так как такие пассивные маяки имеют очень короткие фронты, мы можем определить их местоположения с точностью до долей метра, составить карту местности этими отметками и проводить между ними суда. Возникновение таких оптоэлектронных систем связано с появлением и развитием мощных полупроводниковых лазеров.

Использование пассивных маяков увеличивает точность управления судном и повышает безопасность его плавания в стесненных навигационных условиях, особенно хорошо это достигается в силу пассивности маяков, а, следовательно, возможностью повышением их количества. При этом мы получаем возможность автоматически определять истинное положение судна в реальном времени.

УДК 621.455.32

РАЗРАБОТКА БЕЗЭЛЕКТРОДНОГО ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Д. П. Шматов, Т. А. Башарина, М. Г. Гончаров, Я. И. Алехина, С. Н. Лымич

Воронежский государственный технический университет

Современные тенденции развития авиакосмической техники требуют увеличения плотности плазмы, однородной на поверхностях до десятков сантиметров, увеличения вкладываемой мощности от единиц до десятков киловатт, уменьшения давления газовой среды и отсут-

ствия попадания примесей от электродов, стенок и внутрикамерных конструкций [1]. Этим требованиям удовлетворяют безэлектродные сверхвысокочастотные (СВЧ) системы, работающие на основе электронного циклотронного резонанса (ЭЦР) и высокочастотные системы (ВЧ) системы, в том числе индуктивно связанные (трансформаторные) разряды.

Относительно СВЧ систем можно отметить ряд основных существенных недостатков, достаточных для обоснованного отказа от данных частот: существенные тепловые потери от джоулева тепла индукционных токов, высокие требования по согласованию нагрузки и СВЧ источника, необходимость мощной и эффективной системы охлаждения, и, главное, большие значения необходимых магнитных полей (1 – 2 кГс) в ЭЦР разрядах.

Альтернативным типом электроракетного двигателя (ЭРД) является безэлектродный высокочастотный двигатель, представляющий собой плазменную двигательную систему без контактирующих с рабочим телом электродов, основанную на индуктивном методе создания и ускорения плазмы ВЧ разряда низкого давления при действии внешнего постоянного однородного магнитного поля. Прототип указанного двигателя продемонстрирует себя как новое перспективное направление в космических ракетных двигателях, которое может устранить ограничение ресурса работы из-за эрозии электродов при одновременном обеспечении значения импульса, сравнимом с импульсом ионных и холловских двигателей.

В статье представлена схема высокочастотного индукционного плазменного двигателя, способного работать в различных режимах вкладываемой мощности и диапазонах частот: низкочастотный режим (от 0,5 до 1 МГц) и геликонный режим (13.56/27.12 МГц и не менее 10 кВт). Электрическая эффективность генерации электромагнитных волн нижнего диапазона намного выше, чем СВЧ [2], а также низкий частотный режим позволит использовать значительно более низкие напряженности магнитного поля. Для геликонов, работающих на 13 или 27 МГц, дисперсионное соотношение для волн геликонов требует магнитное поле от 0,05 до 0,5 Тл. Магнитные системы для создания таких полей постоянного тока являются массивными и требуют мощного охлаждения. В частотном режиме от 0,5 до 1 МГц напряженность поля магнитов должна быть только 0,01 Тл, чтобы соответствовать соотношению дисперсии геликона. Таким образом, эта система будет обеспечивать экономию с точки зрения повышения производительности системы и снижения массы и стоимости двигательной установки.

Геликон представляет собой электромагнитную циркулярно-поляризованную волну (правополяризованную), распространяющуюся в плазме вдоль внешнего постоянного магнитного поля с частотой, лежащей между циклотронной ионной и электронной [1]. Низкочастотные геликоны будут распространяться в плазменной среде за счет снижения скин-эффекта, при котором возникают индукционные поверхностные токи, экранирующие электромагнитное возмущение. Данный эффект наблюдается под действием излучения с частотой, меньшей собственной частоты плазмы. Ослабление экранирования дает возможность распространения в среде низкочастотных геликонов и уменьшает значение паразитарного емкостного сопротивления в системе антенна-плазма [1]. Кроме того, заряженные частицы вращаются вокруг силовых линий магнитного поля под действием силы Лоренца, перпендикулярной движению частиц, следствием чего является свойственная плазме анизотропия во внешнем однородном магнитном поле. Набирая энергию и ускоряясь в высокочастотном электромагнитном поле, свободные электроны вступают с атомами в процесс ударной ионизации, провоцируя в пространстве газоразрядной камеры лавинообразное образование ионов.

В высокочастотных разрядах компоненты плазменного тела обычно имеют сложную функцию распределения по энергиям, значительно отличающуюся от классического распределения Максвелла. Частота колебаний выбрана исходя из соображений эффективности соотношения вкладываемой в плазму мощности к распределению энергии по компонентам, ведь именно при геликонной частоте преимущественно происходит нагрев ионной компоненты.

Как известно из многочисленных зарубежных экспериментов, отмечается сильная зависимость поведения разряда и параметров плазмы от величины магнитного поля (МП). Например, в работе [3] отмечается, что соблюдение оптимальной конфигурации МП может приве-

сти к многократному возрастанию плотности плазмы в газоразрядной камере. Наложение внешнего магнитного поля на индукционный разряд, возбуждаемый ВЧ антенной, приводит не только к значительному росту плотности плазмы, но и к распространению зоны ее активной генерации на весь объем газоразрядной камеры, увеличивается глубина и эффективность поглощения радиоволн, а при достаточных значениях напряженности магнитного поля изолируются стенки камеры, обеспечивая радиальное удержание плазмы [2]. Следует отметить, что возможно возникновение скачков плотности из-за перестройки модовой структуры возбуждаемых в плазме волн. Также наложение магнитного поля облегчает инициацию разряда и заметно интенсифицирует его, что можно отметить не только средствами аппаратной плазменной диагностики, но и визуально – возрастает яркость плазмы. В случае, когда разряд инициирован при нулевом магнитном поле, даже небольшое его увеличение приводит к резкому росту ионного тока и плотности плазмы. При достижении некоторого критического значения МП происходит срыв разряда.

Схема двигателя. Предложенным к разработке ЭРД является безэлектродный электроракетный двигатель, основанный на ВЧ разряде низкого давления при действии внешнего постоянного однородного магнитного поля и переменного электрического поля.

Двигатель включает в себя три части: система питания, контроля и управления двигателем, система ионизации и ускорения рабочего тела и система подвода рабочего тела.

На рис. 1 представлена схема электроракетного двигателя.

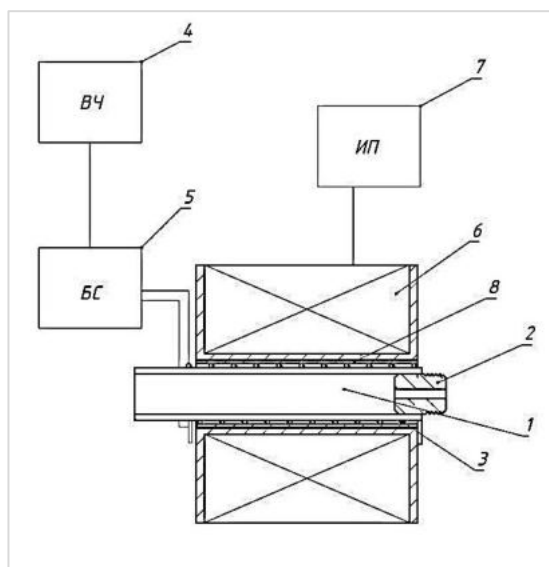


Рис. 1. Схема электроракетного двигателя:

- 1 – газоразрядная камера, 2 – штуцер подвода рабочего тела, 3 – высокочастотная антенна, 4 – высокочастотный генератор, 5 – блок согласования, 6 – магнитная система (соленоид), 7 – источник питания, 8 – теплопроводящая вставка

Принцип работы двигателя, а также его конструкция, выглядят следующим образом. В газоразрядную камеру под малым давлением подается газ (N_2 , Ar). Вокруг трубки соосно расположен многослойный соленоид, создающий магнитное поле с высоким показателем магнитной индукции и удовлетворяющей требованиям степени однородности поля в пространстве внутри обмотки. Между стенками газоразрядной камеры и катушкой соленоида находится высокочастотная многожильная спиралевидная антенна, к которой подводится высокочастотный переменный ток, поступающий от генератора через блок согласования. Исходя из

значений наиболее общеупотребительных стандартов индустрии малых и средних космических аппаратов, самым распространенным напряжением бортового питания являются 50 и 100 В постоянного напряжения, причем мощность, выделяемая на силовую установку малого космического аппарата (МКА), редко превышает значения в 1 кВт.

Частицы рабочего тела, попадая в область пространства газоразрядной камеры с высокими показателями напряженности компонент тензора электромагнитного поля, претерпевают ударную ионизацию, и по мере возрастания степени ионизации газа начинается формирование плазменного тела в однородном магнитном поле.

Наличие внешнего однородного магнитного поля ослабляет такое явление как скин-эффект, применительно к плазме выражающийся в экранировании внешними слоями плазменного тела электромагнитных волн высокой частоты и препятствующий проникновению электромагнитных волн вглубь плазменного тела. Внешнее однородное постоянное магнитное поле заставляет заряженные частицы внешних слоев двигаться более упорядоченно, что и обуславливает эффективность вложения волновой мощности в энергию ионизации частиц и температуры всех составляющих компонент плазменного тела. Предлагаемый способ конфигурации магнитного поля заключается в генерации однородного поля внутри обмотки соленоида. Расчетная магнитная индукция, необходимая к приложению – 0,055 Тл. Максимально конструктивно достигаемая (в лабораторном прототипе) – 0,245 Тл.

Принципиальная схема такого двигателя обладает рядом преимуществ по сравнению с другими типами ЭРД:

- отсутствие контактирующих с плазмой электродов значительно повышает ресурс работы двигателя, сравнительно с другими типами ЭРД;
- повышенная надежность системы в целом, вследствие малого числа конструктивных элементов;
- отсутствие физических ограничений на объемную плотность заряда (в отличие от ионных двигателей);
- возможность использования в качестве рабочего тела различные газы и пары;
- сравнительно низкий уровень тепловых потерь и высокая эффективность вложения волновой мощности в плазму увеличивают КПД двигательной установки;
- отсутствие попадания примесей от электродов и прочих внутрикамерных элементов;

Применение прямоточных электрореактивных двигательных установок в составе низкоорбитальных летательных аппаратов способно перевести освоение ближнего космоса на качественно новый уровень. Выполнение работ по картографии, мониторингу и дистанционному зондированию, специальные задачи в интересах оборонных ведомств – во всех этих направлениях деятельности открываются новые горизонты.

Библиографический список

1. *Кралькина Е. А.* Индуктивный высокочастотный разряд низкого давления и возможности оптимизации источников плазмы на его основе // УФН, 178:5 (2008), 519 – 540; Phys. Usp., 51:5 (2008), 493 – 512.
2. *Pandey, Arun & Sudhir, Dass & Bandyopadhyay, Mainak & Chakraborty, Arun.* (2016). Conceptual design of a permanent ring magnet based helicon plasma source module intended to be used in a large size fusion grade ion source. Fusion Engineering and Design. 103. 1–7. 10.1016/j.fusengdes.2015.11.025.
3. *Sharma, Narayan & Chakraborty, M. & Neog, N.K. & Bandyopadhyay, Mainak.* (2017). Design of a helicon plasma source for ion–ion plasma production. Fusion Engineering and Design. 117. 30-38. 10.1016/j.fusengdes.2017.02.002.

УДК 621.454.2

РАЗРАБОТКА УНИВЕРСАЛЬНОЙ МАРШЕВОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ СВЕРХЛЕГКИХ КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТ В РАМКАХ ПРОЕКТА «ЧАСТНАЯ КОСМОНАВТИКА»

Д. П. Шматов, Т. А. Башарина, В.С. Носова,
А.В. Саврико, Я. И. Алехина, С. Н. Лымич

Воронежский государственный технический университет

Ракеты легкого и сверхлегкого класса стали новым мировым трендом в ракетостроении. Основной причиной этому послужило развитие малых космических аппаратов. Ракетные двигатели малой тяги выполняют роль маршевых двигателей для легких ракет, так как сочетают в себе относительно небольшие габаритно-массовые показатели с высокими энергетическими характеристиками, а также обеспечивают такие операции, как управление, ориентация, стабилизация аппарата в пространстве, коррекция траектории и т.п.

Целью проекта является создание универсального ЖРД для 1 и 2 ступени сверхлегкой ракеты. Для двух двигателей камера сгорания от смесительной головки до критического сечения имеет одинаковую геометрию, что упрощает процесс изготовления двигателей и делает его экономически выгодным, особенно при изготовлении методом селективно-лазерного сплавления. Двигатель второй ступени будет иметь сопловой насадок [1].

В рамках научно-технической деятельности был сформирован и подан патент на изобретение. Данное изобретение относится к области ракетной техники, а именно – к двигателестроению, и может быть использовано при создании ракетных двигателей, обладающих высокими значениями температуры в камере. В предлагаемой конструкции камеры жидкостного ракетного двигателя охлаждение осуществляется за счёт проходящего через расположенную между внешней стенкой и внутренней стенкой пористую вставку охладителя (рис. 1) [2].

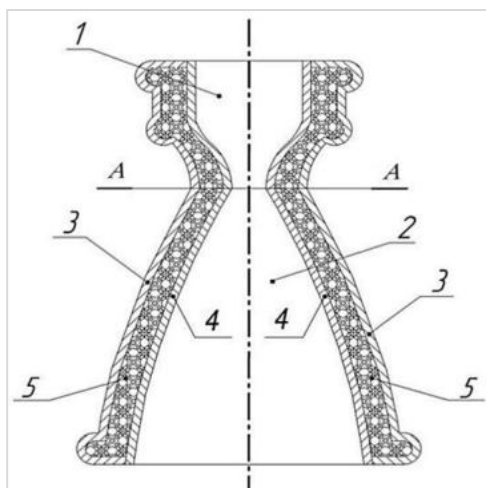


Рис. 1. Схема конструкции камеры:
1 – камера сгорания, 2 – сопло, 3 – внешняя
стенка, 4 – внутренняя стенка, 5 – пористая
вставка
ЖРД

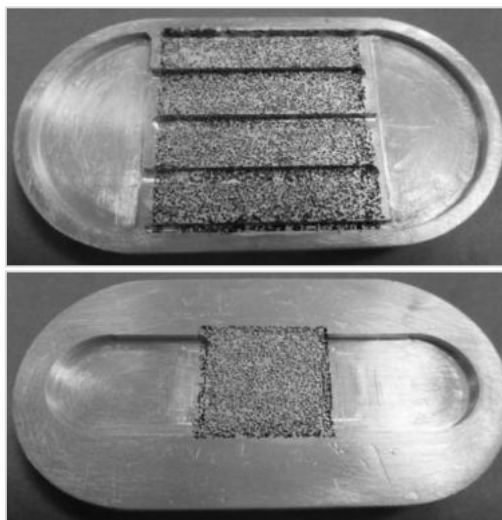


Рис. 2. Экспериментальные образцы
микроканальных теплообменников

Пористая вставка выполнена с помощью аддитивных технологий, что обеспечивает наиболее качественное охлаждение камеры сгорания за счёт увеличения поверхности теплообмена при отсутствии негативного влияния на экономичность. Технический эффект, создаваемый предложенной камерой двигателя, состоит в обеспечении более эффективного охлаждения, более высокой жесткости конструкции, а также технологичности изделия в целом, в сравнении с подобными устройствами, т.к. пористая структура служит также дополнительной поддержкой при 3д печати. Физическую основу этого способа составляет чрезвычайно высокая интенсивность теплообмена между проницаемой матрицей и протекающем сквозь нее теплоносителем вследствие очень развитой поверхности их соприкосновения.

Для подтверждения возможности интенсификации теплообмена путем использования пористой структуры и для определения сравнительных характеристик теплосъема были проведены исследовательские испытания двух экспериментальных образцов микроканальных теплообменников (МКТ) (рис. 2).



Рис. 3. Экспериментальный образец ЖРД

В ходе испытаний был выполнен расчет удельного теплового потока, снимаемого с поверхности. При расходе теплоносителя 0,1 м³/ч удельный тепловой поток составил для первого МКТ 102,671 Вт/см², для второго – 106 Вт/см², что сравнимо с тепловыми потоками в ЖРД. По результатам полученных испытаний было установлено, что гидравлические характеристики экспериментальных образцов не изменяются при изменении удельного теплового потока [3]. В настоящее время Центр аддитивных технологий изготовил первую 3D-модель разработанного экспериментального образца ЖРД с развитой пористой структурой в канале охлаждения камеры (рис.3). На этом образце была отработана технология изготовления пористых структур в составе изделий со сложной геометрией. Далее планируются огневые испытания экспериментального образца.

Библиографический список

1. 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, 2006. 488 с.: ил.
2. Бережинский Р. А., Горохов В. Д., Коробченко В. А. Основы проектирования камер сгорания ЖРД: Учебное пособие/ Под общ. ред. В. С. Рачука. Воронеж: ВГТУ, 2004. 129 с.
3. Васильев А. П., Кудрявцев В. М., Кузнецов В. А. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. В 2 кн. Кн. 1. Учеб. для авиац. спец. вузов / Под ред. В. М. Кудрявцева. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Высшая школа, 1993. 388 с.

ТЕХНОЛОГИИ И МАТЕРИАЛЫ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

УДК 624.4

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЧНОСТИ ШТИФТОВ ИЗ МАТЕРИАЛОВ МСП-К, МСП-41М И УУКМ, РАБОТАЮЩИХ ПРИ ВЫСОКИХ ТЕМПЕРАТУРАХ

Н. А. Абрамова, С. Н. Короткий

АО «ГосМКБ «Радуга» им А. Я. Березняка», г. Дубна

В настоящее время в отечественных объектах авиационной и ракетной техники велика доля соединений элементов конструкций при помощи металлических крепежных деталей, что приводит к увеличению массы конструкции. Однако, уже на протяжении ряда лет ведущие центры ракетно-космической и авиационной промышленности, такие как NASA (США), Snecma Propulsion Solide (Франция), Air Force Research Laboratory (США), Airbus (Европейский союз), Boeing (США) – активно применяют композиционные материалы (КМ) для изготовления крепежных деталей и соединений. Применение таких крепежных элементов позволяет снизить не только массу конструкций, но и обеспечить химическую стойкость и необходимую несущую способность.

При разработке конструкций, состоящих из нескольких частей КМ и работоспособных в условиях высокого термосилового нагружения, актуальной проблемой является применение крепежных элементов, изготовленных также из композиционных материалов с такими же или близкими свойствами (рис. 1).



Рис. 1. Крепление элементов конструкции штифтом из КМ

Для решения данной задачи были проведены расчетно-экспериментальные исследования прочности штифтов из композиционных материалов МСП-К, МСП-41М и УУКМ, работающих в условиях нагрева. Нагрузки и температуры, действующие на штифты, определялись из расчета конструкции отсека, проведенного в программном комплексе Ansys. В расчете варьировались диаметр штифта и укладка волокон. Определены срезающие напряжения в штифте, а также деформация по осям координат.

Для подтверждения расчетных данных и определения разрушающей нагрузки штифтов были проведены экспериментальные исследования прочности штифтов на срез из материала МСП-К, МСП-41М и УУКМ в универсальной разрывной машине [1], при этом варьировалось направление укладки слоев (штифты вырезали из пластины по основе и по утку) и диаметр штифтов (6-8 мм). По справочным данным изменение прочности материалов в диапазоне температур 20...600 °С не превышает 10%. Поэтому экспериментальные исследования проводились при нормальной температуре. По результатам испытаний можно сделать следующие выводы:

1. При направлении вырезки штифтов по основе предел прочности на срез выше на 10 – 15%, чем при направлении по утку.
2. При направлении среза поперек слоев предел прочности выше до 10%, чем вдоль слоев.
3. Материал МСП-К более прочен, чем МСП-41М и УУКМ.

В статье приведены результаты испытаний на срез цилиндрических штифтов, изготовленных точением из стеклопластиков на минеральном связующем МСП-К и МСП-41М и из углерод-углеродного КМ. Проведенные расчетно-экспериментальные исследования прочности штифтов показали, что наиболее прочным материалом является МСП-К, а штифты, изготовленные из данного материала позволяют обеспечить прочность конструкции отсека, состоящего из нескольких частей КМ.

Библиографический список

1. ГОСТ 25.602-80 Методы механических испытаний композиционных материалов с полимерной матрицей. М.: Стандартинформ, 2005. 17с.

УДК 621.791.725

ПОРИСТОСТЬ ПРИ СЕЛЕКТИВНОМ ЛАЗЕРНОМ ПЛАВЛЕНИИ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ИЗДЕЛИЙ И МЕРЫ БОРЬБЫ С НЕЙ

А. Ю. Андрияшкин¹, С. А. Мещеряков¹, А. А. Киришина¹, Е. О. Афанасьев²

¹ *Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова*

² *Санкт-Петербургский университет ГПС МЧС России*

Механические свойства металлических изделий, полученных селективным лазерным плавлением, находятся на достаточно высоком уровне, сопоставимым с уровнем свойств изделий, изготовленных по традиционной технологии. Однако, СЛП имеет существенный недостаток, в процессе формирования материала изделия образуется пористость, которая отрицательно влияет на механические свойства металла. Даже при оптимальном технологическом режиме СЛП пористость металла составляет 2 – 3%, а при неоптимальных режимах - пористость доходит до 10%. Поэтому актуальна проблема уменьшения или устранения пористости металлических изделий, полученных СЛП. В настоящее время эффективны два технологических метода устранения пористости: термическая обработка и обработка давлением. Для минимизации пористости полученного СЛП металлического изделия необходимо определить параметры (давление, температура, время выдержки) оптимального технологического режима такой обработки [1 – 6].

Относительная плотность металлических образцов при селективном лазерном плавлении. Монолитность металла изделия характеризуется относительной плотностью, которую чаще всего определяют гидростатическим взвешиванием по ГОСТ 15139-69. Относительная плотность металлического изделия определяется физико-механическими параметрами металлического порошка и технологическими параметрами СЛП. При оптимальном сочетании этих параметров относительная плотность будет максимальной, а пористость минимальной. Так как физико-механические свойства порошка существенно изменить нельзя, то при определении оптимального технологического режима варьируют технологические параметры СЛП: скорость сканирования, мощность лазерного луча, шаг между треками, толщина слоя порошка и другие параметры СЛП.

По данным приведенным в литературе [1 – 6], относительная плотность образцов, полученных из порошка Ti-6Al-7Nb, составляет от 95,0 % до 98,9 % при следующих технологиче-

ских параметрах: скорость сканирования $V_{\text{скан}}=250-350$ мм/с; мощность излучения лазера $P_{\text{л}}=650-950$ Вт, толщина слоя порошка $h_{\text{сл}}=100$ мкм; шаг сканирования $h=450$ мкм. Относительная плотность образцов, полученных из порошка Ti-22Al-25Nb, составляет от 91,5% до 97,3% при таких же технологических параметрах построения.

Относительная плотность образцов, полученных из порошка хромоникельмолибденового сплава марки 03X17H14M3 составляет от 96,4 до 97,8% при следующих технологических параметрах: скорость сканирования $V_{\text{скан}}=800$ мм/с; мощность излучения лазера $P_{\text{л}}=200$ Вт; толщина слоя порошка $h_{\text{сл}}=100$ мкм; шаг сканирования $h=200$ мкм. Отклонение относительной плотности образцов объясняется колебаниями технологических параметров в допустимых пределах относительно заданных значений [1 – 6].

Относительная плотность образцов, полученных из порошка хромоникелевого сплава ПР-08ХН53БМТЮ составляет 95,2 и 98,3% при следующих технологических параметрах: скорость сканирования $V_{\text{скан}}=700$ мм/с; мощность излучения лазера $P_{\text{л}}=250-400$ Вт; толщина слоя порошка $h_{\text{сл}}=45$ мкм; шаг сканирования $h=100$ мкм (рис. 1).

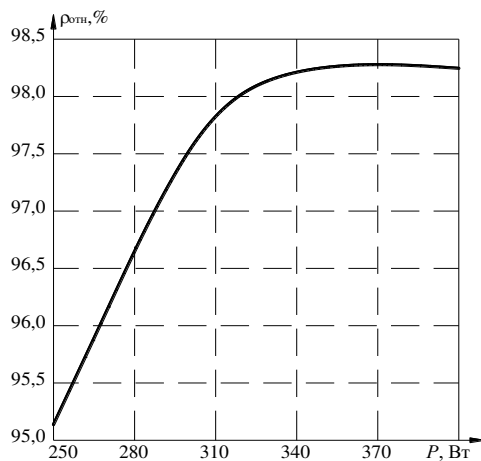


Рис. 1. Влияние мощности лазерного луча $P_{\text{л}}$ на относительную плотность $\rho_{\text{отн}}$ металлических образцов, полученных методом СЛП из порошка ПР-08ХН53БМТЮ: толщина слоя порошка $h_{\text{сл}}=45$ мкм; скорость сканирования $V_{\text{скан}}=700$ мм/с; шаг сканирования $h=100$ мкм

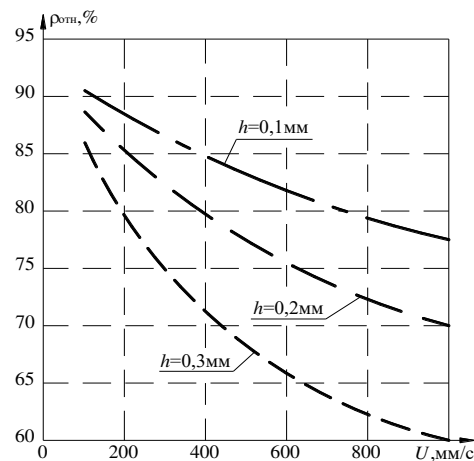


Рис. 2. Влияние скорости сканирования $V_{\text{скан}}$ на относительную плотность $\rho_{\text{отн}}$ металлических образцов, полученных методом СЛП из порошка алюминий-магний-кремниевый сплав 6061, при различном шаге сканирования h : толщина слоя порошка $h_{\text{сл}}=90$ мкм; мощность излучения лазера $P_{\text{л}}=50$ Вт;

Относительная плотность образцов, полученных из порошка алюминиевых сплавов AlSi12 и AlSi10Mg, составляет от 97,9 и 99,1% при оптимальном технологическом режиме: скорость сканирования $V_{\text{скан}}=400$ мм/с; мощность излучения лазера $P_{\text{л}}=150$ Вт; толщина слоя порошка $h_{\text{сл}}=90$ мкм; шаг сканирования $h=30$ мкм [1 – 6].

Чем выше скорость сканирования и чем больше шаг сканирования, тем выше производительность технологического процесса, но тем меньше относительная плотность металла и выше вероятность образования дефектов, в том числе пор (рис. 2) [1 – 6].

Из приведенных примеров следует, что можно выделить два основных технологических параметра СЛП: мощность излучения лазера и скорость сканирования. При большой скорости сканирования и низкой мощности излучения лазера в металле, вместе с округлыми крупными и мелкими газовыми порами внутри единичных треков, наблюдаются междоугловые полости (поры), представляющие собой крупные поры неравномерной формы между соседними единичными треками. Увеличение мощности излучения лазера и уменьшение скорости сканиро-

вания приводит к повышению относительной плотности металла, но при этом в металле присутствуют небольшие округлые газовые поры, находящиеся чаще всего внутри единичных треков. Сочетание высокой мощности лазерного излучения и малой скорости сканирования приводит к образованию крупных округлых газовых пор, что вызвано перегревом расплава.

Таким образом, получение максимальной относительной плотности металлических изделий возможно при оптимальном технологическом режиме СЛП, гарантирующем минимальную пористость материала.

Способы борьбы с пористостью металлических изделий. Существует ряд способов борьбы с пористостью изготовленных СЛП металлических изделий [7 – 15]:

- повторное сканирование сплавленного из порошка слоя для переплавки металла слоя;
- горячее изостатическое прессование в среде инертного газа;
- горячее изостатическое прессование в жидкой среде.

Способ переплавки металла слоя весьма эффективен, но при этом возникают отрицательные последствия: значительно возрастают остаточные напряжения в материале, в разы увеличивается время построения изделия. Такой способ борьбы с пористостью требует обязательной термической обработки изделия для снижения остаточных напряжений.

Эффективно горячее изостатическое прессование (ГИП) в гидро- или газостатах для борьбы с пористостью изготовленных СЛП металлических изделий. Изостатическое прессование заключается в уплотнении металла в условиях всестороннего сжатия. Этот способ борьбы с пористостью обеспечивает равномерную плотность изделий, но он не применим для изготовления изделий со сложной геометрией внутренних поверхностей. ГИП включает следующие основные операции: проектирование и изготовление контейнера; установку металлического изделия в контейнер; герметизацию контейнера; изостатическое прессование металлического изделия в контейнере при высоких температурах и давлениях; удаление контейнера с металлического изделия; финишные операции обработки металлического изделия (механообработка, термическая обработка). ГИП снижает пористость примерно в 10 раз.

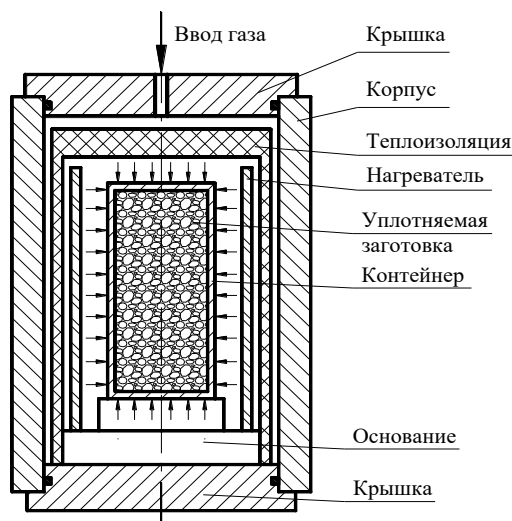


Рис. 3. Схема рабочей камеры газостата

ГИП проводят в рабочей камере газостата, который снабжен системой подачи под давлением и нагрева инертного газа, например, аргона (рис. 3). Значения температуры и давления поддерживают на постоянном уровне в течение всего времени обработки металлического изделия. ГИП происходит при давлении до 600 МПа и температурах до 2200°С. Высокое давле-

ние газа действует равномерно во всех направлениях, что обеспечивает монолитность и изотропные свойства металлического изделия. Температура газостатирования, как правило, ниже температуры солидуса обрабатываемого материала примерно на 20%, чтобы предотвратить возможную ликвацию легирующих элементов и образование жидкой фазы (рис. 4). После газостатирования оболочка контейнера обычно удаляется механообработкой. Металлическое изделие может подвергаться дополнительным операциям, например прокатке, термической обработке, финишной механообработке.

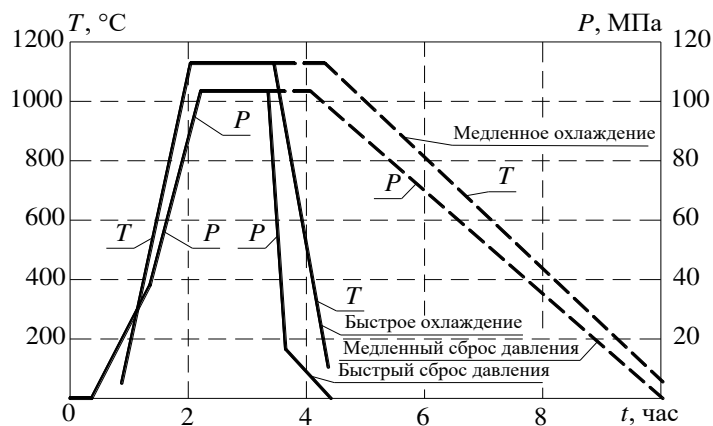


Рис. 4. Типичные циклы ГИП с медленным и быстрым сбросом температуры и давления:
 P , T – давление и температура в рабочей камере газостата

ГИП в инертном газе длительный процесс. Для снижения времени обработки давлением в настоящее время внедряют жидкофазное горячее изостатическое прессование (ЖГИП). Исследования показали, что после ЖГИП поры имеют размеры до 5 мкм, а относительная плотность достигает 99,5%.

Уменьшение размера поры при ГИП объясняется двумя одновременно происходящими процессами: ползустью металла от действия внешнего давления и температуры, а также растворением газа поры в металле из-за диффузии. Таким образом, ГИП в газовой или жидкой среде позволяет существенно повысить относительную плотность полученных СЛП металлических изделий.

Библиографический список

1. *Аблеева Р. Р., Тарасова Т. В., Мовчан И. А., Бертран Ф.* Изготовление изделий методом селективного лазерного плавления из порошков высокопрочных алюминиевых сплавов // Вестник МГТУ «Станкин». 2017. № 1 (40). С. 15 – 20.
2. *Зленко М. А., Попович А. А., Мутылина И. Н.* Аддитивные технологии в машиностроении. Санкт-Петербургский государственный политехнический университет. СПб: Изд-во СПбГУ, 2013. 221 с.
3. *Беляев Л. В., Жданов А. В.* Пористость объемных образцов, полученных селективным лазерным плавлением порошков нержавеющей стали // Научно-технический вестник Поволжья. 2017. №5. С. 56 – 59.
4. *Беляев Л. В.* Исследование пористости объемных образцов, полученных селективным лазерным плавлением // Новая экономика и региональная наука. 2018. №1(10). С. 12 – 16.
5. *Смуrow И. Ю., Мовчан И. А., Ядройцев И. А., Окунькова А. А., Антоненкова Г. В., Черкасова Н. Ю.* Аддитивное производство с помощью лазера. Проведение экспериментальных работ // Вестник МГТУ «Станкин». 2012. № 1. С. 36 – 38.

6. Попович А.А., Суфияров В. Ш., Борисов Е. В., Полозов И. А., Масайло Д. В., Григорьев А. В. Анизотропия механических свойств изделий, изготовленных методом селективного лазерного плавления порошковых материалов // Известия высших учебных заведений. Порошковая металлургия и функциональные покрытия. 2016. №3. С. 4 – 11.
7. Агеев С. В., Гиришов В. Л. Горячее изостатическое прессование металлических порошков // Металлург. 2015. №8. С.18 – 21.
8. Агеев С. В., Гиришов В. Л. Горячее изостатическое прессование в порошковой металлургии // Металлообработка. 2015. №4(88). С. 56 – 60.
9. Логачев, А. В., Логачева А. И. Формирование структуры жаропрочного никелевого сплава НПК-6 в процессе горячего изостатического прессования // Конструкции из композиционных материалов. 2013. № 3(131). С. 11 – 14.
10. Наумик В.В., Жеманюк П. Д., Клочихин В. В., Лысенко Н. А. Исследование материала отливок из жаропрочного никелевого сплава после горячего изостатического прессования и термообработки // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. 2013. Т. 3. №12(63). С. 21 – 25.
11. Наумик В.В., Жеманюк П. Д., Клочихин В. В., Лысенко Н. А. Комплексное влияние технологических операций на структуру и свойства жаропрочного никелевого сплава ЖСЗДК-ВИ // Восточно-Европейский журнал передовых технологий. 2013. Т. 3. №12(63). С. 68 – 73.
12. Наумик В.В., Гнатенко О. В., Клочихин В. В. Влияние высокотемпературной термовременной обработки на качество сплава ЖС32-ВИ // Металлургия машиностроения. 2013. №3. С.35 – 39.
13. Наумик В.В., Клочихин В. В., Лысенко Н. А. Влияние горячего изостатического прессования на структуру и свойства литых охлаждаемых турбинных лопаток из жаропрочных никелевых сплавов // Газотурбинные технологии. 2015. №8(135). С. 34 – 40.
14. Наумик В.В., Жеманюк П. Д., Клочихин В. В., Лысенко Н. А. Влияние горячего изостатического прессования на структуру и свойства литых деталей из сплава ЖС6К-ВИ // Газотурбинные технологии. 2013. №6(117). С. 20 – 24.
15. Каблов Е. Н., Орлов М. Р., Оспенникова О. Г. Механизмы образования пористости в монокристаллических лопатках турбины и кинетика их устранения при горячем изостатическом прессовании // Авиационные материалы и технологии. 2012. №5. С. 117 – 129.

УДК 621.791.725

ОЦЕНКА МОНОЛИТНОСТИ ПОЛУЧЕННЫХ СЕЛЕКТИВНЫМ ЛАЗЕРНЫМ ПЛАВЛЕНИЕМ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ИЗДЕЛИЙ

А. Ю. Андрюшкин¹, С. А. Мещеряков¹, А. А. Кирина¹, Е. О. Афанасьев²

¹ *Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова*

² *Санкт-Петербургский университет ГПС МЧС России*

Среди многообразия методов аддитивных технологий перспективен метод селективного лазерного плавления (СЛП), так как он позволяет изготавливать готовую деталь, напрямую используемую по функциональному назначению. Полученное методом СЛП изделие также может быть заготовкой с минимальным припуском на механическую обработку, при этом для получения готовой детали требуется минимальная механическая обработка. Металлические изделия формируют, наплавляя лазером слой металла, из расплавленных частиц порошка. В результате воздействия лазера частицы порошка сплавляются между собой, формируя материал металлического изделия. При этом монолитность металла определяется параметрами

технологического режима СЛП. Основным дефектом полученных методом СЛП металлических изделий является пористость, которая для алюминиевых сплавов составляет 3 – 6%, для титановых сплавов – 2 – 4%, для сталей – 0,2 – 2,0%. Наличие пор в сплавленном металле обусловлено перекрытием друг друга единичных треков при формировании слоя материала. Таким образом, при СЛП металлических порошков актуальна задача оценки монолитности единичного слоя металла [1 – 5].

Целостность и монолитность единичного слоя при селективном лазерном плавлении. Учитывая, что единичный слой состоит из сплавленных между собой единичных треков, то необходимым условием монолитности единичного слоя является целостность единичных треков, то есть во время формирования единичного трека образуется единая, без обрывов, полоска металла. Кроме того единичные треки должны быть надежно скреплены между собой в единичный слой, то есть после сплавления целостный единичный слой не должен распадаться на отдельные треки. Целостность единичного слоя гарантирует целостность металлического изделия, хотя при этом может наблюдаться значительная пористость в материале. Наличие пор снижает монолитность металла, а следовательно его прочность. Уменьшение пористости и повышения прочности металлического изделия возможно за счет рационального выбора технологического режима СЛП. Выбор рационального технологического режима СЛП объясняется не только необходимостью получения металлического изделия требуемого качества, но и приемлемой производительностью и экономичностью процесса его формирования. Поэтому оптимальным технологическим режимом можно считать такой режим, при котором обеспечена целостность металлического изделия, а пористость материала не превосходит допустимого значения.

Целостность единичного слоя зависит от шага сканирования h между единичными треками и от ширины единичного трека b . Рациональное сочетание этих параметров обеспечивает целостность единичного слоя и монолитность металлического изделия. Шаг сканирования h и ширину единичного трека b определяют экспериментально, по их влиянию на целостность единичного слоя, формируемого из порошка определенной марки и гранулометрического состава. Задавая определенную величину перекрытия единичных треков $h_{\text{п}}$, гарантируют целостность единичного слоя (рис. 1).

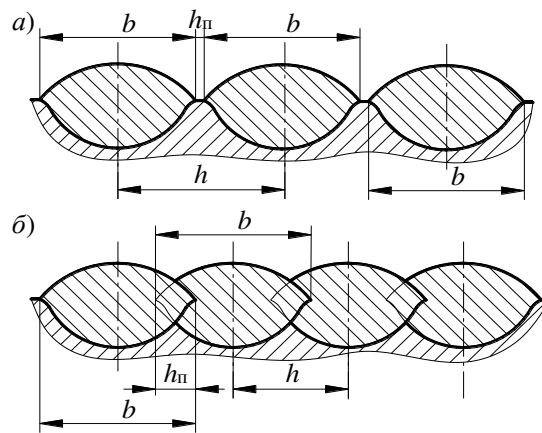


Рис. 1. Поперечное сечение единичного слоя, состоящего из единичных треков: a – шаг сканирования больше ширины единичного трека ($h > b$); b – шаг сканирования меньше ширины единичного трека ($h < b$); h – шаг сканирования; b – ширина единичного трека; $h_{\text{п}}$ – перекрытие единичных треков

Для оценки влияния величины перекрытия единичных треков $h_{\text{п}}$ на целостность единичного слоя введем коэффициент перекрытия единичных треков:

$$k_n = \frac{b-h}{b} = \frac{\pm h_n}{b}, \quad (1)$$

где k_n – коэффициент перекрытия единичных треков, м; h – шаг сканирования; b – ширина единичного трека; h_n – перекрытие единичных треков.

При $k_n \leq 0$ целостного единичного слоя получить невозможно. При $k_n > 0$ единичные треки перекрывают друг друга и формируют целостный единичный слой. Чем больше значение k_n , тем выше вероятность получения целостного единичного слоя, выше монолитность материала, но при этом падает производительность процесса СЛП. Таким образом, технологический режим СЛП обуславливает целостность и монолитность металлического изделия.

Оценка вероятности получения целостных единичных слоев при селективном лазерном плавлении. Проведем оценку единичных слоев при селективном лазерном плавлении жаропрочного никелевого сплава 08ХН53БМТЮ и алюминиевого сплава AlSi10Mg.

Основными параметрами оборудования являются: полная мощность излучения P_l , скорость сканирования $V_{скан}$, толщина слоя металлического порошка $h_{сл}$. Теоретическая оценка этих параметров для порошка жаропрочного никелевого сплава 08ХН53БМТЮ составляет: $P_l=325$ Вт; $V_{скан}=750$ мм/с; $h_{сл}=50$ мкм, а для порошка алюминиевого сплава AlSi10Mg: $V_{скан}=450$ мм/с; $P_l=50$ Вт; $h_{сл}=60$ мкм. При этих параметрах средняя ширина единичного трека для жаропрочного никелевого сплава 08ХН53БМТЮ $b=60$ мкм, а для алюминиевого сплава AlSi10Mg $b=65$ мкм.

Исходя из ширины единичного трека, зададим диапазон варьирования шага сканирования $h=40\dots70$ мкм, то есть коэффициент перекрытия единичных треков варьируется в диапазоне $k_n=-0,17\dots0,38$. Шаг сканирования h изменяем через 2мкм. При каждом шаге сканирования строим $N=10$ единичных слоев, состоящих из 20 единичных треков. Длина единичного трека составляет 10мм. Полученные единичные слои проверяем на целостность и определяем число целых единичных слоев M . Тогда вероятность появления целостного слоя при заданном коэффициенте перекрытия единичных треков k_n :

$$P_{ц}(k_n) = \frac{M}{N}, \quad (2)$$

где $P_{ц}(k_n)$ – вероятность появления целостного слоя при коэффициенте перекрытия единичных треков k_n ; N – общее число слоев; M – число целостных слоев.

Таблица 1
Вероятность появления целостных единичных слоев жаропрочного никелевого сплава 08ХН53БМТЮ при коэффициенте перекрытия k_n

k_n	-0,17	-0,13	-0,10	-0,07	-0,03	0,00	0,03	0,07	0,10	0,13	0,17	0,20	0,23
M	0	1	1	2	3	4	5	7	7	8	8	9	9
$P_{ц}(k_n)$	0	0,1	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,7	0,7	0,8	0,8	0,9	0,9

k_n	0,27	0,30	0,33
M	10	10	10
$P_{ц}(k_n)$	1,0	1,0	1,0

Обработку результатов эксперимента проводили в программе Microsoft Excel (таб. 1, 2) (рис. 1).

Таблица 2
Вероятность появления целостных единичных слоев алюминиевого сплава AlSi10Mg при коэффициенте перекрытия k_n

k_n	-0,08	-0,05	-0,02	0,02	0,05	0,08	0,11	0,14	0,17	0,20	0,23	0,26	0,29
M	0	1	1	2	2	3	5	5	6	7	7	8	9
$P_{ц}(k_n)$	0	0,1	0,1	0,2	0,2	0,3	0,5	0,5	0,6	0,7	0,7	0,8	0,9

k_n	0,32	0,35	0,38
M	10	10	10
$P_{ц}(k_n)$	1,0	1,0	1,0

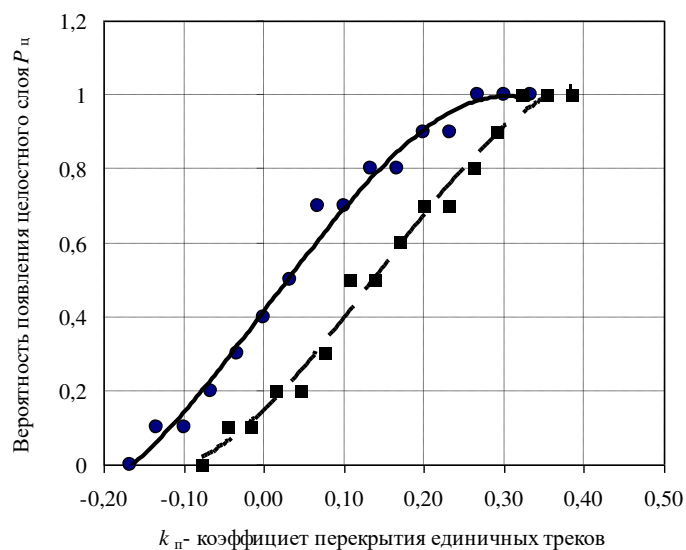


Рис. 2. Вероятность появления целостного единичного слоя $P_{ц}$ при коэффициенте перекрытия единичных треков k_n :
● – экспериментальные данные для жаропрочного никелевого сплава 08ХН53БМТЮ;
■ – экспериментальные данные для алюминиевого сплава AlSi10Mg

На основе экспериментальных данных получена полиномиальная регрессионная модель зависимости вероятности получения целостного единичного слоя от коэффициента перекрытия единичных треков для жаропрочного никелевого сплава 08ХН53БМТЮ:

$$P_{ц}(k_n) = -10,628 \cdot k_n^3 + 0,13539 \cdot k_n^2 + 2,854 \cdot k_n + 0,4144. \quad (3)$$

Величина достоверности аппроксимации экспериментальных данных по выражению (3) составляет $R^2=0,9894$.

На основе экспериментальных данных получена полиномиальная регрессионная модель зависимости вероятности получения целостного единичного слоя от коэффициента перекрытия единичных треков для алюминиевого сплава AlSi10Mg:

$$P_u(k_n) = -12,195 \cdot k_n^3 + 5,0736 \cdot k_n^2 + 2,1242 \cdot k_n + 0,1462. \quad (4)$$

Величина достоверности аппроксимации экспериментальных данных по выражению (4) составляет $R^2=0,9887$.

По результатам проведенного исследования можно сделать вывод о том, что гарантированно целостные единичные слои из порошков жаропрочного никелевого сплава 08ХН5ЗБМТЮ и алюминиевого сплава AlSi10Mg формируются при коэффициенте перекрытия единичных треков $k_n > 0,3$.

Таким образом, предложенная методика позволяет оценить целостность единичного слоя при СЛП конкретного порошка, а также обеспечить необходимую монолитность металлических изделий, задавая коэффициент перекрытия единичных треков.

Библиографический список

1. Малащенко А.А., Мезенов А.В. Лазерная сварка металлов. М.: Машиностроение, 1984. 44 с.
2. Рыкалин Н.Н., Углов А.А., Кокора А.Н. Лазерная обработка материалов. М.: Машиностроение, 1975. 296 с.
3. Григорьянц А.Г., Шиганов И.Н., Мисюрлов А.И. Технологические процессы лазерной обработки. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 663с.
4. Смуров И.Ю., Мовчан И.А., Ядройцев И.А., Окунькова А.А., Антоненкова Г.В., Черкасова Н.Ю. Аддитивное производство с помощью лазера. Проведение экспериментальных работ // Вестник МГТУ «Станкин». 2012. № 1. С. 36 – 38.
5. Попович А.А., Суфияров В.Ш., Борисов Е.В., Полозов И.А., Масайло Д.В., Григорьев А.В. Анизотропия механических свойств изделий, изготовленных методом селективного лазерного плавления порошковых материалов // Известия высших учебных заведений. Порошковая металлургия и функциональные покрытия. 2016. №3. С. 4 – 11.

УДК 621.9.04

МЕХАНИЗМЫ ПОРООБРАЗОВАНИЯ ПРИ СЕЛЕКТИВНОМ ЛАЗЕРНОМ ПЛАВЛЕНИИ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ИЗДЕЛИЙ

А. Ю. Андриюшкин¹, С. А. Мещеряков¹, А. А. Киришина¹, Е. О. Афанасьев²

¹ Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова

² Санкт-Петербургский университет ГПС МЧС России

В связи с широким внедрением в производство аддитивных технологий, в частности селективного лазерного плавления (СЛП), стала актуальной проблема обеспечения монолитности материала при формировании качественных металлических изделий. Процесс формирования металлического изделия методом СЛП сопровождается различными сложными процессами и явлениями: фазовыми переходами металла, значительными температурными перепадами по объему изделия, возникновением существенных механических напряжений в материале, усадкой металла. Все это обуславливает возникновение и развитие различных дефектов, характерным дефектом при СЛП металлических изделий является пористость. Пористость в материале может составлять 5 – 10%, что значительно ухудшает механические свойства металлического изделия.

Пористость в полученных СЛП металлических изделиях наблюдается внутри единичных треков в виде полостей округлой формы – газовых пор, а также в виде вытянутых полостей, образовавшиеся на границе между отдельными единичными треками, – межтрековые полости (поры) [1 – 8].

Влияющие на порообразование технологические факторы селективного лазерного плавления. Технологический режим СЛП, включающий основные технологические параметры: скорость сканирования, мощность лазерного луча, шаг между треками, толщина слоя порошка, должен обеспечивать минимальную пористость. Эти параметры обуславливают форму поперечного сечения единичного трека, сплавление между собой соседних единичных треков и сплавление единичного трека с нижележащим слоем металла. Формирование единичного трека из порошка при воздействии лазерного луча включает этапы:

- нагрев порошка до температуры плавления;
- формирование ванны жидкого металла из металла расплавленных частиц порошка, металла частично оплавленного соседнего трека, а также частично оплавленного металла нижнего слоя (рис. 1);
- кристаллизация жидкого металла ванны;
- охлаждение отвержденного металла до комнатной температуры.

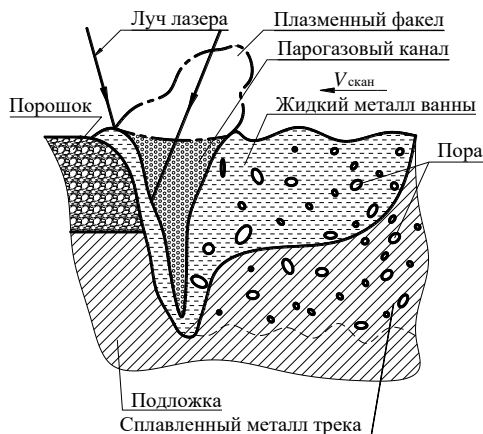


Рис. 1 Ванна жидкого металла при сплавлении частиц порошка лазерным лучом

Параметры технологического режима СЛП (h – шаг сканирования; b – ширина единичного трека; $h_{пт}$ – перекрытие единичных треков; $h_{сл}$ – толщина слоя порошка; $h_{пс}$ – перекрытие слоев) задают таким образом, чтобы пересечение поперечных сечений соседних треков обеспечивало отсутствие межтрековой полости (поры). Для описания геометрических характеристик единичного трека, его соединения с соседним треком и нижележащим слоем введем следующие коэффициенты (рис. 2).

Коэффициент перекрытия соседних единичных треков:

$$k_{nm} = \frac{b - h}{b} = \frac{\pm h_{nm}}{b}, \quad (1)$$

где $k_{пт}$ – коэффициент перекрытия соседних единичных треков, м; h – шаг сканирования, м; b – ширина единичного трека, м; $h_{пт}$ – перекрытие единичных треков, м.

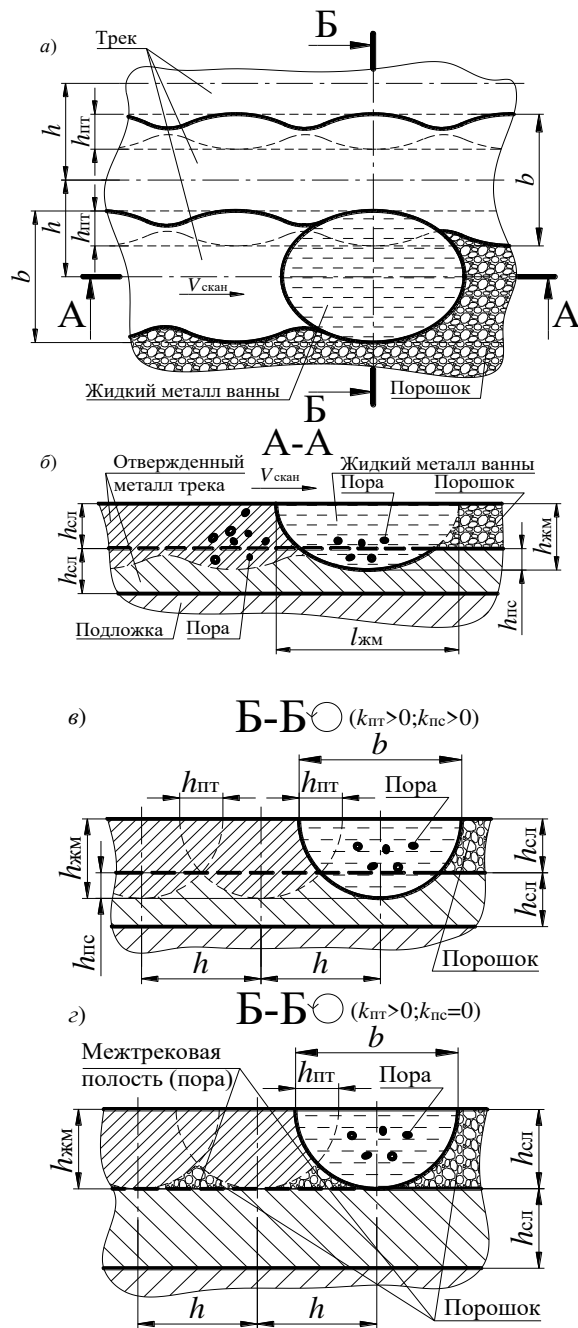


Рис. 2. Построение единичного трека и его соединение с соседним единичным треком и нижележащим слоем металла: *a* – вид сверху на единичный трек; *б* – продольный разрез А-А единичного трека; *в* – поперечный разрез Б-Б единичного трека при $k_{пт} > 0$ $k_{пс} = 0$; *г* – поперечный разрез Б-Б единичного трека при $k_{пт} > 0$ $k_{пс} > 0$; *h* – шаг сканирования; *b* – ширина единичного трека; $h_{пт}$ – перекрытие единичных треков; $h_{сл}$ – толщина слоя порошка; $h_{пс}$ – перекрытие слоев; $h_{жм}$ – глубина ванны жидкого металла; $l_{жм}$ – длина ванны жидкого металла; $k_{пт}$ – коэффициент перекрытия единичных треков; $k_{пс}$ – коэффициент перекрытия слоев; $V_{скан}$ – скорость сканирования

Коэффициент перекрытия соседних слоев:

$$k_{лс} = \frac{h_{жм} - h_{сл}}{h_{жм}} = \pm \frac{h_{лс}}{h_{жм}}, \quad (2)$$

где $k_{лс}$ - коэффициент перекрытия соседних слоев, м; $h_{жм}$ - глубина ванны жидкого металла, м; $h_{сл}$ - толщина слоя порошка, м; $h_{лс}$ - перекрытие соседних слоев, м; $h_{лс}$ - перекрытие соседних слоев, м.

Значения коэффициентов $k_{лс}$ и $k_{пт}$ зависят от формы ванны жидкого металла, которая, в свою очередь, описывается изотермической поверхностью с температурой равной температуре плавления конкретного сплава.

Для обеспечения целостности металлического изделия необходимо, чтобы коэффициент $k_{лс} \geq 0$. В этом случае соседние слои металла будут связаны между собой хотя бы в нескольких точках, но монолитность изделия будет очень низкой из-за наличия больших межтрековых полостей (пор), в которых могут оставаться нерасплавленные частицы порошка. Вероятность образования межтрековых полостей увеличивается при отрицательных значениях коэффициента $k_{пт}$. При значениях коэффициента $k_{лс} < 0$, целостность изделия будет нарушена и оно распадется на отдельные слои.

Для обеспечения монолитности металлического изделия необходимо, чтобы между соседними треками отсутствовали межтрековые полости, то есть коэффициент перекрытия соседних слоев $k_{лс} = 0,15-0,25$, при этом коэффициенте перекрытия соседних треков $k_{пт} = 0,3-0,4$. Конкретные значения коэффициентов $k_{лс}$ и $k_{пт}$ определяют экспериментально.

Механизм формирования межтрековых полостей (пор). Межтрековые полости (поры) образуются из-за недостаточного проплавления порошка и усадки металла при кристаллизации и возникают между соседними треками, где частицы порошка полностью не расплавились. Межтрековые полости образуются при консолидации и слиянии сплавляемых частиц порошка. Эти процессы сопровождаются уменьшением объема материала при переходе из порошкообразного состояния в жидкое под действие капиллярных сил, а следовательно, увеличением плотности материала. Под действием поверхностного натяжения жидкие капли металла образуют более крупные коагулированные частицы сферической формы, капли расплава затягивают в себя, окружающие их, частицы порошка. Это приводит к образованию впадины между соседними треками. Если эта впадина не заполняется жидким металлом в процессе формирования соседних единичных треков, то между ними образуется полость (пора), которая может иметь значительные размеры. Гарантированное отсутствие межтрековых полостей (пор) обеспечивается стабильностью оптимального технологического режима формирования металлического изделия, при котором значения коэффициентов $k_{лс} > 0,3$ и $k_{пт} > 0,4$.

Механизм формирования газовых пор в ванне жидкого металла. Газовые поры в ванне жидкого металла возникают при определенном сочетании технологических параметров: мощности лазерного луча и скорости сканирования. Эти параметры определяют температуру жидкого металла ванны и длительность его пребывания в жидком состоянии, скорость кристаллизации металла.

Можно выделить несколько причин образования пористости внутри единичного трека [1 – 8].

1. Появление пор в жидком металле ванны обусловлено растворенными в ней газами. В этом случае, поры образуются из-за пересыщения жидкого металла газами за счет термодиффузионных процессов и различной их растворимости газов в твердом и жидком металле.

2. Появление газовых пор в жидком металле ванны при термическом разложении органических и неорганических соединений, в результате химических реакций, испарении влаги, находящейся на поверхности сплавляемых частиц порошка. Образовавшиеся газы за счет диффузионных процессов в жидком металле ванны соединяются в газовые поры.

3. Частичное испарение металла в результате воздействия лазерного луча. Применяемые для СЛП порошки имеют сложный химический состав, в них содержатся легкоиспаряющиеся элементы (магний, марганец, цинк). Пары этих элементов способствуют росту пор вследствие перехода паров в полость поры.

По-видимому, все перечисленные причины имеют место при образовании пор в ванне жидкого металла при воздействии на металл лазерного луча.

Можно выделить следующие стадии образования поры: формирование зародыша газового пузыря; рост газового пузыря в объеме из-за диффузии газов в него; всплывание газового пузыря; фиксация газовых пузырей в металле при его отверждении и формирование поры в твердом металле единичного трека.

Зародышами газовых пузырей являются полости между расплавляемыми частицами порошка, микротрещины, вакансии и дислокации в сплавляемых частицах порошка, в которых скапливаются атомы и молекулы газов: водорода, азота, кислорода, оксидов углерода.

Рост газовых пузырей определяется в основном массопередачей газа из окружающих объемов металла за счет процессов диффузии. Полости между сплавляемыми частицами порошка образуют систему капилляров, по которым происходит интенсивная миграция газов. По этим капиллярам газы попадают в ванну жидкого металла и образуют газовые пузыри, которые начинают всплывать, увеличиваясь в объеме.

Скорость роста газового пузыря зависит от скорости диффузии и концентрации газа в металле (степени пересыщения). Для возникновения и роста газовых пузырей важно не абсолютное количество способного к выделению газа, а значение относительного пересыщения жидкого металла газом. Растворимость газов в твердом металле меньше, чем в жидком металле. Поэтому чем выше температура жидкого металла, тем больше газа может быть в нем растворено. При охлаждении жидкий металл перенасыщен газом, который начинает интенсивно выделяться в виде газовых пузырей. В процессе кристаллизации происходит повышение концентрации газа в ванне жидкого металла. Излишний, по сравнению с равновесным содержанием, газ будет выделяться в виде пузырей из жидкого металла. Давление газа в таких пузырьках может значительно превышать давление защитного газа в камере построения металлического изделия. Эти газовые пузырьки всплывают, пока позволяет вязкость жидкого металла. Не успевшие всплыть газовые пузырьки остаются в отвержденном металле в виде пор. Газовые поры в жидкости имеют округлую форму, которую они сохраняют от газового пузыря после затвердевания металла.

Таким образом, отношение пересыщающей концентрации к равновесной концентрации газа определяет вероятность образования газовых пор в металле единичного трека. Минимизация размеров и количества газовых пор в металле единичного трека обусловлена рациональным сочетанием технологических параметров СЛП, учитывающее технологические и тепловые свойства конкретного металла.

Таким образом, для обеспечения минимальной пористости необходим выбор оптимального технологического режима СЛП.

Библиографический список

1. *Волосова М. А., Окунькова А. А.* Пути оптимизации процесса селективного лазерного плавления при помощи выбора стратегии обработки лазерным лучом // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2012. Т.14. № 4-2. С. 587 – 591.
2. *Сапрыкин А. А., Сапрыкина Н. А.* Механизм формирования расплавленного слоя при селективном лазерном плавлении // В сборнике: «Инновационные технологии в машиностроении». Сб. трудов IX Международной и научно-практической конференции. 2018. С. 101 – 104.
3. *Беляев Л. В., Жданов А. В.* Пористость объемных образцов, полученных селективным лазерным плавлением порошков нержавеющей стали // Научно-технический вестник Поволжья. 2017. №5. С. 56 – 59.

4. *Беляев Л. В.* Исследование пористости объемных образцов, полученных селективным лазерным плавлением // Новая экономика и региональная наука. 2018. №1(10). С. 12 – 16.

5. *Прохоров А. М., Конов В. И., Урсу И., Михэилеску И. Н.* Взаимодействие лазерного излучения с металлами. М.: Наука, 1984. 312 с.

6. *Смуров И. Ю., Мовчан И. А., Ядройцев И. А., Окунькова А. А., Антоненкова Г. В., Черкасова Н. Ю.* Аддитивное производство с помощью лазера. Проведение экспериментальных работ // Вестник МГТУ «Станкин». 2012. № 1. С. 36 – 38.

7. *Попович А.А., Суфияров В. Ш., Борисов Е. В., Полозов И. А., Масайло Д. В., Григорьев А. В.* Анизотропия механических свойств изделий, изготовленных методом селективного лазерного плавления порошковых материалов // Известия высших учебных заведений. Порошковая металлургия и функциональные покрытия. 2016. №3. С. 4 – 11.

8. *Каблов Е. Н., Орлов М. Р., Оспенникова О. Г.* Механизмы образования пористости в монокристаллических лопатках турбины и кинетика их устранения при горячем изостатическом прессовании // Авиационные материалы и технологии. 2012. №5. С. 117 – 129.

УДК 621.735.3:621.983.31

УЧЕТ УСЛОВИЙ ТРЕНИЯ, ВЛИЯЮЩИХ НА НАКОПЛЕННУЮ ПРИ ВЫТЯЖКЕ С УТОНЕНИЕМ СТЕНКИ СТЕПЕНЬ ДЕФОРМАЦИИ, ПЕРЕМЕННУЮ ПО ТОЛЩИНЕ СТЕНКИ

П. М. Винник, А. И. Олехвер, З. Н. Расулов

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

На текущий момент на этапе проектирования режимов технологических операций изготовления металлических элементов изделий специального назначения расчет степеней деформации и, соответственно, механических свойств в заданном сечении изделия производится по усредненным показателям без учета возможного неравномерного распределения характеристик деформаций в поперечном сечении стенки [1].

Исследование и проверка этого явления представляет интерес для общего понимания процесса вытяжки с утонением стенки, которая преимущественно применяется для изготовления металлических элементов изделий специального назначения, и дальнейшей оценки возможностей прогнозирования и формирования (управления) механическими свойствами получаемых изделий.

Процесс вытяжки с утонением состоит из четырех существенно различных стадий [1]:

- деформирование дна (нестационарная стадия);
- деформирование придонного участка (нестационарная стадия);
- деформирование стенки (стационарная стадия);
- деформирование краевой части заготовки (нестационарная стадия).

Для подбора технологических режимов и оптимизации процесса вытяжки нужно иметь возможность оценить влияние основных технологических параметров на напряженно-деформированное состояние (НДС) заготовки.

При построении теоретического решения задачи нахождения НДС заготовки принимаем жесткопластическую модель материала [2, с.69].

В соответствии с [2] необходимо последовательно выполнить следующие действия:

1. задать форму и размеры очага пластической деформации (ОПД);
2. задать в ОПД скорости течения, зависящие от неизвестных функций;
3. найти компоненты скорости деформаций по заданным скоростям течения;
4. определить интенсивность скоростей деформации;

5. найти компоненты напряжений по соотношениям теории течения;
6. вычислить напряжения из уравнений равновесия;
7. определить конкретный вид неизвестных функций, входящих в выражения для скоростей течения;
8. вычислить степень деформации (накопленную деформацию) с точностью до произвольной постоянной;
9. найти зависимости текущих координат частицы от исходных координат и времени;
10. определить начальные координаты и произвольную постоянную из степени деформации;
11. определить размеры областей, в которых материальные частицы проходят один и тот же путь;
12. расчет средней накопленной деформации в ОПД и среднего напряжения текучести;
13. определение размеров ОПД с помощью принципа минимума удельной силы деформирования;
14. построение диаграммы изменения силы по ходу деформирующего инструмента.

Для вытяжки с утонением стенки полный расчет напряженно-деформированного состояния по этой схеме выполнен в [3, гл. 15]. Там обосновано, что при реально применяемых углах конусности матрицы ($\alpha \leq 20^\circ$) задачу можно полагать плоской, а течение металла в ОПД — происходящим по радиусу.

Выбираем цилиндрическую систему координат, центр которой располагается в осевом сечении заготовки на пересечении конусной поверхности матрицы и наружной поверхности пуансона, а ось OZ направлена перпендикулярно плоскости осевого сечения. Таким образом, принимаем следующие допущения.

1) Предполагаем, что ОПД — это кольцевой сектор, ограниченный радиусами, идущими под углами $\varphi=0$ и $\varphi=\alpha$, и дугами концентрических окружностей с радиусами $\rho=b$ и $\rho=a$ (рис. 1).

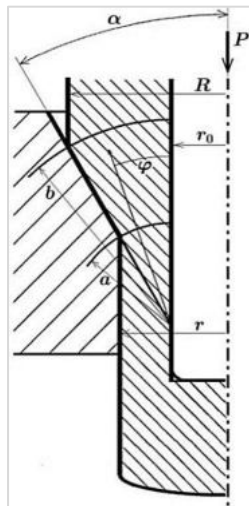


Рис. 1. Общая схема вытяжки с утонением стенки.

2) Предполагаем, что течение происходит по радиусу, следовательно,

$$v_z = 0, \quad v_\varphi = 0.$$

3) Вследствие плоского характера задачи предполагаем, что от координаты z ничего не зависит.

Для цилиндрических координат скорости течения и скорости деформации связаны формулами [2, с.69], которые при сделанных предположениях выражения для скоростей деформации принимают вид:

$$\xi_{\rho} = \frac{\partial v_{\rho}}{\partial \rho}; \quad \xi_{\varphi} = \frac{v_{\rho}}{\rho}; \quad \xi_z = 0; \quad \eta_{\rho z} = 0; \quad \eta_{\varphi z} = 0; \quad \eta_{\rho\varphi} = \frac{1}{\rho} \frac{\partial v_{\rho}}{\partial \varphi}. \quad (1)$$

При решении задач теории пластичности обоснованно принимается предположение о несжимаемости материала $\xi_{\rho} + \xi_{\varphi} + \xi_z = 0$. Из него и (1) получаем: $\frac{\partial v_{\rho}}{\partial \rho} + \frac{v_{\rho}}{\rho} = 0$. \Rightarrow

$$\frac{\partial v_{\rho}}{\partial \rho} = -\frac{v_{\rho}}{\rho}. \text{ Откуда}$$

$$v_{\rho} = \frac{f(\varphi)}{\rho}, \quad (2)$$

где $f(\varphi) < 0$, так как радиальная координата убывает при движении по траектории через ОПД ($f(\varphi)$ — функция, которую нужно будет найти). Подставляя (2) в (1), получаем ненулевые компоненты скоростей деформаций:

$$\xi_{\rho} = -\frac{f(\varphi)}{\rho^2}; \quad \xi_{\varphi} = \frac{f'(\varphi)}{\rho^2}; \quad \eta_{\rho\varphi} = \frac{f'(\varphi)}{\rho^2}. \quad (3)$$

Вычисляем интенсивность скоростей деформации по формуле (2.21) из [2]:

$$\xi_i = \frac{\sqrt{2}}{3\rho^2} \sqrt{6f^2(\varphi) + 3(f'(\varphi))^2} = \frac{1}{3\rho^2} \sqrt{12f^2(\varphi) + 3(f'(\varphi))^2}. \quad (4)$$

Уравнения связи между скоростями деформаций и компонентами напряжений в рамках теории течения

$$\begin{aligned} \sigma_{\rho} &= \sigma + \frac{2}{3} \frac{\sigma_i}{\xi_i} \xi_{\rho}; \quad \sigma_{\varphi} = \sigma + \frac{2}{3} \frac{\sigma_i}{\xi_i} \xi_{\varphi}; \quad \sigma_z = \sigma + \frac{2}{3} \frac{\sigma_i}{\xi_i} \xi_z; \quad \tau_{\rho\varphi} = \frac{1}{3} \frac{\sigma_i}{\xi_i} \eta_{\rho\varphi}; \\ \tau_{\rho z} &= \frac{1}{3} \frac{\sigma_i}{\xi_i} \eta_{\rho z}; \quad \tau_{\varphi z} = \frac{1}{3} \frac{\sigma_i}{\xi_i} \eta_{\varphi z} \end{aligned} \quad (5)$$

Как и в [2, 3] принимаем жесткопластическую модель материала, то есть в ОПД $\sigma_i = \text{const} = \sigma_T$, где σ_T — это напряжение текучести. Из третьего выражения (3), (4) и четвертого выражения (5) находим касательное напряжение $\tau_{\rho\varphi}$:

$$\tau_{\rho\varphi} = \frac{\sigma_i f'(\varphi)}{\sqrt{12f^2(\varphi) + 3(f'(\varphi))^2}} = f_1(\varphi) \quad (6)$$

и замечаем, что оно не зависит от ρ . Для остальных ненулевых компонентов напряжений из (5) имеем:

$$\sigma_{\rho} = \sigma - \frac{2\sigma_i f(\varphi)}{\sqrt{12f^2(\varphi) + 3(f'(\varphi))^2}}; \quad \sigma_{\varphi} = \sigma + \frac{2\sigma_i f(\varphi)}{\sqrt{12f^2(\varphi) + 3(f'(\varphi))^2}}; \quad \sigma_z = \sigma. \quad (7)$$

Искомых функций сейчас две — это σ , зависящая, вообще говоря, и от ρ , и от φ , и $f(\varphi)$.

Для цилиндрических координат уравнения равновесия имеют вид [4, с.120]. В рассматриваемом случае при принятых предположениях с учетом независимости всех компонентов и деформаций, и напряжений от z и равенства нулю двух касательных напряжений $\tau_{\rho z} = 0$;

$\tau_{\varphi z} = 0$ третье уравнение вырождается в тождество, а первые два приобретают вид (во втором учтено, что $\tau_{\rho\varphi} = f_1(\varphi)$):

$$\frac{\partial \sigma_\rho}{\partial \rho} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \tau_{\rho\varphi}}{\partial \varphi} + \frac{\sigma_\rho - \sigma_\varphi}{\rho} = 0, \quad (8)$$

$$\frac{\partial \sigma_\varphi}{\partial \varphi} + 2\tau_{\rho\varphi} = 0. \quad (9)$$

В отличие от [3], мы не будем для упрощения решения системы применять энергетическое условие пластичности Губера-Мизеса $\sigma_\rho - \sigma_\varphi = \beta\sigma_T$.

Из уравнения (9) получаем:

$$\sigma_\varphi = -2 \int \tau_{\rho\varphi} d\varphi + f_2(\rho). \quad (10)$$

Из первых двух формул (7) следует, что $\sigma_\rho = \sigma_\varphi - \frac{4\sigma_i f(\varphi)}{\sqrt{12f^2(\varphi) + 3(f'(\varphi))^2}}$, то есть

$$\sigma_\rho = -2 \int \tau_{\rho\varphi} d\varphi + f_2(\rho) - \frac{4\sigma_i f(\varphi)}{\sqrt{12f^2(\varphi) + 3(f'(\varphi))^2}}. \quad (11)$$

Отметим, что если вычислить производную по ρ от обеих частей (11), то, так как первое и третье слагаемые правой части (11) не зависят от ρ , получим, что $\frac{\partial \sigma_\rho}{\partial \rho} = f_2'(\rho)$. От-

сюда следует, что $\frac{\partial \sigma_\rho}{\partial \rho}$ не может зависеть от φ . Перегруппируем тогда члены уравнения (8):

$$\rho \frac{\partial \sigma_\rho}{\partial \rho} = -\frac{\partial \tau_{\rho\varphi}}{\partial \varphi} - (\sigma_\rho - \sigma_\varphi). \quad (12)$$

Левая часть уравнения (12) не зависит от φ , а правая – не зависит от ρ . Так как они равны друг другу, то обе части (12) должны быть одной и той же константой (обозначим ее Q). Из левой части (12):

$$\rho \frac{\partial \sigma_\rho}{\partial \rho} = Q, \quad \rho \frac{df_2(\rho)}{d\rho} = Q, \quad f_2(\rho) = Q \ln \rho + C_1. \quad (13)$$

Итак, из правой части (12):

$$\frac{\partial \tau_{\rho\varphi}}{\partial \varphi} = \frac{4\sigma_i f(\varphi)}{\sqrt{12f^2(\varphi) + 3(f'(\varphi))^2}} - Q.$$

С учетом (6), получаем:

$$\left(\frac{\sigma_i f'(\varphi)}{\sqrt{12f^2(\varphi) + 3(f'(\varphi))^2}} \right)' = \frac{4\sigma_i f(\varphi)}{\sqrt{12f^2(\varphi) + 3(f'(\varphi))^2}} - Q. \quad (14)$$

Из (14), введя обозначение $\frac{f'(\varphi)}{f(\varphi)} = Y(\varphi) - \frac{1}{Y(\varphi)}$, получаем:

$$\arctg(Y(\varphi)) - \left[\begin{array}{l} \frac{1}{\sqrt{1-\frac{4\sigma_i^2}{3Q^2}}} \arctg\left(Y(\varphi) + \frac{2\sigma_i}{Q\sqrt{3}}\right), \text{ при } 3Q^2 > 4\sigma_i^2 \\ \frac{1}{2\sqrt{\frac{4\sigma_i^2}{3Q^2}-1}} \ln \left| \frac{Y(\varphi) + \frac{2\sigma_i}{Q\sqrt{3}} - \sqrt{\frac{4\sigma_i^2}{3Q^2}-1}}{Y(\varphi) + \frac{2\sigma_i}{Q\sqrt{3}} + \sqrt{\frac{4\sigma_i^2}{3Q^2}-1}} \right|, \text{ при } 3Q^2 < 4\sigma_i^2 \\ -\frac{1}{Y(\varphi) + \frac{2\sigma_i}{Q\sqrt{3}}}, \text{ при } 3Q^2 = 4\sigma_i^2 \end{array} \right] = \varphi + C_2 \quad (15)$$

Для определения неизвестных констант Q и C_2 применим условия трения Зибеля [3, с.277]:

$$\tau_{\text{касн.поверхтрения по матрице}} = \beta\mu\sigma_T, \quad \tau_{\text{касн.поверхтрения по пуансоне}} = \frac{1}{2}\beta\mu_1\sigma_T, \quad (16)$$

где μ — коэффициент трения по матрице, μ_1 — коэффициент трения по пуансону, β — параметр Лоде, характеризующий вид напряженного состояния (при плоском состоянии $\beta = 2/\sqrt{3}$).

Выразим для дальнейшего граничные условия (16) через функцию $Y(\varphi)$:

$$Y(\alpha) = \sqrt{\frac{1-\beta\mu\sqrt{3}}{1+\beta\mu\sqrt{3}}}. \quad (17)$$

$$Y(0) = \sqrt{\frac{1-0,5\beta\mu_1\sqrt{3}}{1+0,5\beta\mu_1\sqrt{3}}}. \quad (18)$$

Числители в (17) и (18) при увеличении коэффициентов трения убывают, а знаменатели — возрастают, поэтому $Y(\alpha)$ и $Y(0)$ при увеличении μ и μ_1 убывают от 1 до 0 и $1/\sqrt{3}$ (так как $0 \leq \mu \leq 0,5$, $0 \leq \mu_1 \leq 0,5$). Отметим, что условие $Y(\alpha) > Y(0)$ равносильно условию $\mu_1 > 2\mu$.

Постоянную C_1 можно найти (как в [3]) из условия равенства сил на границе ОПД и недеформированной зоны в стенке. Таким образом, можно считать, что напряженно-деформированное состояние заготовки при вытяжке с утонением стенки при отказе от применения упрощающего энергетического условия пластичности Губера-Мизеса установлено.

Для оценки накопленной деформации обычно применяются (в частности, в [3]) формулы, учитывающие изменение геометрических размеров заготовки при вытяжке с утонением стенки:

$$e_i = \beta \cdot \ln \frac{R_{нд}^2 - R_{внутр}^2}{R_{нп}^2 - R_{внутр}^2}, \quad (19)$$

где $R_{внутр}$ — внутренний радиус заготовки, $R_{нд}$ — наружный радиус заготовки перед вытяжкой с утонением стенки, $R_{нп}$ — наружный радиус заготовки после вытяжки с утонением стенки, β — коэффициент Лоде.

В [5] показано, что расчет степени деформации по формуле (19) не позволяет учесть изменение накопленной деформации по толщине стенки, а потому правильнее применять сте-

пень деформации по Ильюшину А.А. — величину e_i , определяемую как решение дифференциального уравнения в частных производных [6, с.51], которое для рассматриваемого случая имеет вид $\frac{\partial e_i}{\partial t} + \frac{\partial e_i}{\partial \varphi} v_\varphi + \frac{\partial e_i}{\partial \rho} v_\rho + \frac{\partial e_i}{\partial z} v_z = \xi_i$, то есть

$$\frac{\partial e_i}{\partial t} + \frac{\partial e_i}{\partial \rho} \frac{f(\varphi)}{\rho} = \frac{1}{3\rho^2} \sqrt{12f^2(\varphi) + 3(f'(\varphi))^2}. \quad (20)$$

Решая (20), находим общее решение:

$$e_i(t, \rho, \varphi) = \frac{\sqrt{12 \cdot (f(\varphi))^2 + 3 \cdot (f'(\varphi))^2}}{3 \cdot f(\varphi)} \cdot \ln(\rho) + F\left(\varphi, t - \frac{\rho^2}{2 \cdot f(\varphi)}\right). \quad (21)$$

При движении частицы через ОПД радиальная координата уменьшается от b до a . Значения радиальной координаты и времени t при движении по траектории связаны друг с другом однозначной зависимостью. Рассмотрим малый промежуток времени Δt . За это время радиальная координата материальной частицы изменилась от некоторой величины ρ до величины $\rho + \Delta\rho$ ($\Delta\rho < 0$, так как при движении через ОПД радиальная координата уменьшается). Вследствие малости Δt можно считать, что скорость материальной частицы постоянна. Тогда $\Delta t = \frac{-\Delta\rho}{-v_\rho} = \frac{\rho\Delta\rho}{f(\varphi)}$. Время, затраченное на то, чтобы материальная частица, войдя в

ОПД в момент времени $t = 0$ (ему соответствует значение $\rho = b$) по радиусу под углом φ , продвинулась по этому радиусу до некоторого значения радиальной координаты ρ находим по формуле:

$$t(\varphi) = \int_b^\rho \frac{\rho d\rho}{f(\varphi)} = \frac{\rho^2 - b^2}{2f(\varphi)}. \quad (22)$$

Материальная частица, входящая в ОПД по радиусу под углом φ , ранее могла приобрести некоторую степень деформации $e_{i0}(\varphi)$. Тогда из (21), подставляя $\rho = b$ (и $t = 0$), получаем:

$$F\left(\varphi, -\frac{b^2}{2 \cdot f(\varphi)}\right) = e_{i0}(\varphi) - \frac{\sqrt{12 \cdot (f(\varphi))^2 + 3 \cdot (f'(\varphi))^2}}{3 \cdot f(\varphi)} \cdot \ln(b). \quad (23)$$

При движении по траектории в ОПД время t и радиальная координата ρ постоянно связаны соотношением (22), а потому можно считать, что независимыми переменными являются только радиальная координата ρ и угол φ входа в ОПД (наклона траектории), поэтому для произвольного момента времени для точки, движущейся через ОПД по траектории-радиусу под углом φ , по (21) и (23) получаем:

$$e_i(t, \rho, \varphi) = \frac{\sqrt{12 \cdot (f(\varphi))^2 + 3 \cdot (f'(\varphi))^2}}{3 \cdot f(\varphi)} \cdot \ln\left(\frac{\rho}{b}\right) + e_{i0}(\varphi).$$

Учитывая, что $f(\varphi) < 0$, а, следовательно, $\sqrt{f^2(\varphi)} = -f(\varphi)$, получаем, что степень деформации материальной частицы заготовки после вытяжки с утонением стенки выражается формулой:

$$e_i(t, a, \varphi) = \frac{Y^2(\varphi) + 1}{\sqrt{3} \cdot Y(\varphi)} \cdot \ln\left(\frac{b}{a}\right) + e_{i0}(\varphi). \quad (24)$$

где $e_{i_0}(\varphi)$ — степень деформации, накопленная материальной частицей ранее, до вытяжки с утонением стенки, функция $Y(\varphi)$ определяется неявным уравнением (15), b — наружный, a — внутренний радиусы ОПД (см. рис. 1).

Для проведения расчетов степени деформации по формуле (24) сначала необходимо задать величины коэффициентов трения μ по матрице и μ_1 по пуансону. Затем по формулам (17) и (18) необходимо вычислить $Y(\alpha)$ и $Y(0)$ соответственно. Найденные значения $Y(\alpha)$ (подставляя $\varphi = \alpha$) и $Y(0)$ (подставляя $\varphi = 0$) нужно подставить в (15) и численно решить полученную систему, найдя C_2 и Q . Так как система (15) аналитически неразрешима, то необходимо выбрать на отрезке $\varphi \in (0; \alpha)$ достаточное количество точек φ_k $k = 1, \dots, K$ (чем больше K , тем кривая $Y = Y(\varphi)$ точнее). Затем необходимо для каждого из выбранных значений φ_k численно решить систему (15), вычислив значение $Y_k = Y(\varphi_k)$. Затем для каждого Y_k остается вычислить значение накопленной деформации.

Отметим, во-первых, что при $\mu_1 > 2\mu$ во втором слагаемом (15) следует выбирать строку с логарифмом, при $\mu_1 < 2\mu$ — верхнюю строку с двумя арктангенсами, а, во-вторых, при $\mu_1 = 2\mu$ (по (17) и (18) получаем тогда $Y(\alpha) = Y(0)$) система (15) для поиска C_2 и Q не имеет решения — при подстановке $Y(\alpha)$ и $Y(0)$ левые части одинаковы, а правые — разные: $\alpha + C_2$ и C_2 . Практического значения это не имеет, так как в реальных процессах невозможно точное равенство $\mu_1 = 2\mu$.

В работе [7] получена аналитическая формула для расчета степени деформации при вытяжке с утонением стенки, учитывающая влияние условий трения по матрице и пуансону и позволяющая оценить характер изменения степени деформации по толщине стенки:

$$e_{i,fin}(\varphi) = \frac{2}{\sqrt{3}} \cdot \frac{1}{\sqrt{1 - 3(C_1 - C\varphi)^2}} \cdot \ln\left(\frac{b}{a}\right) + e_{i_0}(\varphi), \quad (25)$$

где $C_1 = 0,5\beta\mu_1$, $C = \beta(0,5\mu_1 - \mu)/\alpha$, μ — коэффициент трения по поверхности, μ_1 — коэффициент трения по поверхности пуансона.

В [5, табл. 1] показано, что различие между степенью деформации, рассчитанной по формуле (19) и усредненной по толщине стенки степенью деформации, рассчитанной по формуле (25) составляет порядка 10%. Неоднородность будет наиболее существенной (степень деформации на наружной поверхности может превосходить таковую на внутренней поверхности в (до) полтора раза) в том случае, если трение по матрице большое, а по пуансону — достаточно малое (см. [5, рис. 1]). В случае $\mu_1 = 2\mu$ степень деформации по толщине стенки постоянна.

На рис. 2 приведены графики изменения степени деформации по толщине стенки для разных значений коэффициентов трения при угле конусности матрицы $\alpha = \pi/10$, рассчитанные по (24) и (25). Видно, что результаты достаточно близки. Наибольшие различия (см. рисунок 2 г) наблюдаются тогда, когда трение по матрице велико, а по пуансону — мало, но и в этом случае они не превосходят 10%. Напомним, что при построении технологического процесса вытяжки с утонением стенки рекомендуется, чтобы трение по пуансону было немного больше (для лучшего втягивания заготовки в матрицу), чем по матрице, поэтому даже погрешность в 10% в реальных условиях маловероятна. Отметим еще, для степени деформации прямо на внутренней и наружной поверхности формулы (24) и (25) дают всегда одинаковый результат.

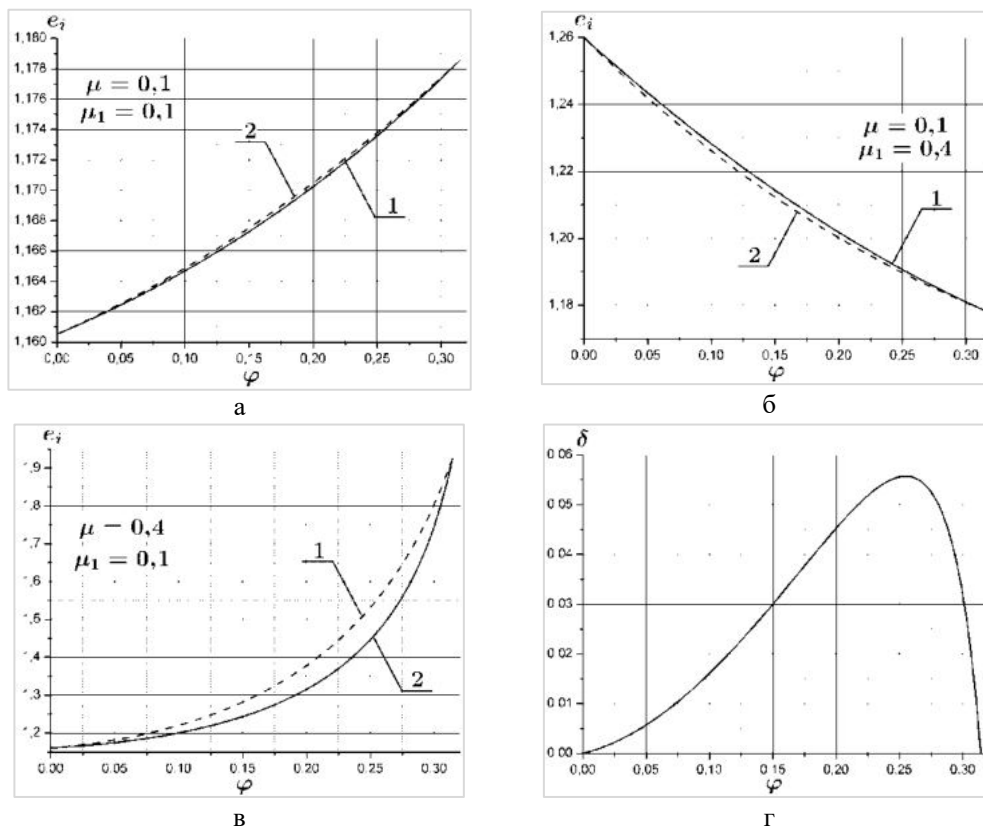


Рис. 2. Изменение степени деформации e_i по толщине стенки

1 – степень деформации по (24), 2 – степень деформации по (25). а) $\mu = 0,1$, $\mu_1 = 0,1$; б) $\mu = 0,1$, $\mu_1 = 0,4$; в) $\mu = 0,4$, $\mu_1 = 0,1$; г) относительная погрешность вычислений по (24) по отношению к вычислениям по (25) для случая $\mu = 0,4$, $\mu_1 = 0,1$.

В [5] для характеристики происходящих при вытяжке пластических деформаций рассматривался произвольный слой точек, располагавшийся в стенке заготовки горизонтально до вытяжки. Было показано, что изменение формы слоя определяется временем прохождения ОПД материальной частицей, которое, в свою очередь, зависит как от угла входа частицы в ОПД, так и от скорости движения частицы по радиусу через ОПД (см. рис.3). Время прохождения участков пути $A_1(\varphi)A_2(\varphi)A_3(\varphi)A_4(\varphi)$ находится по формулам

$$t_{A_1A_2}(\varphi) = \frac{b - b \cdot \cos(\varphi)}{v_1}, \quad t_{A_2A_3}(\varphi) = \frac{a^2 - b^2}{2 \cdot f(\varphi)}, \quad t_{A_3A_4}(\varphi) = \frac{a \cdot (\cos(\varphi) - \cos(\alpha))}{v_0},$$

где v_1 – скорость частицы до входа в ОПД, v_0 – скорость частицы после выхода из ОПД. Для вычисления времени необходимо вычислить функцию $f(\varphi)$, определяемую равенством (2), и скорость v_1 . Учитывая соотношение $\frac{f'(\varphi)}{f(\varphi)} = Y - \frac{1}{Y}$, и что $f(\varphi) < 0$, получаем:

$$f(\varphi) = -C_3 \frac{Y^2 + 1}{Y^2 + \frac{4\sigma_i}{Q\sqrt{3}}Y + 1}. \quad (26)$$

Из условия непрерывности при выходе из ОПД скорости материальной точки, находящейся на внутренней поверхности стакана, получаем:

$$f(\varphi) = -v_0 a \cdot \frac{Y^2(0) + \frac{4\sigma_i}{Q\sqrt{3}}Y(0) + 1}{Y^2(0) + 1} \cdot \frac{Y^2 + 1}{Y^2 + \frac{4\sigma_i}{Q\sqrt{3}}Y + 1}.$$

Из условия непрерывности при входе в ОПД скорости материальной точки, находящейся на внутренней поверхности стакана, находим скорость v_1 в верхней жесткой области: $v_1 = v_0 a / b$.

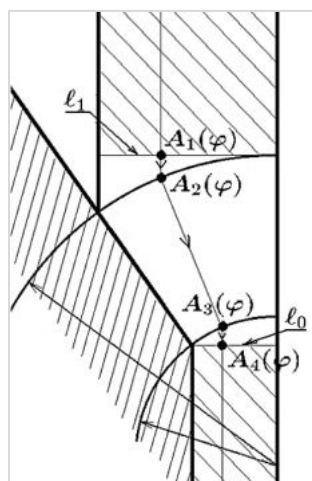


Рис. 3. Траектория движения материальной точки через ОПД.

Выводы:

1. Показано, что расчет напряженно-деформированного состояния заготовки при вытяжке с утонением стенки может быть проведен и при отказе от применения упрощающего предположения – энергетического условия пластичности Губера-Мизеса $\sigma_\rho - \sigma_\varphi = \beta\sigma_T$.

2. Показано, что аналитические расчетные формулы становятся существенно сложнее.

4. Показано, что различие в расчетах накопленной деформации не превосходит 10%.

5. Таким образом, отказ от применения упрощающего предположения – энергетического условия пластичности Губера-Мизеса $\sigma_\rho - \sigma_\varphi = \beta\sigma_T$ – при расчетах напряженно-деформированного состояния заготовки при вытяжке с утонением стенки нецелесообразен.

Библиографический список

1. Агеев Н. П., Данилин Г. А., Огородников В. П. Технология производства патронов стрелкового оружия. Часть 2. СПб: БГТУ «Военмех», 2006. 533 с.

2. *Воронцов А. Л.* Теория и расчеты процессов обработки металлов давлением. Том. 1. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, М. 2014. 396 с.
3. *Воронцов А. Л.* Теория и расчеты процессов обработки металлов давлением. Том. 2. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, М. 2014. 441 с.
4. *Гун Г. Я.* Теоретические основы обработки металлов давлением. М. Металлургия, 1980. 456 с.
6. *Винник П.М.* и др. Прогнозирование механических свойств детали, полученной вытяжкой с утонением // *Металлообработка.* 2015. №4(88). С. 31 – 36.
7. *Смирнов-Аляев Г. А.* Сопротивление материалов пластическому деформированию. Л. Машиностроение, 1978. 368 с.
8. *Винник П. М.* и др. Экспериментально-аналитическая оценка неравномерности механических характеристик штампуемых деталей // *Кузнечно-штамповочное производство. Обработка материалов давлением.* 2015. № 11. С. 27 – 32.

УДК 621.7

АЛЬТЕРНАТИВНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЧАСТО ВЫВОДИМЫХ ИЗ СТРОЯ ДЕТАЛЕЙ

Р. Д. Гусейнов, Д. А. Максимов

*НИИ (ВСИ МТО ВС РФ) Военной академии материально-технического обеспечения имени
генерала армии А.В. Хрулева*

Одной из самых главных задач технического обеспечения войск (сил) является восстановление вооружения и военной техники (ВВТ), а также обеспечение войск (сил) всеми необходимыми узловыми агрегатами и деталями.

В настоящей статье рассматривается альтернативный вариант изготовления заготовок/готовых изделий из порошкового материала с усовершенствованной технологией «Комбинированное виброформование и эластостатическое прессование порошков» взамен «Горячей объемной штамповки» (ГОШ).

Материалы порошкового происхождения нашли своё широкое применение в различных областях машиностроения, они применяются, когда необходимы материалы (со специальными свойствами), которые получить практически не представляется возможным другими способами. В следствии чего, изделия, изготовленные из порошковых материалов, обладают более высокими характеристиками, нежели материалы, полученные по традиционной технологии (литьё, штамповка). При получении изделий из порошков улучшаются технико-экономические показатели производства по сравнению с традиционной технологией (сокращается расход сырьевого материала, упрощается технология изготовления, уменьшаются затраты на оборудования, рабочую силу и т. п.) [1].

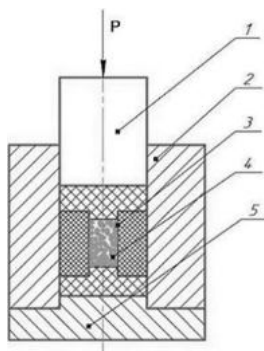
Процесс формования в большинстве случаев определяет технологические возможности порошковой металлургии. Низкая текучесть порошков затрудняет прессование деталей сложной формы, высокие давления прессования ограничивают размеры деталей. Формование также существенно влияет на их физико-механические свойства и эксплуатационные характеристики [2].

Использование вибраций при засыпке и утряске порошкового материала в пресс-форме или в процессе уплотнения позволяет намного уменьшить давление прессования и повысить равномерность получаемых прессовок сложной формы. Позитивное воздействие вибрации на процесс уплотнения порошка связано с разрушением начальных связей между частицами (в частности, арок) и улучшением подвижности частиц друг относительно друга, в результате чего достигается высокая плотность их укладки (85 % и выше от теоретически возможной для

данного порошка с установленным гранулометрическим составом). Наглядней всего вибрация проявляется при уплотнении порошков, представляющих собой набор фракций частиц.

Из методов прессования подвижными средами одним из самых перспективных в будущем, но мало востребованным на данный момент является эластостатическое прессование (ЭСП). Эластостатическое прессование выделяется среди других способов прессования подвижными средами. Данный вид прессования легко подвергается механизации и автоматизации, ей присуще высокая производительность с использованием простого и универсального оборудования и оснасток.

Схема ЭСП продемонстрирована на рисунке 1. Формование изделия из порошка 4 происходит под действием давления, передаваемого эластичным формующим элементом 3, помещенным в стальной контейнер 2 и сжимаемым в осевом направлении пуансоном 1. Метод обеспечивается благодаря близкому к изостатическому характеру нагружения, что позволяет получать равноплотные изделия с относительной плотностью до 0,85 – 0,9. Прессование осуществляется при давлении до 800 МПа. Эластостатическое прессование наиболее эффективно при изготовлении тонкостенных осесимметричных деталей в мелкосерийном производстве, а также сплошных заготовок простой формы. [3]



Ри. 1. Схема эластостатического прессования:
1 – пуансон, 2 – контейнер, 3 – эластичный блок, 4 – порошок, 5 – основание

Эластостатическое прессование выгодно отличается от других способов прессования подвижными средами. ЭСП обладает высокой производительностью, простотой и универсальностью оборудования и оснастки, простотой механизации и автоматизации, возможностью использования в гибких автоматизированных производствах. Применение метода эластостатического прессования дает возможность регулировки полей давления, что позволяет создать в порошковой заготовке разнообразные схемы напряженно-деформированного состояния. Оснастка для ЭСП удобна в эксплуатации и производстве – ее элементы не требуют точной пригонки элементов друг к другу и сложных уплотнительных устройств, что делает оснастку проще и дешевле в изготовлении. Благодаря этим качествам ЭСП может применяться как в серийном, так и в единичном производстве.

Библиографический список

1. Федороченко И. М., Францевич И. Н., Радомысльский И. Д. и др. Порошковая металлургия. Материалы, технология, свойства, области применения. К.:Наукова думка, 1985. 624 с.
2. Гоциридзе А. В., Кузнецов П. А., Юргенсон Э. Е. Технология производства изделий из порошков. Учебное пособие. СПб: Изд-во ПИМаш, 2012. 152 с.
3. http://studopedia.ru/14_1753_klassifikatsiya-poroshkovih-materialov.html.

ОЦЕНКА ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ С МЕЛКОДИСПЕРСНЫМ ОКСИДОМ ЦИНКА

Н. Ю. Ефремов, О. А. Орешина

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

В настоящее время почти ни одно электронное устройство не обходится без использования процессоров, транзисторов и диодов. Изготовители современной электроники, в том числе и для изделий специального назначения, стремятся уменьшить габариты оборудования и параллельно увеличить его функциональность и мощность. Несмотря на это, количество тепла, рассеиваемое оборудованием, не уменьшается, а увеличивается. В связи с этим своей актуальности не теряет проблема отвода тепла.

Для обеспечения необходимого теплового режима работы применяют специальные радиаторы, большие металлические элементы, элементы шасси, некоторые несущие конструкции прибора, а иногда даже целые системы теплоотвода, имеющие в своем составе вентилятор охлаждения. Между корпусом охлаждаемых элементов и радиатором необходим надежный теплопроводный контакт, но их поверхности не являются абсолютно гладкими - микроскопические неровности, препятствуют плотному прилеганию частей, что приводит к ухудшению теплообмена. Одним из вариантов решения данной проблемы является применение теплопроводящих компаундов и герметиков [1].

В качестве объекта исследования были выбраны полимерные композиционные дисперсно-наполненные материалы, планируемые к применению в качестве теплопроводящих герметиков, с порошком оксида цинка на основе полимерных матриц – силиконового каучука типов СКТН А и СКТН Г и полиуретана BASF.

Целью данного исследования является оценка значений основных показателей качества исследуемых ПКМ. Среди основных задач исследования выделяются формирование матрицы составов образцов для исследования и их изготовления, оценка значений физико-механических и электрических характеристик материалов, анализ полученных результатов.

Для проведения оценки физико-механических и электрических характеристик ПКМ применяется следующий подход к построению линеек образцов:

- изучение всех возможных сочетаний полимерной основы и наполнителя (7 вариантов);
- построение линеек образцов для каждого отдельного сочетания с содержанием наполнителя от 20 до 60 % по массе;
- для каждого конкретного состава изготавливаются образцы всех требуемых типов (для измерений прочности при растяжении, относительного удлинения, удельного объемного и удельного поверхностного электрических сопротивлений).

В таблице 1 представлена матрица составов образцов с наполнителем на основе оксида цинка.

Испытания и измерения с целью оценки показателей качества полимерных композиционных материалов выполнены на оборудовании учебно-исследовательского комплекса [2]. Образцы для механических изготавливались в соответствии с типовым чертежом из пластин путем отреза участка нужной ширины. На разрывной машине были испытаны образцы всех перечисленных выше составов в полном соответствии со стандартной методикой испытаний. Полученные значения предела прочности и относительного удлинения при разрыве для образцов на силиконовой основе приведены в таблицах 2 – 3.

Рассмотрим изменение значений прочности и относительного удлинения на примере образцов, содержащих силиконовые матрицы типа СКТН А с наполнителем на основе оксида цинка. На рис. 1 и 2 показано изменение механических характеристик при увеличении массо-

вого содержания наполнителя силиконовых композитов. Введение наполнителя в смеси приводит к увеличению прочности и некоторому снижению эластичности образцов.

Таблица 1
Матрица составов образцов

№ образца	Тип полимерного связующего	Содержание, массовые %		
		полимерного связующего	наполнителя	дополнительных компонентов
Без наполнителя				
1	СКТН А	100	–	–
2	СКТН А	95	–	ПМС-50 – 5
3	СКТН Г	100	–	–
4	СКТН Г	95	–	ПМС-50 – 5
5	BASF	100	–	–
6	BASF	95	–	ДОФ
С наполнителем (оксид цинка)				
7	СКТН А	80	20	–
8	СКТН А	60	40	–
9	СКТН А	40	60	–
10	СКТН А	75	20	ПМС-50 – 5
11	СКТН А	45	50	ПМС-50 – 5
12	СКТН Г	80	20	–
13	СКТН Г	60	40	–
14	СКТН Г	40	60	–
15	СКТН Г	75	20	ПМС-50 – 5
16	СКТН Г	45	50	ПМС-50 – 5
17	BASF	80	20	–
18	BASF	60	40	–
19	BASF	40	60	–
20	BASF	75	20	ДОФ
21	BASF	55	40	ДОФ

Таблица 2
Материалы на основе силикона СКТН А

№	Дополнительные компоненты	Предел прочности, МПа	ε, %
Без наполнителя			
1		0,18	44,01
2	ПМС-50-5	0,22	44,78
С наполнителем (оксид цинка)			
7		0,21	43,25
8		0,29	23,96
9		0,64	34,35
10	ПМС-50-5	0,25	38,76
11	ПМС-50-5	0,36	39,23

Таблица 3
Материалы на основе силикона СКТН Г

№	Дополнительные компоненты	Предел прочности, МПа	ϵ , %
Без наполнителя			
3		0,19	26,69
4	ПМС-50-5	0,07	12,20
С наполнителем (оксид цинка)			
12		0,30	44,60
13		0,40	67,62
14		0,65	83,70
15	ПМС-50-5	0,22	31,52
16	ПМС-50-5	0,61	60,50

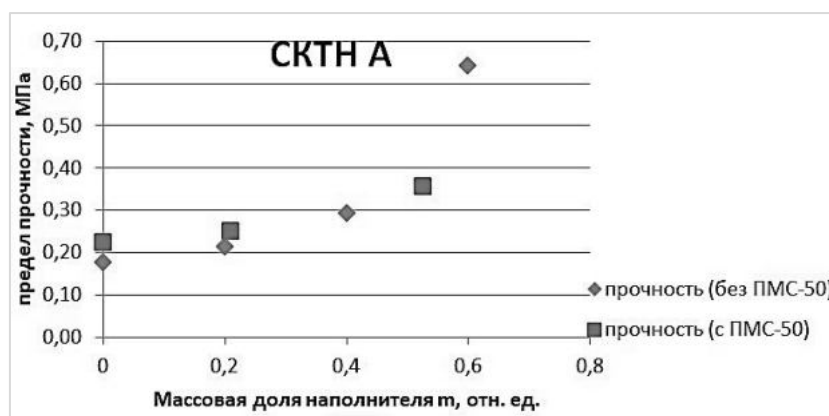


Рис. 7. Изменение механических характеристик при увеличении массового содержания наполнителя в смеси на основе СКТН А

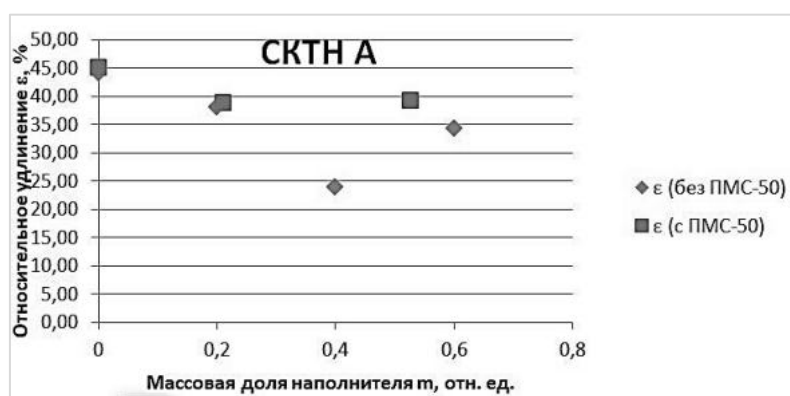


Рис. 2. Изменение механических характеристик при увеличении массового содержания наполнителя в смеси на основе СКТН Г

В рамках исследования физико-механических характеристик полимерных композиционных материалов были проведены измерения твердости образцов ПКМ на основе силикона СКТН А, силикона СКТН Г и полиуретана BASF с наполнителем в виде оксида цинка. Основные результаты измерения твердости композитов представлены в таблице 4.

Таблица 4

Результаты измерения твердости композитов с наполнителем на основе оксида цинка

№ образца	Тип полимерного связующего	Измерения					Среднее
		1	2	3	4	5	
7	СКТН А	33	35	30	30	29	31,4
8	СКТН А	31	40	38	41	32	36,4
9	СКТН А	48	44	48	50	50	48
10	СКТН А	36	37	37	37	38	37
11	СКТН А	60	59	54	53	60	57,2
12	СКТН Г	28	25	28	27	30	27,6
13	СКТН Г	32	34	33	34	32	33
14	СКТН Г	46	45	46	47	46	46
15	СКТН Г	26	27	26	27	25	26,2
16	СКТН Г	34	36	34	36	35	35
17	BASF	60	64	63	65	64	63,2
18	BASF	76	76	72	78	76	75,6
19	BASF	78	79	79	80	78	78,8
20	BASF	66	65	67	67	65	66
21	BASF	73	71	80	76	80	76

Проанализировав таблицу 4, можно построить график (рис. 3), который наглядно иллюстрирует зависимость твердости от содержания наполнителя в образцах на основе силикона СКТН Г с наполнителем в виде оксида цинка. Так, при увеличении количества наполнителя в смеси возрастает и значение твердости материала.

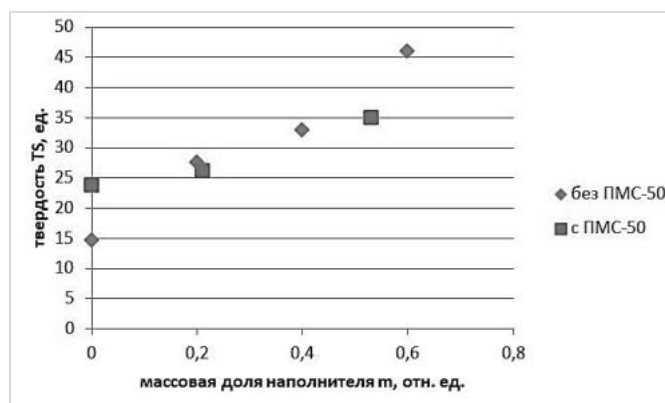


Рис. 3. Зависимость твердости от содержания наполнителя в образцах силикона СКТН А

На основе результатов измерений определены оценки удельных сопротивлений образцов материалов составов №№1 – 2 Удельные поверхностные сопротивления образцов компози-

тов представлены в таблице 5. Удельное объемное сопротивление для всех образцов составляет не менее 10^{10} Ом*см, удельное поверхностное сопротивление – не менее 10^{12} Ом*см.

Таблица 5
Удельные поверхностные сопротивления образцов

№	Толщина образца hср, мм	Установившееся значение измеренного сопротивления RS, Ом, 10^{12}	Рассчитанное удельное поверхностное сопротивление σ , Ом, 10^{12}
СКТН А			
1	1,4	4	138,16
2	2,3	3,5	120,89
7	1,96	35	1208,90
8	2,7	20	690,80
9	1,72	30	1036,20
10	2,2	24	828,96
11	1,65	36	1243,44
BASF			
5	1,96	18	621,72
6	1,2	13,2	455,93
17	1,88	17	587,18
18	2,5	13	449,02
19	1,5	7	241,78
20	1,4	5,5	189,97
21	2,4	1,26	43,52
СКТН Г			
3	3,2	3	103,62
4	1,34	2,9	100,17
12	2,03	25	863,5
13	1,89	35	1208,9
14	1,73	26	898,04
15	2,23	27	932,58
16	2,39	35	1208,9

Удельное объемное сопротивление для всех образцов составляет не менее 10^{10} Ом*см, удельное поверхностное сопротивление – не менее 10^{12} Ом*см.

Результаты проведенных испытаний композиционных полимерных материалов на основе силикона СКТН А, силикона СКТН Г и полиуретана BASF без наполнителя и с наполнителем в виде оксида цинка сведены в таблицу 6.

Критериальные значения основных показателей качества рассматриваемых композитов, определяемые областью их применения [3]:

- прочность ≈ 1 МПа;
- эластичность: 30 %;
- удельное объемное сопротивление: 10^{12} Ом*см;
- удельное поверхностное сопротивление: 10^{13} Ом;
- твердость $\approx 15-80$ ед.

Таблица 6
Результаты испытаний образцов

№	Состав	Условная прочность на разрыв, МПа	Относительное удлинение, %	Удельное объемное сопротивление, Ом*см	Удельное поверхностное сопротивление, Ом	Твердость по Шору А, ед.
1	СКТН А	0,18 – 0,64	23,96 – 44,78	$10,3 \cdot 10^{12}$ – $262,5 \cdot 10^{12}$	$12,1 \cdot 10^{13}$ – $120,9 \cdot 10^{13}$	16,6 – 57,2
2	СКТН Г	0,07 – 0,65	12,2 – 83,7	$1,4 \cdot 10^{12}$ – $8,6 \cdot 10^{12}$	$4,4 \cdot 10^{13}$ – $62,2 \cdot 10^{13}$	14,6 – 46
3	BASF	1,03 – 3,05	46,7 – 112,1	$159,1 \cdot 10^{12}$ – $1773,1 \cdot 10^{12}$	$10 \cdot 10^{13}$ – $120,9 \cdot 10^{13}$	56 – 78,8

Как видно из таблицы 6, показатели качества образцов материалов на основе силикона СКТН А, силикона СКТН Г и полиуретана BASF соответствуют предъявляемым к подобным материалам требованиям к физико-механическим и электрическим характеристикам в среднем диапазоне содержания наполнителя в композите.

Из полученных результатов испытаний можно отметить следующее:

- наибольшим значением прочности и относительного удлинения при растяжении обладают образцы на основе полиуретана BASF;
- образцы на основе силикона СКТН А имеют наименьшие прочность и относительное удлинение при растяжении;
- образцы на основе полиуретана BASF имеют более высокий уровень значений удельного объемного сопротивления (на 3 порядка выше, чем у композитов на основе СКТН Г);
- образцы на основе полиуретана BASF имеют наибольший показатель твердости.

Исследования образцов композитов рассмотренного в данной статье типа будут продолжены с целью оптимизации их характеристик для конкретных сфер применения, в том числе и специальной техники.

Библиографический список

1. Коноплина И. С., Ефремов Н. Ю. Исследование служебных характеристик полимерных композиционных дисперсно-наполненных материалов // Молодежь, техника, космос. Статьи и доклады IX ОМНТК. СПб: БГТУ «Военмех», 2017. С. 125 – 128.
2. Ефремов Н. Ю., Михеев В. А., Мушенко В. Д., Сулаберидзе В. Ш. Организация экспертных испытаний для оценки показателей качества новых функциональных материалов // Век качества. 2014. №4. С. 81 – 83.
3. Ефремов Н. Ю. Комплексное исследование свойств, определяющих качество новых композиционных функциональных материалов на основе силикона // Молодежь, техника, космос. Труды VI ОМНТК. СПб: БГТУ «Военмех», 2014. С. 112 – 113.

**СВЯЗЬ ТЕХНОЛОГИЙ ИЗГОТОВЛЕНИЯ И ФИЗИЧЕСКИХ
МЕХАНИЗМОВ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИЛЬФОННЫХ
КОМПЕНСАТОРОВ****И. А. Новиков¹, Е. И. Амирханов²**¹ *Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова*² *ООО «Центр диагностики, экспертизы и сертификации»*

Введение. В различных областях техники существует задача компенсации механических, температурных и вибрационных воздействий на оборудование и трубопроводные системы. Эти функции в технике выполняют сильфоны и сильфонные компенсаторы (СК) [1, 2]. Обычные технологии изготовления СК: это механический метод, и метод гидравлического формования. Будем обозначать их как технологию под номером 1. Последовательность операций механического метода изготовления СК состоит из этапов: раскрой ленты; сварка тонкостенных трубных заготовок; сборка трубных заготовок в многослойные пакеты (обечайки); формовка сильфонов посредством выдавливания гофров; калибровка; подрезка бортиков; сушка сильфонов. Метод гидравлического формования незначительно отличается описанного.

Модифицированная технология изготовления СК отличается тем, что ФОК «МОКОМ» наносится нанометровым слоем (максимальной толщиной до 80 нм) на обе стороны трубных заготовок для СК еще до этапа формирования гофров СК. Эта технология может быть реализована как дополнительная операция в общей технологии изготовления СК. Будем обозначать ее как технологию под номером 2. На АО «НПП «Компенсатор» реализована эта модифицированная технология изготовления СК.

Существует упрощенный вариант модифицированной технологии изготовления СК, который состоит в том, что защитный слой композиции «МОКОМ» наносится на СК, изготовленный по обычной технологии 1. Будем обозначать эту технологию под номером 3. Экономические затраты при такой технологии будут ниже стоимости технологии (2), но при этом СК может значительно улучшить свой циклический ТР и долговечность.

Для СК признаком отказа сильфона является потеря его герметичности при нагружении СК внешним, или внутренним давлением, созданным движущейся жидкостью или газом. При этом основным режимом работы СК является циклический, поэтому увеличение циклической наработки и повышение надежности СК в разных областях техники (корабельных систем, газо и нефтепроводов, (подсистем) составных элементов АЭС и др.) является одной из основных проблем современной техники. Для того чтобы улучшить конструктивно и технологически СК, необходимо провести анализ физических механизмов функционирования СК, и математическое описание на их основе показателей надежности, таких как циклический технический ресурс (ТР). В статье развивается такое описание функционирования и показателей надежности СК. Оно может быть применено для оценки существующих и перспективных технологий изготовления СК, а также для возможных конструктивных улучшений СК.

Перспективным направлением улучшения параметров многослойных СК является применение ПАВ нанопокрывтий на основе фторорганических композиций (ФОК), которые наносятся на поверхности слоев СК [3, 4]. Практическое применение одной из таких ФОК (под названием «МОКОМ») [4, 5] подтвердило их эффективность для повышения надежности режущих инструментов и штампов, а также циклического технического ресурса (ТР) СК. При этом на обе поверхности каждого слоя СК наносилось фторорганическое ПАВ нанопокрывтие в процессе модифицированной технологии изготовления СК [4, 5]. Такая технология, реализованная на АО «НПП «Компенсатор»» позволяет получить нанослой ФОК «МОКОМ» толщиной порядка десятков нанометров. Пример результатов применения такой технологии представлен ниже. Фото поверхности металла с нанесенным на него нанослоем ПАВ, резуль-

таты измерений ПАВ слоя с помощью зондового микроскопа «NANOEDUCATOR», а также результаты их статистической обработки, представлены на рис. 1.

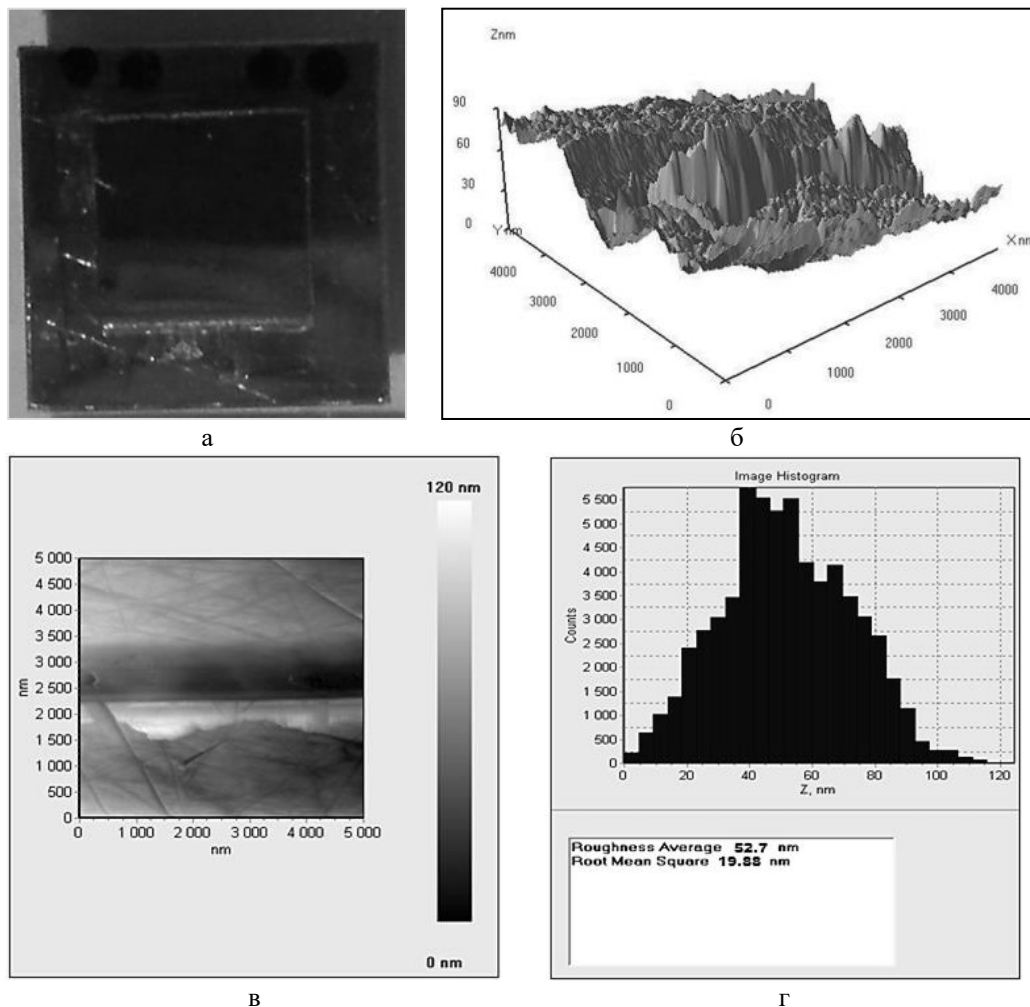


Рис. 1. Результаты измерений и обработки фторорганического нанопокрyтия, нанесенного на металл; а) фото образца, б) трехмерное изображение нанопокрyтия на металле (NANOEDUCATOR) в локальной измеряемой зоне, в) двумерное изображение измеряемой зоны, г) результаты статистической обработки изображения

Размеры локальной измеряемой зоны на поверхности образца составляют 5×5 мкм. Проведены измерения нескольких локальных зон, и на рис. 1 показан только один из этих вариантов, выбранный из центра образца. На рис. 1б по вертикальной оси показана локальная толщина слоя ПАВ в нм. На рис. 1в показано плоскостное изображение измеряемого участка, при этом толщина слоя ПАВ, выражена в цветовых координатах. На 1г. показаны результаты обработки этого измерения. Сверху приведена гистограмма распределения точек измеряемой зоны по толщине. По оси ординат отложены число точек участка, которым соответствует толщина ПАВ (в нм) на оси абсцисс.

Результаты статистической обработки измерений измеряемой зоны приведены в нижнем окне рис. 1г. Геометрические параметры слоя ПАВ составляют:

- средняя толщина – 52,7 нм (по измеряемому участку),
- среднеквадратическое отклонение рельефа ПАВ от его средней толщины – 19,88 нм.

Таким образом, применяемая технология нанесения покрытий из фторорганических ПАВ на металлическую поверхность СК обеспечивает защитное ПАВ покрытие нанометрового размера.

Связь технологий изготовления СК и параметров физическо-математической модели (ФММ) функционирования и отказа в многослойном СК. В физико-математической модели (ФММ) [5] учитываются происходящие в процессе испытаний или эксплуатации СК следующие физические механизмы: развитие микротрещины со стороны потока транспортируемой жидкости за счет эффекта Ребиндера, и фреттинг трение между слоями СК. Наиболее распространенный режим работы СК – это силовое нагружение силфона 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 [5] циклической скоростью роста микротрещины V_R (мм/цикл). При зарождении и росте усталостных микротрещин существует этап обратимого появления и исчезновения микророзорышей трещин. В ФММ такое влияние «защитного» этапа охарактеризуем числом рабочих циклов N_{00} , соответствующих длительности обратимого этапа усталостного разрушения (УР).

Одновременно с этим, на внутренних границах СК возникает фреттинг трение и подслоя фреттинг износа, уменьшающий эффективную толщину СК. В модели [5] этот процесс характеризуется скоростью роста фреттинг износа V_F (мм/цикл). Важным параметром, от которого зависит, во многом, зависит эффективность работы СК, является отношение $\gamma = V_F / V_R$.

Для каждого слоя в многослойном СК моменты смыкания усталостной трещины и растущего подслоя фреттинг износа соответствуют потери герметичности этого слоя СК. Потеря герметичности в последнем слое оболочки М-слояного СК соответствует моменту отказа СК, то есть величине циклического технического ресурса (ТР) СК. При этом для общей толщины (MD) СК существует простое геометрическое соотношение

$$MD = L_R + L_F; \quad L_R = \sum_{K=1}^M l_K; \quad (1)$$

Здесь L_R (мм) – это суммарная (по всем слоям) величина образующейся УР микротрещины к моменту отказа. Величины: l_K – это глубина усталостной микротрещины в соответствующем слое СК; D – это толщина (мм) одного слоя оболочки СК. Величина L_F – это суммарная толщина подслоев фреттинг износа в СК к моменту отказа.

Для циклического ТР, N (цикл) М-слояного СК можно использовать формулу:

$$N = N_{00} + L_R / V_R; \quad (2)$$

Величина L_R имеет разный математический вид для разных технологий изготовления СК. Так, в случае обычно применяемой технологии 1 изготовления СК (механической или гидравлической), обратимый этап развития микротрещины практически отсутствует. В технологии 2 она соответствует $N_{00} = 0$ (отсутствие защитного слоя). В этом случае для величины L_R в [5] получены рекуррентные формулы, которыми неудобно пользоваться для практических расчетов. Можно получить для величин СК более удобные выражения для l_m ($m=2, \dots, M-1$):

$$l_1 = D / (1 + \gamma); \quad l_m = D (1 - 2\beta)^{m-1} / (1 + \gamma); \quad l_M = D [1 - \sum_{n=0}^{M-2} \beta_1 (1 - 2\beta_1)^{M-2-n}]; \quad (3)$$

$$L_R = D \{ [1 + \sum_{m=2}^{M-1} (1 - 2\beta)^{m-1}] / (1 + \gamma) + [1 - \sum_{n=0}^{M-2} \beta (1 - 2\beta)^{M-2-n}] \}. \quad (4)$$

В формуле (4) коэффициент $\beta = \gamma / (1 + \gamma)$. Для расчетов удобно использовать вместо L_R величину K , нормированную на общую толщину СК:

$$K(\gamma, M) = L_R / (MD). \quad (5)$$

Здесь L_R вычисляется по формулам (3), (4). Величина $K(\gamma, M)$ показывает вклад процесса роста микротрещин в общий процесс усталостного разрушения СК.

Соотношение ФММ для технологии 1 изготовления СК. Обозначим через V_{F1} и γ_1 соответственно, скорость фреттинг износа и параметр γ для обычных технологий (1) изго-

товления СК. Тогда для технологии (1) выражение для циклического ТР СК можно записать в виде:

$$N_1 = L_R / V_R. \quad (6)$$

Здесь величина L_R вычисляется по формулам (3), (4). По результатам проведенных испытаний параметр γ_1 находится в диапазоне значений от 0.4 до 0.7 и более. Такие технологии изготовления СК не являются наилучшими, так как для них фреттинг износ в СК составляет значительную часть.

Модифицированная технология 2 изготовления СК. В ней реализуется технология модификации фтор ПАВ всех поверхностей слоев СК; при этом технология не изменяет прочностных свойств СК, но может в несколько раз повысить его ТР и долговечность [3 – 5]. Это обусловлено тем, что вследствие свойств ПАВ [1, 3], нанопокрываютия приводят к уменьшению фреттинг трения (скорости фреттинг износа V_{2F}) между внутренними слоями оболочки СК. В математическом описании (1) – (5) это можно учесть заменой параметра γ на $\gamma_2 = V_{2F} / V_R$. Очевидно, что $0 \leq \gamma_2 \leq \gamma_1$. Проведенные эксперименты и испытания [3, 5] подтверждают, что при нанесении ФОК «МОКОМ» на СК, скорость фреттинг износа может уменьшиться в несколько раз (в зависимости от конструкции СК и параметров нагружения СК). Кроме того, в случае технологии 2 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 оболочки 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 после соответствующих преобразований выражение для L_R принимает следующий вид

$$\delta_{00} = N_{00} V_{2F} = \gamma_2 N_{00} V_R; \quad (7)$$

$$L_R = M (D - 2 \delta_{00}) K (\gamma_2, M) + \delta_{00} [1/(\gamma_2+1) + l_M/D]; \quad (8)$$

В формуле (8) величина l_M вычисляется по формуле (3).

С учетом формулы (2), циклический ТР СК, который для модифицированной технологии изготовления СК обозначим через N_2 , вычисляется по формуле

$$N_2 = N_{00} + [M (D - 2 \delta_{00}) K (\gamma_2, M) + \delta_{00} [1/(\gamma_2+1) + l_M/D]] / V_R. \quad (9)$$

Упрощенная модифицированная технология (3) изготовления СК. Это – обычная технология 1 изготовления СК, дополненная существованием «защитного» слоя, как и в предыдущем случае. Поэтому соотношения для величин δ_{00} и L_R принимают следующий вид:

$$\delta_{00} = N_{00} V_{1F} = \gamma_1 N_{00} V_R; \quad L_R = M (D - 2 \delta_{00}) K (\gamma_1, M) + \delta_{00} [1/(\gamma_1+1) + l_M/D]; \quad (10)$$

Обозначив через N_3 циклический ТР СК для этой технологии, получим для ТР выражение вида:

$$N_3 = N_{00} + [M (D - 2 \delta_{00}) K (\gamma_1, M) + \delta_{00} [1/(\gamma_1+1) + l_M/D]] / V_R; \quad (11)$$

Данные формулы позволяют установить зависимости функционирования СК от технологических и конструктивных параметров СК.

В зависимости от того, какой механизм усталостного разрушения СК (Ребиндера или фреттинг износа) доминирует при работе СК, возможны различные конструктивно-технологические улучшения для СК. Поэтому важно знать, когда при работе СК превалирует тот или иной механизм потери герметичности СК. Применим эти соображения к двухслойному СК, для которого выполнен большой объем испытаний для упругого (У), упруго-пластического (УП), и пластического (П) типов режимов функционирования СК.

Экспериментально-расчетные соотношения для двухслойного СК. На базе НПО «Компенсатор» проводились исследования параметров надежности двухслойных компенсаторов ДУ-50 (ГОСТ 21744-83 Сильфоны многослойные ТУ), изготовленные как по обычной технологии, так и с использованием фтор ПАВ (технологии 2 и 3). При этом использовались двухслойные сильфоны, состоящие из трех партий СК: контрольная партия (СКК), выполненная по технологии 1; партия модифицированных СК (СКМ), выполненных по технологии 2; и партия СК, выполненных по упрощенной модифицированной технологии 3. Па-

раметры сифонов. СКО 16.50.40 Номер чертежа 160.000.00. $D = 0,5$ мм (толщина 1 слоя СК) Размеры: условный диаметр $d_y = 50$ мм (внутренний диаметр трубы патрубка, на рис. 2 не указан); давление рабочей среды $P_y = 1,6$ МПа; внешний диаметр трубы патрубка $d = 57$ мм; толщина трубы патрубка $s = 3,5$ мм; длина СК $L = 307$ мм; внешний диаметр гофрированной части СК $D_c = 75$ мм; длина гофрированной части СК $L_c = 127$ мм; количество слоев $M = 2$, количество гофров $n = 10$ шт.

Испытания на циклический технический ресурс проводились на стенде для циклических испытаний СК НПО «Компенсатор» до полного отказа (потери герметичности) сифонов на эксплуатационных параметрах: внутреннее давление $P_p = 1,5$ МПа, созданное протекающей водой; температура жидкости $T = 20^\circ\text{C} (\pm 5^\circ\text{C})$. Нагружением являлась осевая симметричная деформация СК на сжатие и растяжение с амплитудой деформации, равной: ± 3 мм (У режим), ± 6 мм (УП режим), и ± 12 мм (П режим). Для исследования параметров надежности работы СК и параметров физико-математической модели в широком диапазоне нагружений были проведены испытания СК в зоне полной пластики, что на стенде соответствует ходу исследуемых сифонов ± 12 мм, и в зоне упруго-пластических деформаций, что соответствует ходу ± 6 мм, а также в зоне упругих деформаций материала СК (± 3 мм). Для фиксации момента отказа СК на стенде применялось круговое тепловизионное наблюдение, которое было реализовано посредством двух тепловизоров: FLIR625 и FLIR325.

Для каждого типа режимов испытаний СК применялся набор из нескольких единичных экземпляров СК для каждой технологии изготовления СК. Для У режима использовались наборы СК по 6 экз. для каждой технологии. Для УП режима испытывались наборы по 3 экз. для каждой технологии. Для П режима испытаний применялись наборы однотипных СК по 6 экз.

Ниже приведена таблица результатов испытаний СК, а также результаты расчетного определения параметров ФММ для средних ТР, полученных в результате испытаний для всех трех режимов работы СК.

Таблица 1

Результаты испытаний для средних ТР и расчетные параметры ФММ для двухслойного СК

Амплитуда хода (\pm мм) и тип режима нагружения	± 3 (У)	± 6 (УП)	± 12 (П)
N_1 (цикл)	564823.7	38500	2116
N_2 (цикл)	3342260	175000	2524
N_3 (цикл)	1261359	135900	≈ 2118
N_{00} (цикл)	998113	47281	≈ 2
N_{00} / N_1	1.76	1.23	≈ 0
$K_{ef}(2) = (N_2/N_1)$	5.917	4.545	1.19
$K_{ef}(3) = (N_3/N_1)$	2.234	3.26	1
V_R (мм / цикл)	$4.3 \cdot 10^{-7}$	$6.18 \cdot 10^{-6}$	–
Параметр γ_1	0.693	1.05	≈ 1.44
Параметр γ_2	0.0197	0.1	≈ 0.45
V_{F1} (мм / цикл)	$2.98 \cdot 10^{-7}$	$6.49 \cdot 10^{-6}$	–
V_{F2} (мм / цикл)	$0.085 \cdot 10^{-7}$	$0.618 \cdot 10^{-6}$	–

Параметры ФММ получены расчетным путем для У и УП режимов. В П режиме (± 12 мм) расчет параметров ФММ не может быть проведен корректно, так как разброс измеренных данных (их СКО) выше, чем разность средних величин. Кроме того, очевидно, что все эффекты «выигрыша» при технологиях модификации становятся незначительными (стремятся к нулю). С математической точки зрения это приводит к невозможности корректного определения параметров модели (вырожденности системы уравнений). Как результат этого обстоя-

тельства, для режима П необходимо провести дополнительно испытания СК в других специальных режимах. В данный момент намечено проведение таких испытаний.

Для приближенной оценки расчетных параметров ФММ в П режиме, нами использовались аппроксимации по методу МНК параметров γ_1 и γ_2 в зависимости от амплитуды деформаций, X (мм). Выражения для этих аппроксимаций имеют вид:

$$\gamma_1 = 0.2908 X^{0.7438}; \quad \gamma_2 = 0.0034 X^2 - 0.0035 X . \quad (12)$$

Результаты этих аппроксимаций внесены в таблицу 1 в соответствующих графах, а их графики представлены на рис. 2.

Анализ зависимостей, представленных на рис. 2, приводят к выводу, что для обычной технологии (1) изготовления СК эффект Ребиндера доминирует в области У режима вплоть до деформаций (± 12 мм); после чего основным физическим механизмом в УР СК становится фреттинг трение. Можно считать, что для всей области область У режима (от 0 до ± 4 мм) основным механизмом УР СК является эффект Ребиндера, а в УП и П режимах – основным механизмом УР СК является фреттинг трение.

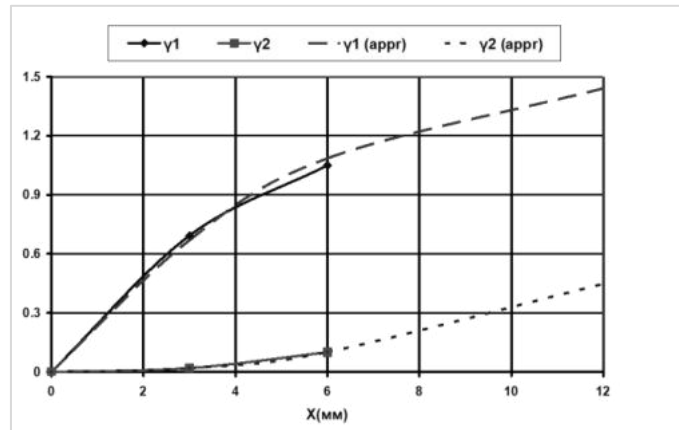


Рис. 2. Графики параметров γ для всех технологий, и их аппроксимации по МНК.

Наиболее интересным для нас является анализ коэффициентов эффективности $K_{eff}(2)$ и $K_{eff}(3)$ для модифицированных технологий изготовления СК. Их поведение показано на рис. 3.

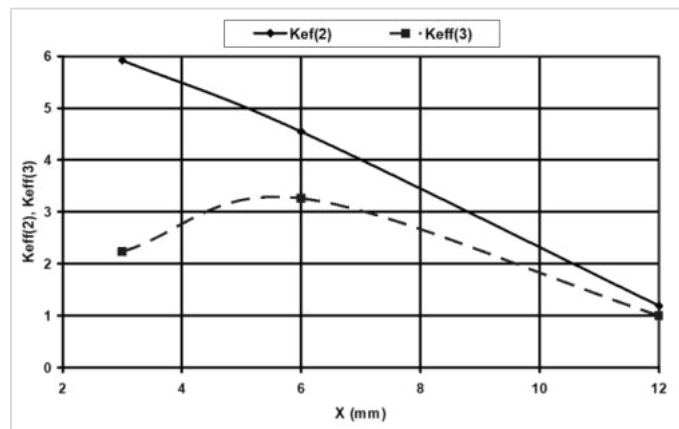


Рис. 3. Коэффициенты эффективности для модифицированных технологий (2) и (3).

Коэффициент эффективности $K_{ef}(3)$ характеризует выигрыш от технологии (3) изготовления СК по сравнению с обычной технологией изготовления СК. Поведение этого коэффициента для двухслойного СК определяется соотношением скорости фреттинг износа и скорости роста микротрещин (эффект Ребиндера), то есть, параметром γ . Коэффициент растет при доминировании скорости роста микротрещин над скоростью фреттинг износа; и уменьшается при доминировании фреттинг износа. При больших деформациях (в области УП и П режимов) защитный ПАВ слой теряет свойство сплошности, что влечет уменьшение эффективности технологии 3.

Коэффициент $K_{ef}(2)$ характеризует эффективность модифицированной технологии (2) по сравнению с технологией (1). Так как при работе материала СК в упруго напряженном состоянии (У режиме) деформации малы, то воздействие фтор ПАВ на уменьшение фреттинг трения, и создания защитного слоя – высокоэффективны. При переходе а УП режиму оба эффекта «выигрыша» при технологии модификации (2) уменьшаются по мере увеличения деформаций. При П режиме эффективность технологии (2) становятся незначительной, и исчезает эффект уменьшения фреттинг трения. При этом практически фреттинг трение становится таким же, как и для обычной технологии изготовления СК.

Выводы

1. Применение модифицированных технологий изготовления для СК, которые работают в режиме упругих деформаций, целесообразно и позволяет повысить параметры надежности СК.

2. С увеличением амплитуды хода СК, «выигрыш» от применения модификации поверхностей сильфона фтор ПАВ уменьшается, и практически не отличен от нуля при пластическом режиме нагружения.

3. Для упруго - пластического режима нагружения СК существует промежуточная ситуация, которая зависит от амплитуды деформаций и конструкции СК.

Библиографический список

1. *Гаркунов Д. Н.* Триботехника (износ и безизносность). Учебник. М.: МСХА, 2001. 616 с.
2. Сильфоны, расчет и проектирование / под ред. Л. Е. Андреевой. М.:Машиностроение, 1975.
3. *Агошков О. Г., Амирханов Е. И., Белов А. В., Логунов В. В., Новиков И. А.* Метод повышения сильфонных компенсаторов в технике // Инновационные технологии и технические средства специального назначения: Труды десятой общероссийской НПК. 15 – 16 ноября 2017 года. Том 1. СПб: БГТУ «Военмех», 2018. С. 36 – 39.
4. *Логунов В. В., Амирханов Е. И., Новиков И. А.* Технология повышения показателей надежности оболочек и инструментов в технике // Металлообработка. 2018. №5(107). С. 30 – 36.
5. *I. A. Novikov, E. I. Amirkhanov, V. V. Logunov.* Physico-mathematical model for bellows expansion joint efficiency by different manufacturing technologies // Mater. Sci. Eng., **560**, (2019), 1 – 7 pp.

УДК 62-272.2

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕНЕНИЯ БРОНЗОВОГО СПЛАВА БРНХК В ПРОИЗВОДСТВЕ ВИНТОВЫХ ПРУЖИН СЖАТИЯ

М. Ю. Силаев

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

На сегодняшний день одной из основных проблем, с которыми сталкиваются производители пружин – это ухудшение качества исходного материала. Одним из факторов, влияющих

на качество готового изделия (пружины), является качество исходного материала, особенно это касается пружин, работающих при длительных циклических нагрузках. Дефекты на поверхности материала готовой пружины являются концентраторами напряжений и в процессе эксплуатации способствуют развитию трещин, что приводит к разрушению пружины (рис. 1) и выходу из строя целого механизма.

Основные дефекты, встречающиеся на входном контроле материалов это – глубокие риски, механические повреждения, мелкие и крупные язвы, инородные включения, вкатанная окалина, трещины и многие др. (рис. 2).

На входном контроле предусмотрено испытание на технологическое навивание, которое позволяет оценить качество материала, не прибегая к дополнительному испытанию. Если образец при испытании разрушится, то бракуется целая бухта. Такие случаи редкие и чаще всего встречаются при испытании бронзовых сплавов используемых в пружинном производстве, таких как БрКМц3-1 и БрОЦ4-3 (рис. 3), стальная проволока, чаще всего имеет поверхностные дефекты. Как исключение поверхностные дефекты, можно сгладить или убрать, используя дополнительную обработку поверхности (пескоструйную или дробеструйную очистку, галтование), что повысит качество и надежность готовой пружин (рис. 4).

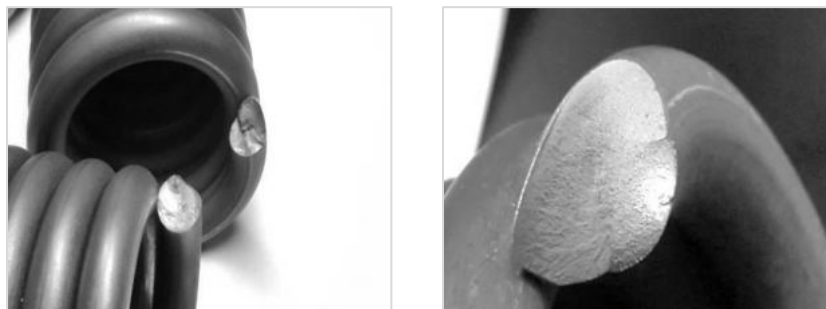


Рис. 1. Разрушение пружины при циклических испытаниях из-за наличия дефекта на поверхности материала

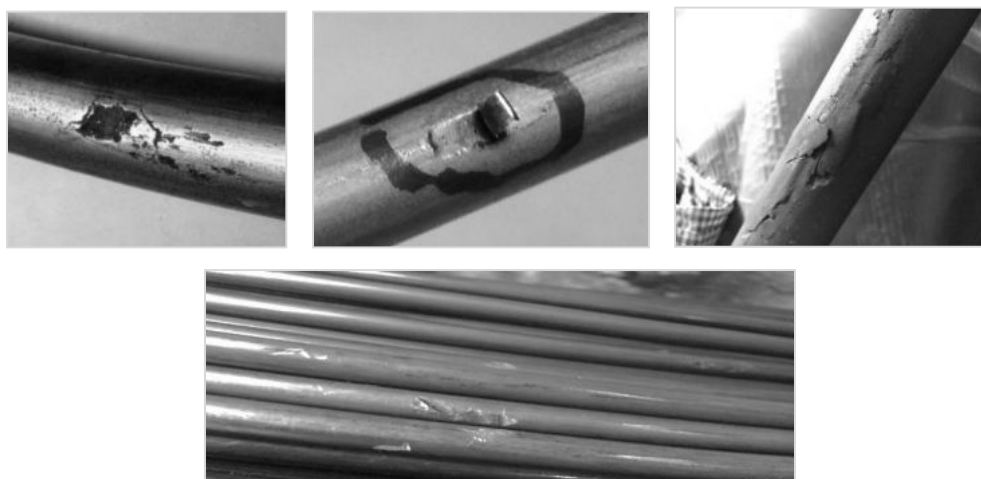


Рис. 2. Поверхностные дефекты материала

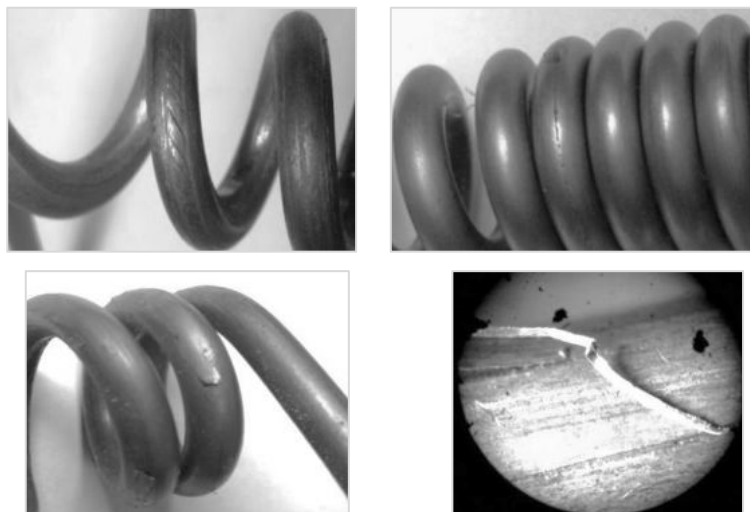


Рис. 3. Дефекты на поверхности материала после испытания на технологическое навивание

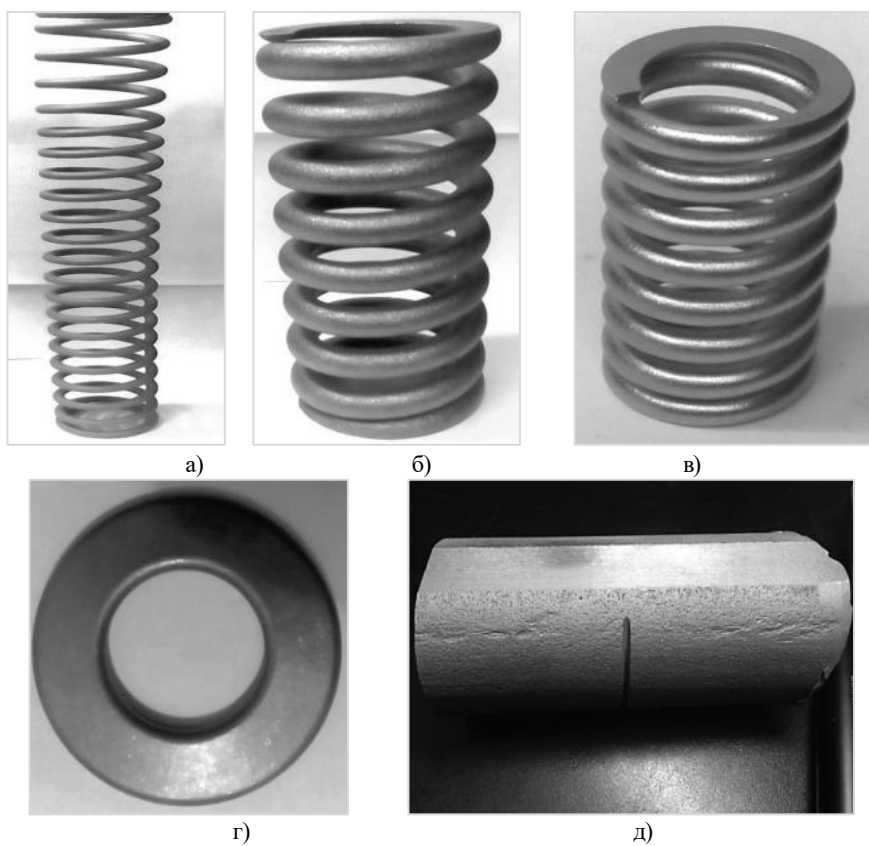


Рис. 4. Виды дополнительной обработки поверхности: а – пескоструйная очистка, б – дробеструйная очистка, в – электрополирование, г – галтование, д – пескоструйная очистка не устраняет полностью дефект с поверхности

Использование бронзовых сплавов в пружинном производстве не велико и составляет не более 500 кг в год, стальной проволоки (прутков) во много раз больше, но, как правило, стальную проволоку, возможно, заменить импортной, а вот с бронзовыми сплавами такой возможности нет. На входном контроле из 10 поставок бронзовой проволоки бракуется порядка 5 – 7 поставок, чаще всего это мелкие сечение от 0,5 до 3 мм и часто из-за раскрывшихся трещин после испытания на навивание, на проволоке сечением 5 и более мм после испытания на навивание появляется растрескивание поверхности и задиры. Одним из недостатков входного контроля материала, является то, что проволока принимается по образцу, отрезанному от одного конца бухты, встречаются случаи, когда принятая бухта проволоки имеет внутренние дефекты, которые ни как не выявить на входном контроле, а проявляются они при изготовлении пружин (рис. 5).

Предположительно появление дефектов вызвано технологией изготовления проволоки. Как правило, бронзовая проволока должна поставлять в твердом состоянии (нагартованном) имея предел прочности не менее 850 – 800 МПа и пластичностью не менее 2%. Проводя испытание на растяжение, предел прочности (σ_b) составляет более 1000 МПа и относительное удлинение (δ) не более 1%.

Таким образом, можно предположить, что при испытании на навивание материалу не хватает пластичности. Актуальной является задача по поиску более технологичного материала для изготовления пружин из применяемых в отечественном производстве бронзовых сплавов, например сплава бронзы БрНХК[1 – 3].



Рис. 5. Дефекты бронзового сплава БрМц3-1 проявившиеся в процессе изготовления пружин

Одной из задач, решаемой в практике изготовлении пружин – это выбор режима термообработки с целью получения оптимальных механических свойств, так как материал поступает в неупрочненном состоянии и имеет низкие механические свойства. Для отработки оптимального режима термообработки изготовленные образцы по 250 мм проволоки, отрезанные из бухты, подвергались экспериментальным режимам термообработки с последующим испытанием на растяжение, результаты исследования занесены в таблицу 1.

Режимы термообработки основаны на литературных данных, применяемых к термообработке листового материала БрНХК. После проведения режима термообработки на поверхности образцов образовалась окалина, которая влияет на эстетичный вид, но оказалось, что после термообработки можно применить две дополнительные операции – это обдувка и последующая электрополировка (рис. 6).

Для наглядного представления влияния времени выдержки при старении бронзового сплава БрНХК на механические свойства построены диаграммы в координатах «Напряжения – время выдержки» представленные на рис. 7.

Анализ результатов эксперимента показал, что при температуре 380 °С и 480 °С и времени выдержки 1,5 часа получается минимальная прочность, предел текучести и относительное удлинение. Увеличение времени выдержки до 2,5 часов повышает уровень предела теку-

чести до максимально зафиксированного результата 848 МПа при температуре 380 °С, а для температуры 480 °С наблюдается снижение механических свойств, так же как и для температуры 465 °С. Таким образом Оптимальной температурой для старения можно считать 440 °С, а время выдержки 2,5 часа, так как при этой выдержки наблюдается максимальное значение предела текучести 835 МПа и значения предела текучести $\sigma_{0,05} = 823$ МПа, при этом предел прочности равен 856 МПа, хотя при выдержки 3,0-х часов и температуре 440 °С зафиксировано максимальное значение предела прочности равное 866 МПа. Нужно отметить, что при всех режимах старения относительное удлинение более 2%.

Таблица 1
Механические свойства бронзового сплава БрНХК
после проведенных экспериментальных режимов термообработки

№ п.п.	Режим ТО (Старение)		Механические свойства			
	Температура, °С	Время выдержки, ч	$\sigma_{0,05}$, МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	$\sigma_{в}$, МПа	δ , %
1	Исходное состояние		383	460	681	3,18
2	380	1,5	770	785	794	4,32
3		2,0	751	778	796	4,1
4		2,5	813	848	859	3,71
5		3,0	746	823	847	3,95
6		3,5	761	794	814	4,98
7	440	1,5	708	762	808	4,93
8		2,0	809	827	841	3,13
9		2,5	823	835	856	3,62
10		3,0	758	821	866	8,65
11		3,5	767	811	847	6,88
12	465	1,5	751	785	826	4,93
13		2,0	742	786	832	7,55
14		2,5	733	774	825	6,31
15		3,0	671	700	747	5,59
16		3,5	697	740	785	5,43
17	480	1,5	728	746	793	6,19
18		2,0	712	748	800	4,99
19		2,5	710	733	783	5,60
20		3,0	637	689	759	9,91
21		3,5	619	664	736	9,05



а)



б)

Рис. 6. Пружины из бронзового сплава БрНХК:
а – после старения, б – после старения+ обдувка + электрополирование

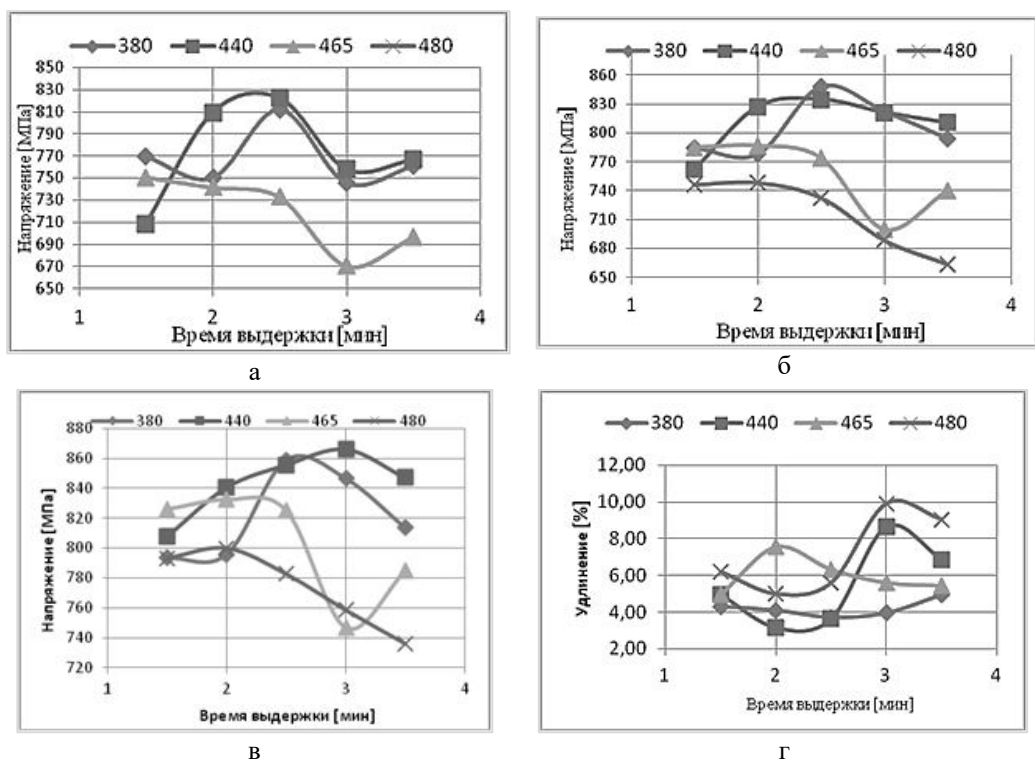


Рис. 7. Механические свойства бронзового сплава БрНХК в зависимости от режима старения
 а – $\sigma_{0,05}$, б – $\sigma_{0,2}$, в – σ_b , г – δ

По результатам проведенного исследования пришли к выводу, что оптимальным режимом термообработки является старение при температуре 440 °C и выдержки 2,5 часа. Так как при этом режиме сохраняется пластичность материала, данный режим можно рекомендовать заводу изготовителю в качестве заключительной обработки, но при этом применять очистку проволоки от окалины с помощью обдувки с последующей электрополировкой. Дальнейшие исследования будут направлены на изучение микроструктуры бронзового сплава БрНХК и проведения эксплуатационных испытаний на изготовленных пружинах.

Библиографический список

1. Арсентьева Н. С., Боков Н. Ф., Казанцев Е. А., Железняк Л. М., Марущак Л. Н., Бекленищева Г. В., Ломакина К. А. Высококачественная проволока из электротехнических бронз производства ОАО «КУЗЦОМ» // *Металлург*. 2009. №12. С. 62 – 65.
2. Арсентьева Н. С., Железняк Л. М., Марущак Л. Н., Казанцев Е. А. Проволока из никельхромовокремниевой бронзы. Патент на полезную модель RUS 71914 05.04.2007.
5. Фигуровский Д. К., Николаев А. К. Влияние пластической деформации на ускорение развития процесса старения медных дисперсионнотвердеющих сплавов // *Фундаментальные проблемы радиоэлектронного приборостроения*. 2007. Т. 7. №3. С. 112 – 119.
4. Боков Н. Ф., Казанцев Е. А., Железняк Л. М., Марущак Л. Н., Ломакина К. А. Производство бронзовой проволоки для приборостроения // *Цветные металлы*. 2009. №2. С. 83 – 87.
5. Ремшев Е. Ю. Применение метода акустической эмиссии для контроля качества тарельчатых пружин из сплава ВТ23 // *Металлообработка*. СПб. 2012. № 4. С. 27 – 33.

6. Данилин Г. А., Ремшев Е. Ю., Воронина Е. С., Силаев М. Ю. Направления совершенствования технологий изготовления пружин ответственного назначения // Металлообработка. СПб. 2014. № 3. С. 13 – 18.

УДК 629.783

ТЕХНИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СТАБИЛЬНОСТИ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ ИЗЛУЧЕНИЯ В СИСТЕМАХ КОСМИЧЕСКОЙ ЛАЗЕРНОЙ СВЯЗИ

А. В. Трилис

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

Введение. Космические системы лазерной связи нацелены на передачу больших объемов информации на большие расстояния. Ограничение по массогабаритным параметрам, ограничения по энергообеспечению, требования по скорости передачи информации ведут к тому, что формирующая оптика должна обладать высоким оптическим качеством, так, чтобы распространение излучения было близким к дифракционному пределу. Такая постановка задачи требует не только использования оптических элементов высокого качества, но и обеспечивать высокую стабильность их взаимного расположения в условиях космоса.

Стабильность несущих конструкций оптических систем. Основным источником разъюстировки оптических систем – температурное расширение конструкционных материалов. Чтобы обеспечить необходимое взаимное расположение оптических элементов необходимо либо разрабатывать систему юстировки, либо разрабатывать конструкции сохраняющие взаимное расположение оптических элементов при изменении температуры. Первый путь ведет к существенному усложнению, повышению массогабаритных параметров, необходимостью разработки сложных систем контроля юстировки и, как следствие – снижению технических характеристик и надежности системы.

Второй путь ограничен выбором конструкционных материалов с низким коэффициентом температурного расширения α (КЛТР). Космические аппараты работают в условиях больших изменений температур обусловленных переходом с солнечной стороны в теневую зону и для обеспечения сохранения юстировки оптических систем в диапазоне температур $-20 - +50^{\circ}\text{C}$ нужны материалы с α не большим, чем $3 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$. Такими материалами является инвар (32Н, 36НКД) и углепластик со специально ориентированными углеродными волокнами.

Инвар с $\alpha=1 - 1,5 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ является наиболее подходящим материалом. Но несущая конструкция из инвара существенно тяжелая и достаточно дорогая. Углепластик достаточно легкий и удобный, но являясь композиционным материалом обладает существенной анизотропией. Углепластики формируются из углеродных волокон с $\alpha=0 - 1,2 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$ и клеевой основы с $\alpha=60 - 70 \cdot 10^{-6} \text{ K}^{-1}$. Столь резкие отличия в КЛТР волокна и наполнителя вызывает наличие существенных внутренних напряжений и разных свойств материала в различных направлениях. Это обстоятельство требует особой тщательности при разработке несущих конструкций телескопов и других оптических систем и обязательной экспериментальной проверки.

Для проверки температурных изменений геометрии несущих конструкций был разработан довольно простой метод. Конструкция нагревалась на 50°C и выдерживалась в термошкафе для обеспечения равномерности температуры конструкции. После прогрева нагретую конструкцию устанавливали на специально подготовленное место и устанавливали микрометрические индикаторы по которым отслеживали изменение размеров конструкции с точностью 1мкм. После того как все приходило в температурное равновесие с окружающим возду-

хом (20°C) индикаторы показывали изменение размеров конструкции при остывании. Рабочее место измерений температурного расширения углепластиковых конструкций представлено на рис. 1.

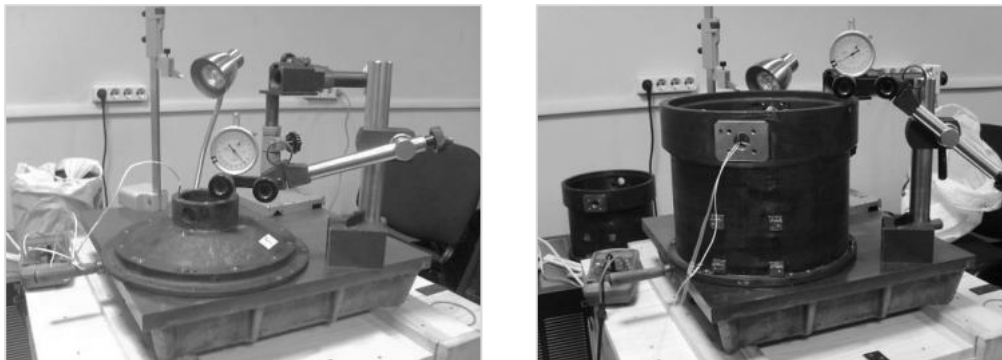


Рис. 1. Тестирование температурного расширения элементов несущей конструкции приемо-передающего телескопа

Эксперименты показали, что любое нарушение симметричности конструкции из углепластика, будь то отверстия, разнотолщинность, приливы приводят к существенному нарушению требований к геометрической стабильности конструкций. Для оптических систем пригодны только конструкции сформированные из ровных цилиндрических оболочек и стержней с ориентацией углепластиковых волокон вдоль оптической оси. В этом случае обеспечивается минимальное изменение геометрии вдоль оптической оси, а температурное расширение материала идет в толщину.

Линзовые системы при переходе из воздуха в вакуум. Поправка на переход из воздуха в вакуум становится существенной для линзовых маяков с диаграммой направленности близкой к дифракционной. И поправку необходимо вводить для маяков сопровождения разрабатываемых на ввод излучения через одномодовое волокно, тогда как для вызывных маяков с многомодовым волокном изменения характеристик при переходе из воздуха в вакуум пренебрежимо малы.

Основная причина расфокусировки – изменение фокусного расстояния линз при переходе из среды с одним показателем преломления в среду с другим показателем. При этом излучающее волокно практически не меняет своих характеристик. Для оценки величины расфокусировки при изменении показателя преломления внешней среды можно пренебречь толщиной и комбинацией линз и рассматривать маяк как одну тонкую линзу. В вакууме и воздухе фокусное расстояние будет соответственно:

$$\frac{1}{f_{\text{вак}}} = (n-1)\left(\frac{1}{R_1} - \frac{1}{R_2}\right)$$

$$\frac{1}{f_{\text{воздух}}} = \left(\frac{n}{n_{\text{воздух}}} - 1\right)\left(\frac{1}{R_1} - \frac{1}{R_2}\right)$$

Разница фокусировки в воздухе и в вакууме Δf будет

$$\frac{\Delta f}{f^2} = n(n_{\text{воздух}} - 1)\left(\frac{1}{R_1} - \frac{1}{R_2}\right) = \frac{n(n_{\text{воздух}} - 1)}{n-1} \frac{1}{f}$$

или

$$\Delta f = \frac{n(n_{\text{воздух}} - 1)}{n-1} f$$

Учитывая, что показатель преломления стекла $n=1,5$, а воздуха $n_{воздух}=1,00027$ получаем относительную ошибку фокусировки

$$\frac{\Delta f}{f} = 8 * 10^{-4}$$

В геометрическом приближении эта ошибка приводит к тому, что на выходе образуется сферическая волна с радиусом R который можно получить из соотношения

$$\frac{1}{f} = \frac{1}{f + \Delta f} + \frac{1}{R}$$

или

$$R = \frac{f^2}{\Delta f}$$

Что соответствует углу геометрической расходимости

$$\theta_R = \frac{D}{R} = \frac{D \Delta f}{f^2}$$

Появление геометрической составляющей приведет к увеличению угла расходимости излучения до значения θ_Σ

$$\theta_\Sigma = \sqrt{\theta_{дифр}^2 + \theta_R^2} = \theta_{дифр} \sqrt{1 + \frac{\theta_R^2}{\theta_{дифр}^2}}$$

Учитывая, что $\theta_{дифр} = 2,44 \frac{\lambda}{D}$, получаем

$$\frac{\theta_R}{\theta_{дифр}} = \frac{\Delta f}{2,44 \lambda} \frac{D^2}{f^2} = 3,28 * 10^{-4} \frac{D^2}{\lambda f}$$

Для маяков сопровождения $D_{дифр}=12\text{мм}$, $f=48\text{мм}$, $\lambda=0,8\text{мкм}$, $\frac{\Delta f}{f} = 8 * 10^{-4}$

$$\frac{\theta_R}{\theta_{дифр}} = \frac{8 * 10^{-4} * 12^2 * 10^{-6}}{2,44 * 0,8 * 10^{-6} * 48 * 10^{-3}} = \frac{12 * 12}{2,44 * 48} = 1,23$$

Угол расходимости с учетом геометрической составляющей будет $\theta_\Sigma = 1,58 \theta_{дифр}$

При этом уменьшение полезного сигнала по сравнению с дифракционным будет

$$\frac{P}{P_0} = \frac{1}{1 + \frac{\theta_R^2}{\theta_{дифр}^2}} = \frac{1}{2,5} = 0,4$$

Требуемое смещение волокна $\Delta f = 38\text{мкм}$

Для вызывных маяков $D_{дифр}=9\text{мм}$, $f=51\text{мм}$, $\lambda=0,8\text{мкм}$, $\frac{\Delta f}{f} = 8 * 10^{-4}$

$$\frac{\theta_R}{\theta_{дифр}} = \frac{8 * 10^{-4} * 9^2 * 10^{-6}}{2,44 * 0,8 * 10^{-6} * 51 * 10^{-3}} = 0,65$$

$$\theta_\Sigma = 1,2 \theta_{дифр}$$

Уменьшение полезного сигнала

$$\frac{P}{P_0} = \frac{1}{1 + \frac{\theta_R^2}{\theta_{дифф}^2}} = \frac{1}{1,42} = 0,7$$

Требуемое смещение волокна $\Delta f = 41 \text{ мкм}$

Для получения более точных данных необходимо проводить численные расчеты. А приведенные оценки никогда не помешают для проверки адекватности численных расчетов.

Экспериментальные тесты перехода линзовых маяков из воздуха в вакуум показали заметное расширение диаграммы направленности за счет геометрической расходимости. На рис. 2 показано изменение направленности линзового маяка происходящее при откачке воздуха. Размер фокального пятна увеличивается, соответственно уменьшается концентрации излучения в заданном угле.

Коэффициент потери сигнала $\eta = \frac{P_{сигнада}}{P_{дифрак}}$, показывающий отношение сигнала сформированного реальным маяком к сигналу сформированного маяком с той же апертурой дифракционного качества показан на рис. 3.

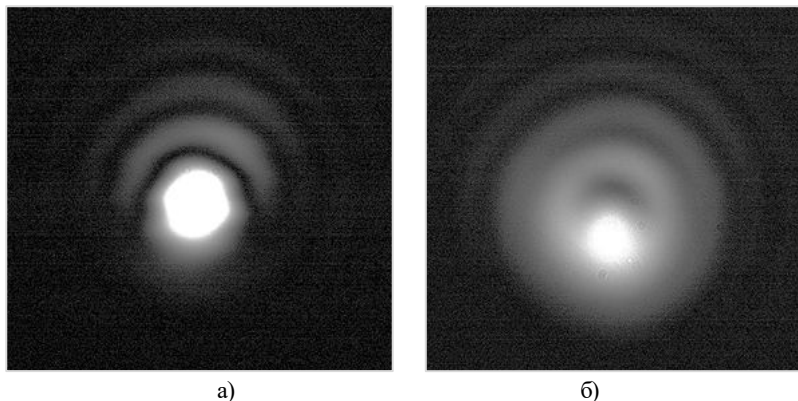


Рисунок 2. Фокальное пятно линзового маяка сопровождения а) съюстированный в воздушной среде атмосферы, б) при переходе в вакуум

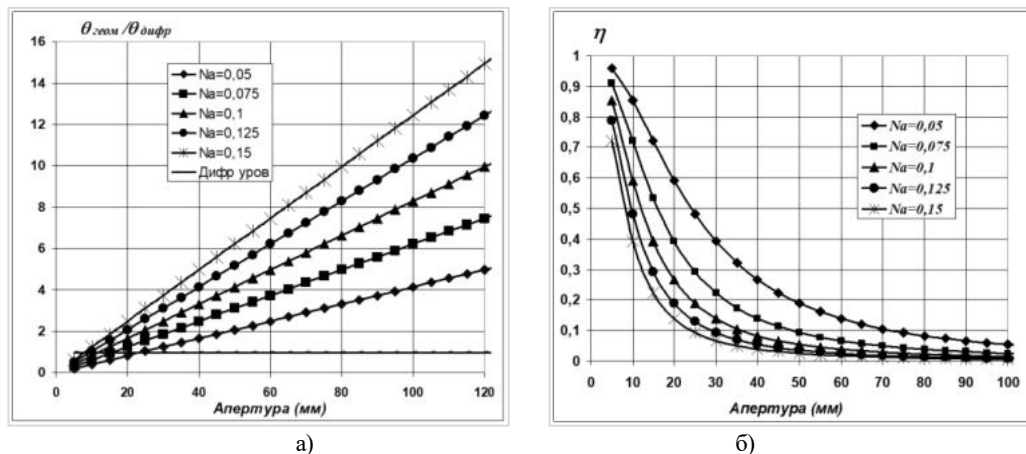


Рис. 3. Увеличение угла расходимости (а) и потеря сигнала (б) при переходе в вакуум линзовых систем съюстированных в нормальных условиях атмосферы в зависимости от размера апертуры для различных числовых апертур

Взаимная стабильность направленности оптических осей. Системы космической лазерной связи, как правило, состоят из нескольких соосных оптических систем, к которым предъявляется требование по сохранению взаимной ориентации оптических осей в условиях выведения космического аппарата на орбиту и эксплуатации в условиях космоса.

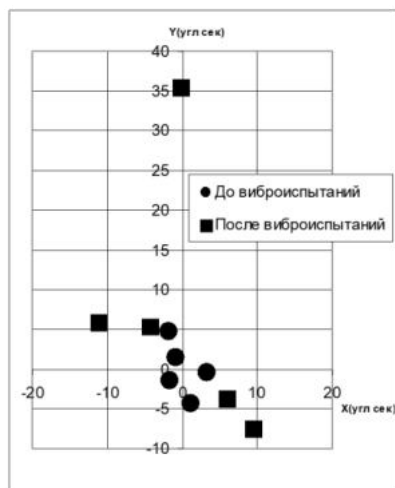


Рис. 4. Изменение взаимной ориентации оптических осей линзовых маяков после виброиспытаний

Заключение. Для оптических систем пригодны только конструкции сформированные из ровных цилиндрических оболочек и стержней с ориентацией углепластиковых волокон вдоль оптической оси. В этом случае обеспечивается минимальное изменение геометрии вдоль оптической оси, а температурное расширение материала идет в толщину.

Для зеркальных систем окружающая среда не вносит изменение в ход лучей, а для линзовых систем переход из воздуха в вакуум существенно меняет фокусировку. Переход становится наиболее более ощутимый для систем с большими апертурами и для больших числовых апертур. Чтобы избежать дорогостоящих работ с вакуумными стендами необходимо вводить расчетную поправку.

УДК 620.171.311.3:620.172.222

ВЛИЯНИЕ ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ И ВРЕМЕНИ ХРАНЕНИЯ НА АНИЗОТРОПИЮ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ВЫСОКОПРОЧНОЙ СТАЛИ 42Х2ГСНМА (ВКС-1)

И. Н. Файфер^{1,2}, Д. Р. Салихьянов²

¹ ПАО «Машиностроительный завод имени М. И. Калинина»

² Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б. Н. Ельцина

Проведено исследование влияния термической обработки и времени хранения на анизотропию свойств высокопрочной стали 42Х2ГСНМА (ВКС-1). В ходе эксперимента были исследованы значения временного сопротивления и относительного удлинения в зависимости от направления проката образцов, наличия термической обработки и времени хранения после неё. По результатам анализа было показано изменение механических свойств вдоль и поперёк

направления проката с увеличением времени хранения после термической обработки, которое является следствием развития процессов естественного старения в стали. Указанная анизотропия пластических свойств стали 42Х2ГСНМА (ВКС-1) после длительного времени хранения может объяснять искажение формы сферических деталей после снятия напряжений при вытяжке.

Введение. Высокопрочными называются стали, имеющие предел прочности более 1500 МПа, который достигается подбором химического состава и оптимальной термической обработки. Такой уровень прочности можно получить в среднеуглеродистых легированных сталях (30ХГСН2А, 40ХН2МА, 42Х2ГСНМА и др.), применяя закалку с низким отпускком или изотермическую закалку [1].

Из справочной литературы [2] известны механические свойства высокопрочной среднелегированной стали 42Х2ГСНМА (ВКС-1) после термообработки, состоящей из закалки и низкого отпуска (таблица 1).

Таблица 1

Механические свойства стали 42Х2ГСНМА (ВКС-1) при температуре испытания 20 °С [3]*

Предел прочности σ_b , МПа	Относительное удлинение δ , %	Относительное сужение ψ , %
1900	7	30

* Данные для термически обработанных листов. Режим Т/О: закалка $t^\circ=940\pm 10^\circ\text{C}$ на воздухе, отпуск при $t^\circ=200-280^\circ\text{C}$, охлаждение на воздухе.

Несмотря на широкое применение высокопрочных сталей в промышленности, в технической литературе недостаточно освещены вопросы их листовой штамповки. В частности, востребованы механические свойства материала в состоянии поставки и после предварительной термообработки, а также их зависимость относительно направления проката, необходимые для оценки пластичности материала, рационального выбора мощности оборудования и уменьшения брака при разработке технологического процесса на производстве.

Цель работы заключалась в исследовании зависимости временного сопротивления и относительного удлинения стали 42Х2ГСНМА (ВКС-1) от направления проката, термообработки и времени, прошедшего после термообработки.

Описание эксперимента. Известно, что время хранения от изготовления заготовок, включающего вырезку и термообработку, до формоизменяющих операций может составлять от 15 до 30 суток и более. Это может быть связано с необходимостью транспортировки заготовок между подразделениями, наладкой оборудования и другими причинами. С увеличением времени хранения увеличивается процент брака из-за возможного хрупкого разрушения заготовок в процессе вытяжки, дефектов формы (распружинивания, овальности и т.д.) деталей после снятия нагрузки. Для предотвращения указанных негативных явлений необходимо вводить дополнительную термообработку и калибровку, что приводит к увеличению себестоимости продукции.

В качестве объекта исследования выбраны образцы для контроля механических свойств №7К тип I по ОСТ 1.90011-70. Образцы были вырезаны на лазерной установке из одной партии листа в количестве 60 штук (30 образцов вдоль и 30 образцов поперёк направления проката). Экспериментальные исследования проводились в условиях механической и металлографической лабораторий ПАО «МЗиК» с использованием разрывной машины фирмы «Zwick/Roell». Материал – сталь 42Х2ГСНМА (ВКС-1) ТУ 14-1-4461-88, толщина металла 2,2 мм. Химический состав стали представлен в таблице 2 [3].

В первой части эксперимента были проведены испытания на разрыв 20 образцов в состоянии поставки (10 вдоль направления проката и 10 поперёк). Затем была проведена термооб-

работка (высокий отжиг при $t = 720$ °С, выдержка 2 – 3 часа, охлаждение на воздухе) и испытаны ещё 20 образцов с разным направлением проката.

Таблица 2
Химический состав стали 42Х2ГСНМА (ВКС-1)

Химический состав, %									
C	Si	Mn	Cr	Ni	V	Mo	Fe	S	P
0,38–0,43	0,9–1,2	0,75–1,0	1,5–2,0	0,5–0,8	0,03–0,1	0,4–0,6	Основа	$\leq 0,011$	$\leq 0,015$
								Суммарное содержание S и P не более 0.022%	

Оставшиеся 20 образцов были испытаны через 4 недели после термообработки (средний срок хранения заготовок после термообработки на производстве). После предварительной термообработки, до испытаний на разрыв, образцы хранились при комнатной температуре.

По полученным данным испытаний были проведены расчёты и сделаны соответствующие выводы.

Результаты эксперимента

Влияние термообработки на прочность. Значения временного сопротивления, полученные в ходе эксперимента, в зависимости от термообработки и времени хранения, представлены в таблице 3.

Таблица 3
Значения временного сопротивления стали 42Х2ГСНМА (ВКС-1)

Временное сопротивление σ_b , МПа	В состоянии поставки	Сразу после ТО	Через 4 недели после ТО
Вдоль направления проката	856	824	819
Поперёк направления проката	852	809	811

В таблице приведены средние арифметические значения результатов испытаний, за исключением резко выделяющихся значений, которые могут быть связаны с ошибкой измерения, ошибкой записи, следствием нарушения технологии прокатки и т.п.

По приведённым данным можно сделать вывод, что временное сопротивление не зависит от направления проката в состоянии поставки, а после термообработки различается в зависимости от направления проката примерно на 2 % ($824 > 809$ МПа). Вдоль направления проката временное сопротивление после термообработки снижается примерно на 4 % ($856 > 824$ МПа), а поперёк направления проката снижается примерно на 5,5 % ($852 > 809$ МПа).

Через 4 недели после термообработки значения временного сопротивления уменьшаются вдоль направления проката по сравнению со значениями сразу после термообработки ($824 > 819$ МПа) и увеличиваются в направлении поперёк проката ($809 < 811$ МПа).

Влияние термообработки на пластичность. В нашем случае пластичность оценивалась через относительное удлинение (таблица 4). Чем больше способен образец удлиняться, тем пластичнее металл образца.

Таблица 4
Значения относительного удлинения стали 42Х2ГСНМА (ВКС-1)

Относительное удлинение δ , %	В состоянии поставки	Сразу после ТО	Через 4 недели после ТО
Вдоль направления проката	20,0	21,1	24,0
Поперёк направления проката	19,2	21,3	20,9

Из приведённых данных можно сделать вывод, что относительное удлинение в состоянии поставки незначительно (на 1 %) различается, однако, после термообработки значения выравниваются и пластичность металла не зависит от направления проката.

Через 4 недели после термообработки значения относительного удлинения увеличиваются вдоль направления проката (с 21,1% до 24%) и снижаются поперёк направления проката (с 21,3 до 20,9 %).

Отмеченная анизотропия пластических свойств стали 42Х2ГСНМА (ВКС-1) после длительного времени хранения может объяснять искажение формы сферических деталей после снятия напряжений при вытяжке. Причиной этого явления, вероятнее всего, является естественное старение металла, т. е. изменение механических свойств металла, протекающее во времени без заметного изменения микроструктуры и обусловлено оно тем, что после термообработки металл находится в неравновесном состоянии и с течением времени приходит в исходное состояние. Из литературы [4, 5] известно, что естественное старение является нежелательным процессом, т. к. оно ухудшает штампуемость листового металла. Процессы старения также можно наблюдать при анализе графиков растяжения.

Анализ графиков растяжения

При естественном старении происходит сосредоточение атомов растворённых элементов в определённые небольшие группы без их выделения из решётки твёрдого раствора. Эффект старения проявляется на кривых растяжения в виде зуба, площадки текучести и ряда других особенностей, которые классифицированы в [5].

Для кривых растяжения стали 42Х2ГСНМА (ВКС-1) в состоянии поставки, вдоль и поперёк проката, наиболее характерен II тип (стадия упругого растяжения заканчивается достаточно короткой площадкой текучести, за которой следует параболический участок кривой – стадия деформационного упрочнения, рис. 1). Условием, ответственным за отсутствие зуба текучести, является сравнительно слабое закрепление дислокаций вследствие малой энергии взаимодействия примесных атомов с дислокациями, низкой концентрации атмосфер или низкой плотности дисперсных частиц на дислокационных ступеньках.

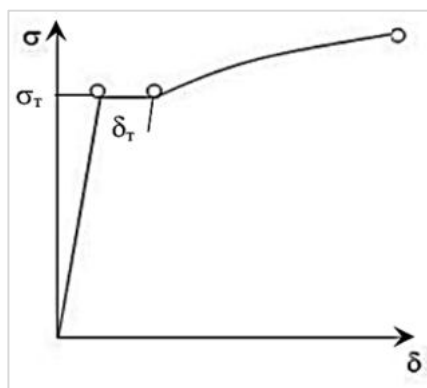


Рис. 1. Схема кривой растяжения образца в состоянии поставки [5]

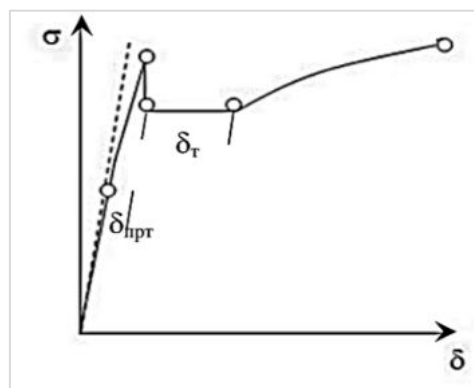


Рис. 2. Схема кривой растяжения образца после термообработки [5]

Сразу после термообработки тип кривых растяжения образцов нарезанных как вдоль, так и поперёк направления проката меняется со II на III тип – наблюдается стадия предтекучести, оформляется неярко выраженный зуб и увеличивается площадка текучести (рис. 2). Во время термообработки достигается более-менее полное выравнивание механических свойств относительно направления проката. Деформация предтекучести — это микропластическая деформация до зуба текучести, связанная с необратимым изгибом дислокаций в отдельных благоприятно ориентированных зернах.

Через 4 недели после термообработки тип кривой растяжения для образцов, вырезанных вдоль направления проката, меняется на I тип (рис. 3). Имеется резко выраженный зуб текучести, достаточно продолжительная площадка текучести. Зуб текучести — это резкое падение напряжения от верхнего предела текучести до нижнего на кривой растяжения вследствие быстрого протекания процессов пластической релаксации. Чем резче падение напряжения на зубе текучести, тем больше скорость и меньше количество дислокаций, участвующих в течении [5].

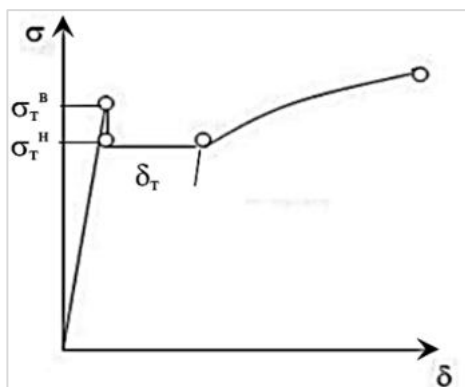


Рис. 3. Схема кривой растяжения образца, нарезанного вдоль направления проката, через 4 недели после термообработки [5]

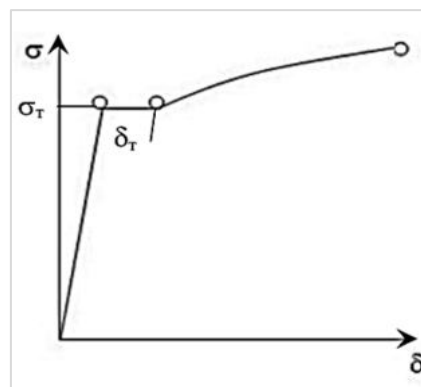


Рис. 4. Схема кривой растяжения образца, нарезанного поперёк направления проката, через 4 недели после термообработки [5]

Поперек направления проката через 4 недели после термообработки на графиках фиксируется II тип кривой растяжения (рисунок 4). Деформация предтекучести отсутствует, значительно уменьшается площадка текучести. Идёт процесс адсорбции атмосфер на движущихся дислокациях, и блокировка их движения, и повторное зарождение новых способных к движению дислокаций. На кривой растяжения этот процесс сопровождается образованием повторяющихся мелких зубьев текучести.

Ярко выраженный зуб текучести при старении наблюдается в том случае, если направление растяжения при испытании совпадает с направлением течения металла при предшествующей деформации. Если же эти направления оказываются взаимно перпендикулярными, то ярко выраженный зуб текучести отсутствует. Отсюда следует, что локализация дислокаций в окружающих их группировках растворенных атомов происходит преимущественно в той системе плоскостей, которая соответствует течению металла при предшествующей деформации [6].

Заключение. В ходе выполнения работы было проведено исследование зависимости прочностных и пластических свойств стали 42Х2ГСНМА (ВКС-1) от направления проката, термической обработки и времени хранения после неё.

Временное сопротивление стали не зависит от направления проката в состоянии поставки, а после термообработки различается примерно на 2 %. Вдоль направления проката временное сопротивление после термообработки снижается примерно на 4 % ($856 > 824$ МПа), а поперёк направления проката снижается примерно на 5,5% ($852 > 809$ МПа).

Через 4 недели после термообработки значения временного сопротивления практически выравниваются, но на более низком уровне, чем в состоянии поставки.

Относительное удлинение стали в состоянии поставки незначительно (на 1 %) различается, однако, после термообработки значения выравниваются и пластичность металла не зависит от направления проката.

Через 4 недели после термической обработки значения относительного удлинения стали увеличиваются вдоль направления проката (с 21,1% до 24%) и снижаются поперёк направле-

ния проката (с 21,3 до 20,7 %). Отмеченная анизотропия пластических свойств стали 42Х2ГСНМА (ВКС-1) после длительного времени хранения может объяснять искажение формы сферических деталей после снятия напряжений при вытяжке.

По результатам работы можно рекомендовать максимально сократить время от термической обработки до формоизменяющих операций. Продолжением работы может являться исследование микроструктуры и фазового состава образцов стали 42Х2ГСНМА (ВКС-1) в различных состояниях.

Библиографический список

1. *Фахрутдинов И. Х.* Ракетные двигатели твердого топлива. М.: Машиностроение, 1981. 216 с.
2. Сталь высокопрочная 42Х2ГСНМА (ВКС-1). [Электронный ресурс]. URL: <https://inzheninfo.ru/razdely/materialy/konstruktsionnye-stali/deformiruemye-stali/vysokoprochnye-stali/stal-vysokoprochnaya-42kh2gsnma-vks-1.html>.
3. ТУ 14-1-4461-88 Прокат листовой конструкционный легированный высокопрочный. Технические условия;
4. *Радионова Л. В., Субботина Ю. М.* Исследование процесса старения холоднокатаного и горячеоцинкованного листового проката // Russian Internet Journal of Industrial Engineering. Vol. 3, № 2, 2015. С. 47 – 54/
5. *Фарбер В. М., Селиванова О. В., Хотинков В. А., Полухина О. Н.* Деформационное старение в сталях. Екатеринбург: Изд-во Урал. ун-та, 2018. 72 с
6. *Гудремон Э.* Специальные стали. М.: Металлургия, 1966. 734 с.
7. ГОСТ 24026-80. Исследовательские испытания. Планирование эксперимента. Термины и определения. М.: Изд-во стандартов, 1980.

УДК 004.94

МОДЕЛИРОВАНИЕ ФИЗИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ПОЛЕЙ ИНДУКЦИОННОЙ ЛИНИИ СВЯЗИ

А.Д. Аверина, С.А. Мешков, В.А. Крылов

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

В процессе стрельбы типы целей, их скорость и расстояния до них постоянно изменяются. Также могут изменяться климатические условия в месте проведения стрельбы. Следовательно, возникает необходимость ввода информации в автономную информационную управляющую систему (АИУС) непосредственно в момент выстрела. На протяжении последних лет определялась возможность ввода информации в электронные АИУС посредством различных типов линий связи. Наибольшее распространение на практике получили проводные, радиочастотные и индукционные линии управления АИУС [1].

В данной работе рассмотрено изучение процесса индукционного ввода информации в АИУС путем проведения эксперимента на испытательном стенде и моделирования взаимодействия электромагнитных полей индукционной линии связи с помощью программы ANSYS Maxwell.

Перед проведением эксперимента и составлением математической модели изучаемого процесса был произведен анализ способов ввода информации в АИУС, в ходе которого было определено, что наиболее подходящим и эффективным является индукционный способ, рассмотрена классификация метода теории поля [2]. Представлено физико-математическое обоснование процесса взаимодействия, произведен расчет магнитного поля (магнитная индукция в центре витка с током, длина элемента проводника с током).

Моделирование процесса индукционного ввода информации осуществляется с помощью численного метода конечных элементов и реализуется в пакете прикладной программы ANSYS Electromagnetic Suite (ANSYS Maxwell) [3].

Геометрическая модель строится путем создания для каждой катушки отдельного ряда с количеством витков и связывания этих рядов в одну катушку. Модель представляет собой элемент тела вращения вокруг оси Z.

Передающая катушка: количество витков $N=2240$; длина обмотки $l=223$ мм; диаметр проволоки $d=0.8$ мм (материал ПЭЛ 0,8); количество витков одного ряда $n_1=l/d=223/0,8=278$; количество рядов $n=N/n_1=2240/278=8$; диаметр обмотки $D=75$ мм. Приемная катушка: количество витков $N=200$; длина обмотки $l=5$ мм; диаметр проволоки $d=0.2$ мм (материал ПЭЛ 0,2); количество витков одного ряда $n_1=l/d=5/0,2=25$; количество рядов $n=N/n_1=200/25=8$; диаметр обмотки $D=16$ мм.

В расчетной области произведено зануление поля, и при моделировании не учитываются вихревые токи, что значительно упрощает математическое описание процесса. Материал области – «Air», материал витков – «Copper».

Исследование проводится в статическом режиме. Приёмная катушка располагается в середине, рис. 1, для того, чтобы исключить влияние изменения магнитного поля по краям.

Для получения гармонического сигнала на входе и выходе необходимо программно в среде ANSYS Maxwell подключить к катушкам электрические схемы, которые показаны на рис. 2.

Для проверки модели передачи информационного сигнала подаем на передающую катушку синусоидальный сигнал амплитудой 20,49 В и частотами 4 и 8 КГц. Моделирование происходит за время 2 мс. На выходе с приемной катушки получаем сигнал амплитудой 11,02 В. Коэффициент передачи равен 0,5 (рис. 3).

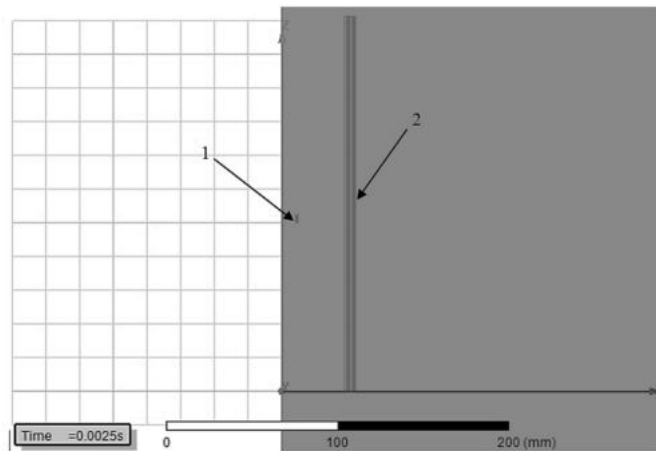


Рис. 1. Геометрическая модель взаимодействия катушек:
 1 – ПК, 2 – ПрК (ось X направлена вправо, ось Z – вверх, ось Y – на нас)

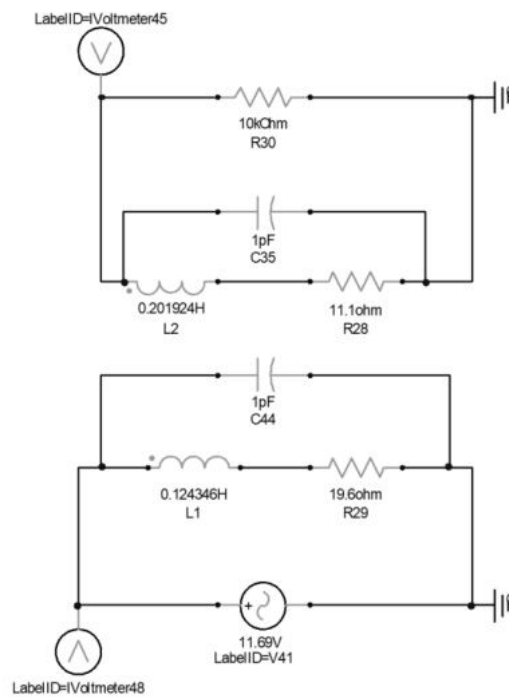


Рис. 2. Электрические схемы для приемной и передающей катушек

На рис. 4 представлен график полученный входе экспериментальных исследований, также на частотах 4 и 8 КГц. Сравнивая его с рисунком 3 можно заметить, что формы сигналов идентичны, кроме того коэффициент передачи, также равен 0,5.

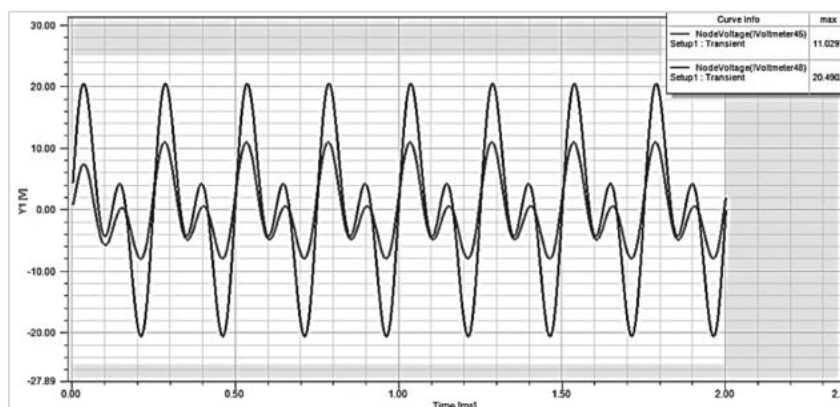


Рис. 3. Входные и выходные гармоники информационного сигнала, состоящего из двух гармоник частотой 4 и 8 КГц. (Приемная катушка в середине)

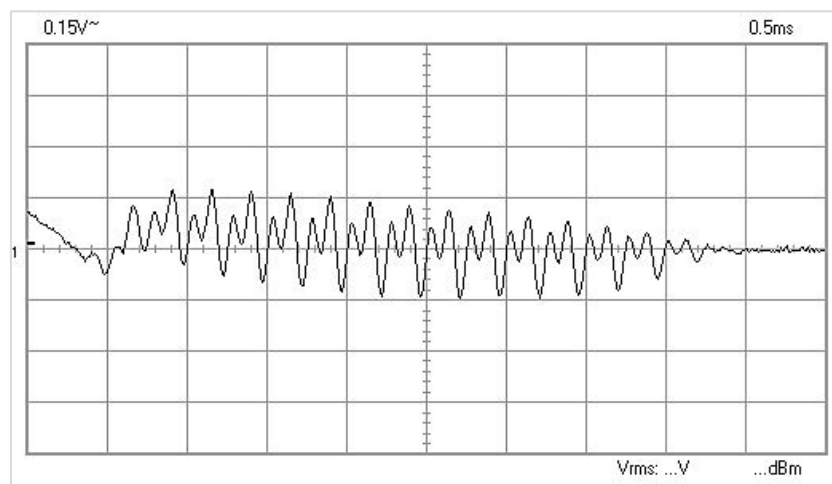


Рис. 4. Входные и выходные гармоники информационного сигнала, состоящего из двух гармоник частотой 4 и 8 КГц (эксперимент)

Таким образом, в ходе исследования полученных результатов в программной среде определено, что коэффициент передачи равен 0,5, к краям катушки он уменьшается в связи с неоднородностью магнитного поля. Также заметим, что результаты моделирования взаимодействия передающей и приемной катушек в ANSYS Maxwell подтверждают экспериментальные исследования. В дальнейшем при изучении индукционного ввода информации в АИУС можно проводить реализацию опытов с помощью моделирования численного метода конечных элементов.

Библиографический список

1. Ткаченко В. В. К оценке технических средств построения зарубежных электронных взрывателей ствольной артиллерии // Сборник трудов БГТУ «Военмех». СПб. 2003. С. 56.
2. Индукционный ввод энергии и информации во взрывательное устройство в процессе артиллерийского выстрела. Разделы 1–4: промежуточный (годовой) отчет о НИР И-Е6-2523/ Балт. гос. техн. ун-т; науч. рук. Л. С. Егоренков, отв. исп. И. В. Романов [и др.]. СПб: 2016.
3. Чигарев А. В., Кравчук А. С., Смалюк А. Ф. ANSYS для инженеров: Справочное пособие. М.: Машиностроение-1, 2004. 512 с.

УПРАВЛЕНИЕ КАЧЕСТВОМ ИЗДЕЛИЙ В ИНФОРМАЦИОННОЙ СРЕДЕ СИСТЕМЫ TECHNOLOGICS

С. А. Бабаев, А. В. Марков, И. Л. Юнаков

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

Система TechnologiCS (рис. 1), выбранная как система импортозамещения, обеспечивает информационное взаимодействие проектно-производственного цикла создания изделий в реальном масштабе времени. Система также позволяет управлять качеством изделий за счёт статистической обработки данных в единой информационной среде, корректирующих и предупреждающих действий средствами аппарата математической статистики.



Рис. 1. Структура системы TechnologiCS

TechnologiCS позволяет [1]:

- управлять составом изделия, включающее в себя ведение конструкторских спецификаций для каждой номенклатурной позиции. Спецификации могут входить друг в друга с любым уровнем вложенности, формируя в базе данных древовидный состав изделия. Спецификации и ведомости можно распечатывать в соответствии с различными нормативными требованиями и оформлять в комплекты документов;
- разрабатывать технологические процессы, как единичные, так и типовые (групповые), на основании которых можно производить трудовое и материальное нормирование технологий, а также выполнять различного вида технологические расчеты;
- формировать производственные спецификации, как номенклатурный план производства, на основании которого строится цикловой график изготовления изделий и планируется загрузка технологического оборудования;
- отслеживать процесс создания и сдачи изделия с учетом реальных значений параметров, а также производить разбраковку по видам и причинам брака.

В процессе внедрения TechnologiCS, на этапе оперативного цехового учёта, поставлены следующие задачи:

- разработать механизм фиксации брака на производстве;

- установить время возникновения брака, его причины;
- провести статистический анализ на основе полученных данных.

Результаты выполнения операций по выявлению брака позволяют оценить работу информационной системы на этапе её внедрения [2].

При внедрении необходимо соблюдать следующие условия:

- учитывать актуализировать нормативно-справочной информации (НСИ);
- учитывать результаты анализа комплектов конструкторских данных с указанием допустимых замен;
- установить набор технологических процессов, позволяющих изготовить изделие с обоснованием материальных и трудовых затрат.

Для актуализации НСИ были проведены работы по унификации номенклатурных позиций и заполнению справочников TechnologiCS (рис. 2). Определены классы номенклатурных позиций, их основные характеристики.

Обозначение	Наименование	Вид материала	Классификатор
0137-02	Втулка	ШТ	Втулки
0185-11	Втулка изоокриловая	ШТ	Втулки
0185-07	Втулка изоокриловая	ШТ	Втулки
0185-06	Втулка изоокриловая	ШТ	Втулки
0185-05	Втулка изоокриловая	ШТ	Втулки
0185-04	Втулка изоокриловая	ШТ	Втулки
01-07-01	Втулка	ШТ	Втулки
MT1345.02.003	Втулка	ШТ	Втулки
0185-10	Втулка изоокриловая	ШТ	Втулки
0185-09	Втулка изоокриловая	ШТ	Втулки
0185-02	Втулка изоокриловая	ШТ	Втулки
0185	Втулка изоокриловая	ШТ	Втулки
0137	Втулка	ШТ	Втулки
16737.00.14	Втулка изоокриловая	ШТ	Втулки
16737.00.15	Втулка изоокриловая	ШТ	Втулки
17773.00.03	Втулка	ШТ	Втулки
01133-07	Втулка титан	ШТ	Втулки
01133	Втулка титан	ШТ	Втулки
01133-13	Втулка титан	ШТ	Втулки
01133-12	Втулка титан	ШТ	Втулки
01133-11	Втулка титан	ШТ	Втулки
01133-10	Втулка титан	ШТ	Втулки
01133-08	Втулка титан	ШТ	Втулки
2595.00.028	Втулка	ШТ	Втулки
01133-05	Втулка титан	ШТ	Втулки
01133-05	Втулка титан	ШТ	Втулки
01133-04	Втулка титан	ШТ	Втулки

Рис. 2. Актуализация НСИ

После заполнения справочников на сборочные единицы были сформированы электронные спецификации (рис. 3). В спецификациях указано количественное значение для каждой позиции и возможные допустимые значения [3].

На номенклатурные позиции деталей и сборочных единиц разрабатываются технологические процессы с трудовым и материальным нормированием (рис. 4).

На основании электронной структуры системы и технологических данных формируются производственные планы с указанием плановых дат выпуска, распределением операций по цехам и участкам.

№	Наименование	Обозначение	Классификация	Кол-во	Примечания	Иллюстрации с записью	Ед. изм.
0	0 Шпилька	ШПШ	Деталь	2750 11 000 05	Сборный чертик		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	0130	Крупные сверла стальной тис. стальной тис.		шт
0	0 Шпилька	ШПШ	Сборные изделия	0130-01	Крупные сверла стальной тис. стальной тис.		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	0130	Крупные сверла стальной тис. стальной тис.		шт
0	0 Шпилька	ШПШ	Сборные изделия	0130-01	Крупные сверла стальной тис. стальной тис.		шт
0	0 Шпилька	ШПШ	Сборные изделия	0130	Крупные сверла стальной тис. стальной тис.		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	0130-02	Крупные сверла стальной тис. стальной тис.		шт
0	0 Шпилька	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 02	Платформа с подставкой		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 03	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 04	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 05	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 06	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 07	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 08	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 09	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 10	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 11	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 12	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 13	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 14	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 15	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 16	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 17	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 18	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 19	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 20	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 21	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 22	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 23	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 24	Платформа		шт

Рис. 3. Заполнение электронных спецификаций

№	Наименование	Обозначение	Классификация	Кол-во	Примечания	Иллюстрации с записью	Ед. изм.
0	0 Шпилька	ШПШ	Деталь	2750 11 000 05	Сборный чертик		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	0130	Крупные сверла стальной тис. стальной тис.		шт
0	0 Шпилька	ШПШ	Сборные изделия	0130-01	Крупные сверла стальной тис. стальной тис.		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	0130	Крупные сверла стальной тис. стальной тис.		шт
0	0 Шпилька	ШПШ	Сборные изделия	0130-01	Крупные сверла стальной тис. стальной тис.		шт
0	0 Шпилька	ШПШ	Сборные изделия	0130	Крупные сверла стальной тис. стальной тис.		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	0130-02	Крупные сверла стальной тис. стальной тис.		шт
0	0 Шпилька	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 02	Платформа с подставкой		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 03	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 04	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 05	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 06	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 07	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 08	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 09	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 10	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 11	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 12	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 13	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 14	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 15	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 16	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 17	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 18	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 19	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 20	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 21	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 22	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 23	Платформа		шт
0	0 Шпилька А4	ШПШ	Сборные изделия	2750 11 000 24	Платформа		шт

Рис. 4. Технологические процессы в TechnologyCS

При отметке выполненной работы (рис. 5) отмечается [4]:

- количество выполненных операций;
- работник;
- оборудование, на котором выполнялась работа;
- при выявлении брака – его вид и причина.

Одним из основных показателей качества создаваемого изделия является соотношение количества корректирующих и предупреждающих действий, при этом необходимо стремиться к тому, чтобы предупреждающие действия преобладали над корректирующими, что снижает количество брака, а также трудовые и экономические затраты.

К корректирующим действиям относится выявленный брак на любом из этапов создания изделия.

К предупреждающим действиям относятся:

- промежуточные контрольные операции, предупреждающие появление брака по ходу выполнения производственного процесса;
- плановые проверки средств измерения и контроля;
- проведение работ по улучшению эффективности производства, на основании статистических данных по выявленному браку.

Все выявленные виды и причины брака сохраняются в единой базе данных и при их обработке математическим аппаратом статистики выявляются наиболее проблемные этапы со-

здания изделия в цикле «конструирование-технология-производство». На рисунке 6 приведён пример анализа выявленных причин и видов брака.

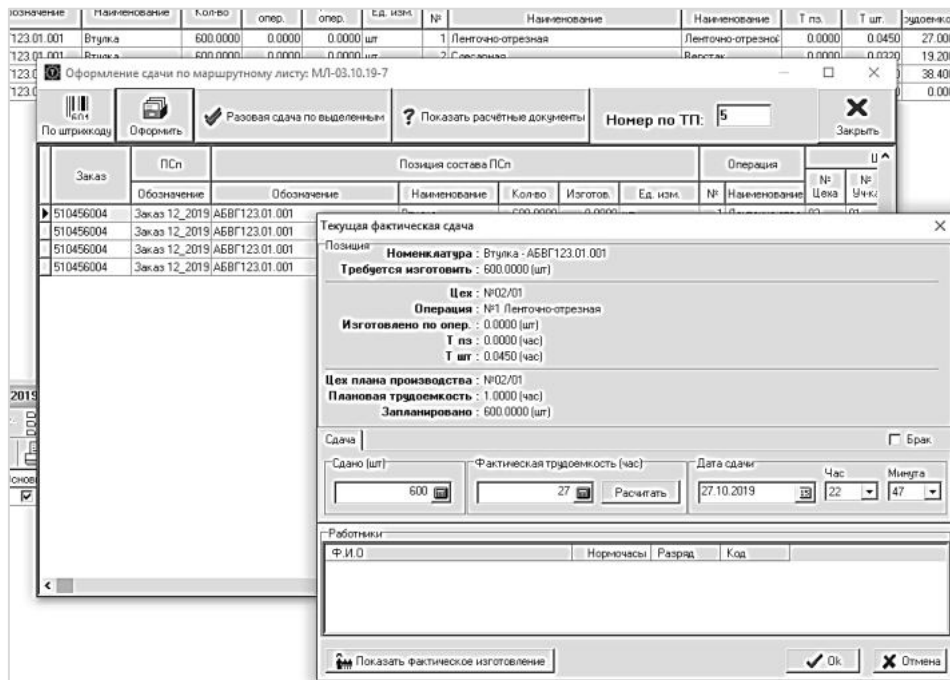


Рис. 5. Отметка выполненной операции в TechnologiCS

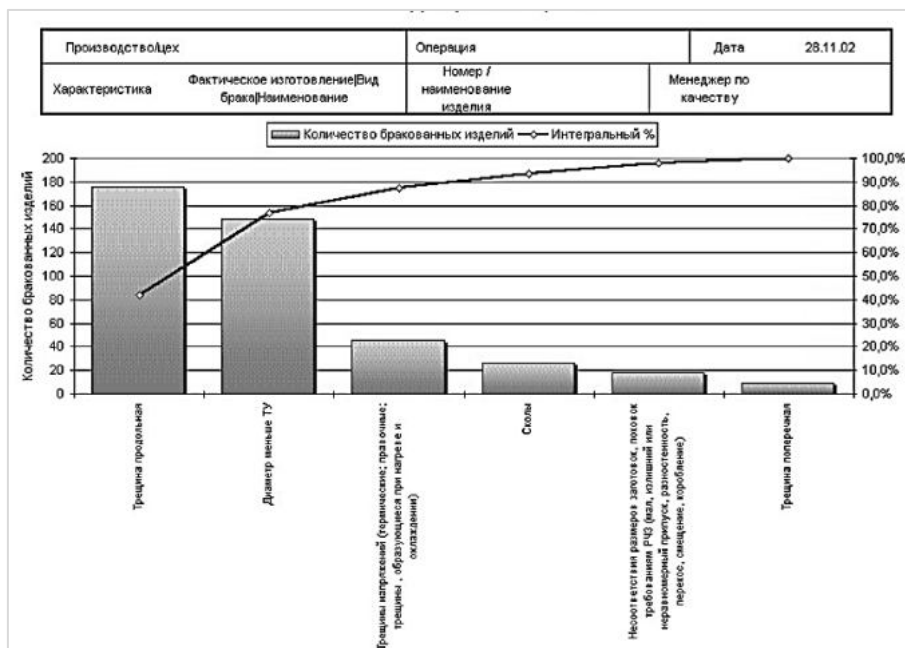


Рис. 6. Диаграмма Парето по видам брака

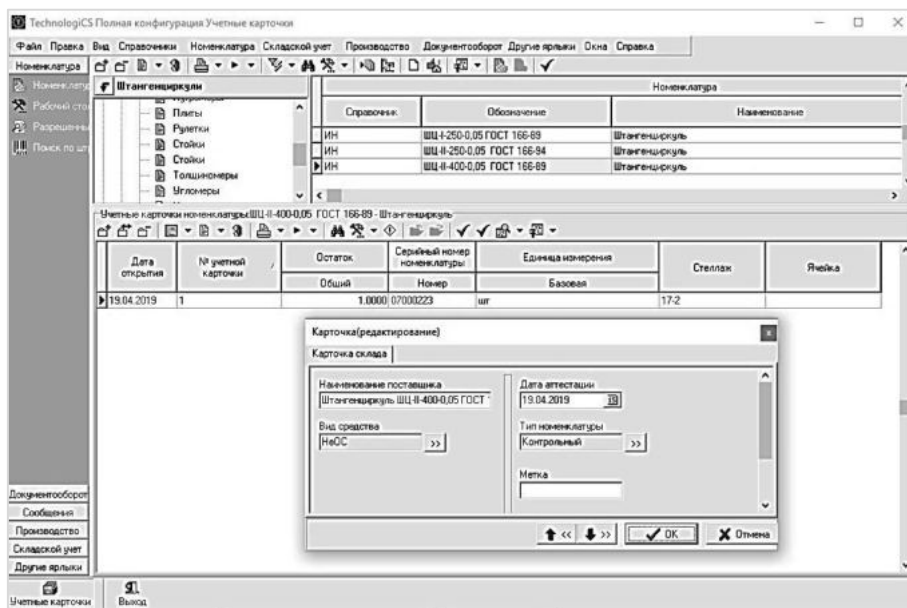


Рис. 7. Карточка средства измерения

Для проведения предупреждающих работ по контролю средств измерения, были разработаны карточки (см. рис. 7). На основании данных, введенных в информационные поля карточек, реализуется автоматическое формирование данных по остаткам средств измерений на местах их хранения и выдачи, а также актуализация списка позиций, которые должны пройти перееаттестацию в ближайшее время.

Внедрение информационной системы TechnologiCS на предприятии позволяет организовать весь производственный цикл изготовления изделия и обеспечивает его анализ и сопровождение по критериям качества продукции. Разработан механизм выявления брака и разработана подсистема по его анализу с использованием аппарата математической статистики. Предложено по результатам анализа разделить действия по устранению брака на корректирующие и предупреждающие с последующим проведением мероприятий по минимизации корректирующих действий в пользу предупреждающих.

Библиографический список

1. CSoft Программное обеспечение «TechnologiCS V7» Руководство пользователя СИЭС.700000-01 11.
2. Волкоморов В. И., Марков А. В. Технология роботизированного производства: учебное пособие. СПб: БГТУ «Военмех», 2012. 120 с.
3. Бабаев С. А., Новокшенов Г. В., Иванов М. В. Разработка инструмента контроля готовности конструкторско-технологической документации к запуску изделия в производство на платформе IT-технологии // Радиопромышленность. 2017. №4. С.110 – 115.
4. Юнаков И. Л. Особенности производственного учета в информационной системе TechnologiCS // Сб. ОНТК «Старт-2018». СПб: БГТУ «Военмех», 2018г. С. 2.

УДК 004.05(81)

К ВОПРОСУ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ИССЛЕДОВАНИЙ

В. Ю. Батов, В. О. Драчёв, В. В. Карганов

Военная академия связи им. Маршала Советского Союза С. М. Буденного

К настоящему времени принятие решений при проведении научных исследований в постоянно меняющихся внешних и внутренних условиях требуют использования адекватных методов информационного обеспечения лиц, принимающих решения (ЛПР) и возможностей, предоставляемых современными информационными технологиями [1, 2, 3]. Кроме того, анализ результатов исследований в данной предметной области исследования интеллектуальной деятельности ЛПР [1, 4, 5, 6] в области их функциональных потребностей показывает, что определяющим в оценке эффективности принятия решений становится качество их обеспечения информационными ресурсами, возможность доступа к источникам информации непосредственно с рабочего места. Под информационным ресурсом будем понимать: «Отдельные документы и отдельные массивы документов, документы и массивы документов, хранящиеся в библиотеках, архивах, фондах, банках и базах данных автоматизированных систем управления, используемые для обеспечения деятельности ЛПР». Где в свою очередь, определено, что множество задач реализуется специфическими методами математической поддержки принятия решений, которые базируются на интерпретации в терминах конечного пользователя (ЛПР) [1, 3].

Данная проблематика нашла свое отражение в рамках образовательной и научно-исследовательской деятельности, и как следствие, рассматривалась и уточнялась в ходе творческих дискуссий, в том числе на страницах журнала «Военная Мысль» [7, 8].

Проведенный системный анализ функциональной деятельности ЛПР при выработке решений показал:

- ЛПР на всех этапах цикла управления требуется значительный объём информации для выработки обоснованных решений по всему структурному построению системы;
- решения принимают в условиях достоверно определенных исходных данных и при исходных данных, носящих стохастический характер с известными или неизвестными распределениями вероятностей данных;
- обеспечение ЛПР в процессе принятия обоснованных решений и оперативного их выполнения возможно при наличии своевременной и качественной информации о сложившейся ситуации, поступающей из различных источников, с учетом её изменения в реальном масштабе времени;
- существующий регламент представления информации через постоянный интервал времен, не учитывает динамику изменения обстановки, что снижает оперативность и качество процессов интеллектуальной деятельности организации.

Констатация выделенного обстоятельства в данной области, позволяет авторам говорить о том, что одним из направлений, связанных с расширением возможностей интеллектуальной деятельности ЛПР, являются исследования, направленные на усиление его аналитических возможностей в процессе выработки и принятия решений, и приводящие к созданию интеллектуальных систем. Здесь под интеллектуальными системами будем понимать системы, созданные, в основном, для расширения возможностей интеллектуальной деятельности человека в процессах принятия решений [9].

Современные подходы к разработке моделирования и анализа требований на ее начальной стадии определяются границами проекта, основными сценариями реализации. В рамках моделирования формируются модели организационной и функциональной структуры, создаются модели структур данных и процессов. Целью моделирования и анализа являются описа-

ние деятельности системы и определение требований к ней. Полученное описание – это формализация процессов и операций, подлежащих автоматизации с помощью разрабатываемой информационной системы [1, 3, 10].

Однако такой подход не всегда эффективен. Причина в том, что в качестве основных информационных источников для формализации требований к разрабатываемой системе выступают текущие процессы организации, организационная структура, существующие структуры данных. Отталкиваясь от них не всегда корректно, так как некоторые появились для контроля неавтоматизированных задач. Эффективная система автоматизации позволяет свести необходимость таких элементов к минимуму. Таким образом, внедрение системы автоматизации требует серьезного переосмысления стратегии и цели.

Важность анализа целей для формирования требований к системе автоматизации отмечается многими аналитиками и исследователями [11, 12, 13]. Например, в методологии ARIS для анализа целей предлагается использовать целый ряд диаграмм: дерево целей, диаграмму причинно-следственных связей, диаграмму окружения ключевых показателей результативности.

Методология ARIS основывается на концепции интеграции, предлагающей целостный взгляд на процессы, и представляет собой множество различных методик, интегрированных в рамках единого системного подхода.

Любая организация в методологии ARIS рассматривается с пяти точек зрения: организационной, функциональной, обрабатываемых данных, структуры бизнес-процессов, продуктов и услуг. При этом каждая из этих точек зрения разделяется ещё на три подуровня: описание требований, описание спецификации, описание внедрения.

ARIS предоставляет визуальный инструментарий для обеспечения наглядности моделей. Также инструментарий поставляется с набором референтных моделей, заранее разработанных для типичных процессов в различных отраслях. Общий принцип в инструментарии — возможность интеграции моделей разных типов в рамках одного депозитария посредством декомпозиции (детализации) объектов. Таким образом, любую организацию можно описать с помощью иерархии моделей — от обобщения: например, процессы верхнего уровня с помощью модели VACD (англ. – *value added chain diagram*) до уровня процедур и ресурсного окружения функций [13, 14].

Но и анализ целей не всегда позволяет разумно подойти к определению требований к системе. Рассмотрим деятельность, связанную с подготовкой исследователей. При разработке автоматизированных систем для поддержки научных исследований будет неверным отталкиваться от анализа деятельности учебно-исследовательской организации, особенно рассматривать цели такой организации как основной источник информации для определения требований к системе.

Во-первых, потому, что, как и любая другая организация, подобное учреждение, помимо подготовки исследователей и специалистов, преследует множество значимых социально-экономических целей.

Во-вторых, процесс развития и совершенствования человека просто некорректно привязывать к деятельности одного или нескольких образовательных, или исследовательских институтов.

С другой стороны, необходимость поддержки научно-образовательной деятельности неоспорима и вытекает из научно-технического прогресса, сопровождающегося растущим объемом знаний, умений и технологий, которыми должен владеть исследователь. В связи с происходящими изменениями возникает задача синхронизации процесса подготовки исследователя [2, 4, 6, 15, 16]. Поэтому для создания информационной системы поддержки подготовки исследователей предлагается использовать подход, основанный на анализе моделей компетенции [17, 18].

Обзор стандартов высшего профессионального образования, а также и нормативно-правовых локальных актов [19, 20] позволяет разделить весь набор компетенций исследователя на две основные группы – общекультурные компетенции и профессиональные [17, 18].

К общекультурным относят компетенции, характерные для любой успешной личности и не зависящие от профессии. Это то, что должен знать и чем должен владеть каждый: культурная, политическая, правовая, историческая, экономическая грамотность, этика, владение коммуникативными навыками, физической культурой и др.

Таблица 1
Показатели компетенции

№ п/п	Показатель	Назначение
1.	Экспертная оценка P_1 .	Это оценки за выполнение учебных элементов, таких как самостоятельная работа, защита реферата, курсового проекта, учебно-исследовательской, лабораторной работ. Чаще всего применяется для оценки компетенций исследователей уровня бакалавра и магистра.
2.	Относительные измерения P_2 .	Примерами такой оценки являются проценты выполнения диссертационной работы, сокращения издержек предприятия в результате внедренного решения, увеличения лояльности сотрудников, в результате разработанной и проведенной реформы, повышения надежности программного комплекса, благодаря применению разработанной и внедренной технологии и т.д. Могут быть применимы к исследователям любого уровня.
3.	Нормативные измерения P_3 .	Примерами такой оценки являются количество публикаций в периодических научных изданиях и подготовленных докладов, количество организованных опросов, часов преподавательской нагрузки, патентов и т.д. Могут быть применимы к исследователям любого уровня.
4.	Индикаторы P_4 .	Например, наличие сертификата по технологии, владение программным средством, наличие научной степени, возраст до 35 лет, наличие научного звания и т.д. Применяются к исследователям любого уровня.

Профессиональные компетенции – профессиональный профиль исследователя, идентифицирующий его деятельность в конкретной предметной области. К ним относятся такие группы компетенций, как организационно-управленческие, научно-исследовательские, экспертные, инновационные, производственно-технологические, проектные, аналитико-информационные и др. При этом состав групп компетенций различен для разных направлений подготовки специалистов и определяется соответствующими образовательными стандартами.

Для расчета рейтингов компетенции введено понятие «показатель». Показателем будем называть некоторую измеримую характеристику, или индикатор, который позволяет сделать вывод об уровне сформированности конкретной компетенции. Таким образом, уровень сформированности компетенции представляет собой целевую функцию показателей этой компетенции. Анализ образовательных и профессиональных стандартов, а также и других источников в данной предметной области исследования [2, 4, 10, 15, 16, 18, 21, 22] позволил выявить четыре типа показателей (таблица 1).

Показатель P_1 будем рассматривать как четверку объектов (min, max, P_1'', d) , где min – минимально возможная оценка, $min \in N \cup O$, N – множество натуральных чисел; max – максимально возможная оценка, P_1'' – значение показателя установленное экспертом, d – значение показателя, причем:

$$P_1 = \min + d, p_1 \leq \max, d \in N \cup O. \quad (1)$$

В расчетах в качестве значения показателя удобно использовать нормализованное значение:

$$p_1 = (p_1'' - \min) / \max. \quad (2)$$

Показатель P_2 будем рассматривать как процентную величину $p_1 \in [0\%, 100\%]$. В расчетах в качестве значения показателя удобно использовать нормализованное значение:

$$p_2 = \frac{P_1}{100} \% . \quad (3)$$

Показатель нормативных измерений p_3 будем рассматривать как тройку объектов (K, p_3'', O) , где K – упорядоченное конечное множество контрольных значений показателя $k_i \leq k_{i+1} \forall i : O$ – функция преобразования, определенная на множестве K .

Если x – значение измеряемой нормативной величины, то, если $x \in [k_i, k_{i+1}]$, где $i \in \overline{1, n}$ и $n = |K|$ – мощность множества, значение показателя $p_3'' = O(k_i)$. Если $x < k_1$, $p_3'' = O(0)$. Если $x > k_n$, $p_3'' = O(k_n)$. В расчетах в качестве значения показателя удобно использовать нормализованное значение:

$$p_3 = \frac{O(p_3'')}{O(k_n)}. \quad (4)$$

Показатель P_4 по очевидным причинам может принимать только два значения:

$$p_4 = \{0, 1\}. \quad (5)$$

Рассмотрим случай, когда компетенция имеет n методов оценки. Пусть $X^T = (x_1, x_2, \dots, x_n)$ – вектор полученных оценок. Нормализуем вектор, разделив каждую его координату на сумму всех координат:

$$x_1' = \frac{x_1}{\sum_{j=1}^n x_j}, \quad (6)$$

тогда согласно выражению (6) вектор нормализованных оценок будет иметь вид $X'^T = (x_1', x_2', \dots, x_n')$.

Для определения приоритетов методов оценки выполним их попарное сравнение. Введем нормализованный собственный вектор $A'^T = (a_1', a_2', \dots, a_n')$, соответствующий наибольшему собственному значению полученной таким образом матрицы сравнений, будет являться вектором приоритетов. Тогда интегральная оценка компетенции является линейной комбинацией:

$$\frac{1}{n} X'^T A'^T = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n a_i' x_i'. \quad (7)$$

Для расчета рейтингов компетенций по группам, а также учета влияния развития одной компетенции на другие была построена сетевая модель и описан алгоритм расчета на основе метода аналитических сетей [21, 22].

При выборе архитектуры системы поддержки научно-исследовательской деятельности необходимо обратить внимание на многообразие функций и задач, выполняемых в ее рамках. Более того, каждый образовательный профиль имеет свой уникальный набор функций. Со временем список задач и характер деятельности могут претерпевать значительные изменения, поэтому в разрабатываемую систему автоматизации необходимо заложить принципы гибкости, высокого уровня конфигурирования, модульности.

Современные тенденции, связанные с увеличением числа распределенных исследовательских школ и групп, сам характер исследовательской работы, когда требуется обеспечить возможность работы в любое время и в любом месте, обуславливают выбор *web*-платформы для построения системы поддержки научных исследований.

На наш взгляд, концептуальное решение для построения системы поддержки научных исследований должно базироваться на обеспечении доступа к данным, а также формировании ее адаптивной системы моделей. При этом необходимо обеспечить:

- доступ к данным внутренних и внешних источников информации, использующих серийно выпускаемые базы данных;
- управление данными и информацией в много платформенных комплексах, что позволяет обеспечить их открытость;
- хранение данных и информации в унифицированных форматах, пригодных для дальнейшего анализа, синтеза и представления, включая модели типа «что, если?»;
- анализ и синтез тематической информации, моделирование состояний, процессов и условий;
- представление информации в виде диаграмм, графиков и географических карт в форме, интуитивно понятной и удобной ЛПР для выработки решений.

Таким образом, руководствуясь допустимыми значениями задаваемых показателей компетенции системы поддержки подготовки исследователей, а также принимая во внимание задачу синхронизации процесса их подготовки, которая по своей структуре и содержанию определяет качество научно-образовательной деятельности и как следствие, концептуальное решение поставленной научно-технической задачи – методы построения системы поддержки принятия решений при проведении научных исследований. Предлагаемые методы представляют собой интеграцию информационных ресурсов и организованную по определенным правилам информационно-моделирующей среды объектов ЛПР в области их функциональных потребностей. Инструментом моделирования является показатель, который представляет собой целевую функцию показателей, которые при проведении соответствующих итераций дает вывод об уровне сформированности конкретной компетенции. Это дает возможность разрешить диалектическое противоречие. С одной стороны, математическая модель позволяет с высокой степенью научной объективности раскрывать сложные закономерности построения системы поддержки научных исследований, а также формирование ее адаптивной системы моделей, а с другой – представляет возможность повышения темпов управления за счет автоматизации процессов управления синтеза тематической информации, моделирования состояний, процессов и условий в много платформенных комплексах системы поддержки научных исследований. Результаты концептуального моделирования являются теоретической основой для реализации комплексного подхода при обосновании технологии разработки прикладного программного обеспечения, которая основана на использовании моделей компетенций пользователей. И доказывает, что построенная система способствует всестороннему развитию навыков и умений пользователя.

Библиографический список

1. *Конотопов П. Ю., Курносков Ю. В.* Аналитика: методология, технология и организация информационно-аналитической работы. М.: Изд-во «Русакс», 2004. 550 с.
2. *Карганов В. В., Драчев В. О., Левченко Г. Н.* Формирование модели предметной области для информационной системы / В.В. Карганов, // В сб.: «Инновационные технологии и

- технические средства специального назначения». Труды десятой ОНТК. СПб: БГТУ «Военмех», 2018. С. 264 – 268.
3. *Липатников В. А., Назаревич С. А., Рабин А. В.* Модели, методы и инструменты улучшения качества подготовки инженерно-технических кадров. СПб: ГУАП, 2015. 211 с.
5. *Носов М. И., Карганов В. В.* концептуальные подходы моделирования единого информационного пространства подсистем специального назначения // Военная мысль. 2019. №1.. С. 120 – 128.
6. *Носов М. И., Карганов В. В.* Классификация интегрированной системы поддержки принятия решений в управлении материально-техническим обеспечением // В сб.: Материалы конференций ГНИИ «Нацразвитие» сборник избранных статей. 2016. С. 21 – 27.
7. *Вандич А. П., Зименко А. Н., Карганов В. В., Привалов А. А., Спиридонов С. Г.* К вопросу об определении оптимального варианта построения исследуемой системы войск // Труды ЦНИИС. СПб филиал. 2017. Т. 1. №4. С. 60 – 71.
8. *Голубев А. Ю., Желнов И. И.* К вопросу о воспитании и обучении защитника Отечества // Военная мысль. 2017. №6. С. 74 – 81.
9. *Рябчук В. Д.* Проблемы военной науки и военного прогнозирования в условиях интеллектуально-информационного противоборства // Военная мысль. 2008. №5. С. 67 – 77.
10. *Ясницкий Л. Н.* Искусственный интеллект. Элективный курс: Учебное пособие. М.: Бинوم. Лаборатория знаний, 2011. 240 с.
11. *Карганов В. В.* Концептуальные подходы качество обработки информации в информационной системе // В сб.: Материалы конференции ГНИИ «Нацразвитие». Сентябрь 2017. Сборник избранных статей. 2017. С. 100 – 107.
12. *Цвиркун А. Д., Акинфиев В. К.* Структура многоуровневых и крупномасштабных систем. М.: Наука, 1993. 160 с.
13. *Каменнова М., Громов А., Ферпонтов М., Шматалюк А.* Моделирование бизнеса. Методология ARIS. Практическое руководство. М.: Весть-МетаТехнология, 2001. 327 с.
14. *Август-Вильгельм Шеер.* Моделирование бизнес-процессов. Изд. 2-е, перераб. и доп. Пер. с англ. Научная редакция канд. техн. наук Каменнова М. С., канд. хим. наук Громов А. И. М.: Весть-МетаТехнология, 2000. 175 с.
15. *Замятина О. М.* М 34 Моделирование систем: Учебное пособие. Томск: Изд-во ТПУ, 2009. 204 с.
16. *Юсупова А. В., Завада Г. В., Фролов А. Г.* Ю-91 Современные технологии обучения и контроля знаний: Учебное пособие. Казань: Казан. гос. энерг. ун-т, 2010. 88 с.
17. *Бачурин С. А., Гусева А. И.* Технология разработки систем поддержки научных исследований // Межд. практ. журнал «Программные продукты и системы». 2011. №4. С. 52 – 57.
18. *Ефремова Н. Ф.* Подходы к оцениванию компетенций в образовании. Ростов н/Д: Аркол, 2009. 228с.
19. *Пахлова И. В.* Модель компетенций как инструмент управления системой кадрового менеджмента организации // Альманах современной науки и образования. Тамбов: Грамота. 2015. №2. С. 97 – 100.
20. Федеральный закон от 23 августа 1996 г. №127-ФЗ «О науке и государственной научно-технической политике». М.: Кремль (с изменениями от 23 мая 2016 г.).
21. Приказ Министра обороны Российской Федерации 2016 г. № 222 «Об утверждении Положения о Главном управлении научно-исследовательской деятельности и технологического сопровождения передовых технологий (инновационных исследований) Министерства обороны Российской Федерации».
22. *Саати Т. Л.* Принятие решений. Метод анализа иерархий. Пер. с англ. Р. Г. Вачнадзе. М.: Радио и связь, 1993. 314 с.
23. *Саати Т. Л.* Принятие решений при зависимостях и обратных связях: Аналитические сети. М.: Изд-во ЛКИ, 2008. 360 с.

УДК 355.41

**ТЕХНИЧЕСКИЕ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ РЕШЕНИЯ В ИНТЕРЕСАХ
РАЦИОНАЛЬНОЙ ОРГАНИЗАЦИИ МАТЕРИАЛЬНО-ТЕХНИЧЕСКОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВОЙСК (СИЛ) В ВОЕННОЕ ВРЕМЯ**

Д. Ю. Богданов

*Военная академия материально-технического обеспечения
имени генерала армии А. В. Хрулёва*

Анализ нормативно-правовых основ организации материально-технического обеспечения (МТО) Вооруженных Сил (ВС), других войск и воинских формирований, а также предполагаемого характера функционирования системы МТО войск (сил) в современном военном конфликте позволяет выявить ряд существенных проблем, наличие которых позволило сделать вывод о том, что сложившаяся практика организации МТО войск (сил) не в полной мере отвечает предъявляемым требованиям. Основными аспектами проблемы практики являются как существенные изменения в характере и содержании современных военных конфликтов, так и изменения в системе МТО, зачастую мотивированные текущими потребностями мирного времени и не обоснованные с позиций эффективности функционирования системы в военное время.

В настоящее время четко обозначились противоречия: между растущими требованиями к результативности всех видов МТО войск (сил) и низкими темпами эволюционного развития системы МТО, а также между сложностью решаемых задач по МТО войск (сил) и несовершенством методологических средств, используемых для обоснования соответствующих организационных и ситуативных решений.

В целях снятия этих противоречий (решения проблемных вопросов практики) в рамках комплекса научных исследований и работ в Военной академии МТО имени генерала армии А. В. Хрулёва были разработаны методологические основы (совокупность теоретических положений, моделей, методов, методик и средств их аппаратной и программной реализации) рациональной организации МТО войск (сил) в военное время [1 – 4]. Так, в частности, были уточнены и дополнены основные принципы МТО войск (сил) и его организации в военное время, описаны методологические аспекты системного подхода к исследованию систем МТО, разработаны методологические подходы к комплексной оценке качества и эффективности функционирования СТЛО войск (сил) в военное время, а также к оценке влияния эффективности МТО на боеспособность войск (сил) и др.

На заключительном этапе проведенных исследований органам военного управления (ОВУ) был предложен комплекс научно-прикладных методов рациональной организации МТО войск (сил), ориентированный на выполнение задач в военное время [5–7 и др.] Основными характеристиками разработанных методов являются: комплексность разработки, предусматривающая их согласованность по назначению, целям, задачам, входным и выходным параметрам; учет влияния наиболее значимых факторов оперативной (тактической) обстановки, характерных для ведения боевых действий; возможность оперативного получения требуемых результатов на основе ограниченного объема исходной информации; доступность их реализации на ЭВМ и удобство для использования ОВУ.

Очевидной объективной тенденцией развития системы МТО в последние годы стала автоматизация процессов управления в мирное и военное время. Исходя из этого, в рамках исследований нами был разработан ряд технических и технологических решений, средств аппаратной и программной реализации предложенных методов рациональной организации МТО войск (сил), в частности:

1. В целях аппаратной и программной реализации метода обоснования рационального объема запасов материальных средств (МатС) для снабжения группировки войск (сил) (ГВС) в военное время были разработаны: способ и устройство оценки и обоснования уровня запа-

сов материальных ресурсов для снабжения ГВС при ведении специальных и боевых действий, а также программа для ЭВМ.

Способ и устройство относятся к цифровой вычислительной технике, а именно к области устройств и методов цифровых вычислений или обработки данных, специально предназначенных для специфических функций, а также к области управления ресурсами. Технической задачей их разработки были оценка и обоснование оптимальных показателей объема создаваемых запасов МатС для снабжения ГВС с целью обеспечения ее необходимой автономности. Способ заключается в том, что рациональный уровень запасов вычисляется на основе оценки вероятности обеспечения необходимой автономности действий войск (сил), отличающийся тем, что требования к необходимой автономности параметрически конкретизируются на основе анализа предполагаемых действий противника, вероятные показатели потребности ГВС в материальных ресурсах определяются с учетом значений предполагаемых расхода и потерь ресурсов, при этом для оценки математического ожидания используется корректирующая модель усреднения отклоняющихся интервальных значений.

Устройство для аппаратной реализации способа (рис. 1) состоит из коммутатора (6), блока запоминания (7), расчетно-оценочного блока (11), блока управления (15) и блока визуализации (16) и отличается тем, что в состав блока запоминания включены три узла памяти (8), (9), (10), в состав расчетно-оценочного блока включены два узла расчета (12), (13) и один узел оценки (14), при этом выход коммутатора подключен ко входу блока запоминания (через один узел памяти), выход блока управления подключен ко входам коммутатора, блока запоминания (через один узел памяти), расчетно-оценочного блока (через все входящие в его состав узлы) и блока визуализации, выходы первого и второго узлов блока запоминания поочередно подключены ко входам первого и второго расчетных узлов расчетно-оценочного блока, выходы всех узлов блока запоминания подключены ко входу блока визуализации, выход второго расчетного узла расчетного блока подключен через оценочный узел к входу третьего узла памяти блока запоминания, выход оценочного узла расчетно-оценочного блока подключен ко входу второго расчетного узла.

Устройство позволяет автоматизировать процесс обработки исходных данных, а также процедуры оценки и обоснования уровня запасов материальных ресурсов для снабжения войск (сил) при ведении специальных и боевых действий.

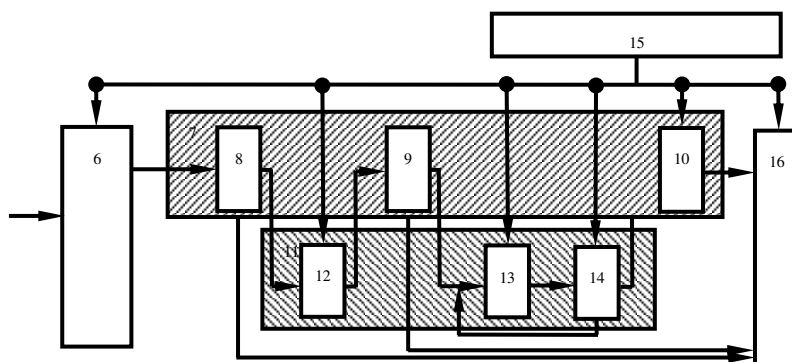


Рис. 1. Схема устройства оценки и обоснования уровня запасов МатС

Программа для ЭВМ «Программа оценки и обоснования размера запасов МатС для снабжения ГВС при ведении специальных и боевых действий» (рис. 2) предназначена для автоматизации процессов оценки и обоснования рационального размера запасов МатС для снабжения ГВС при ведении специальных и боевых действий, на основе вводимых пользователем исходных данных.

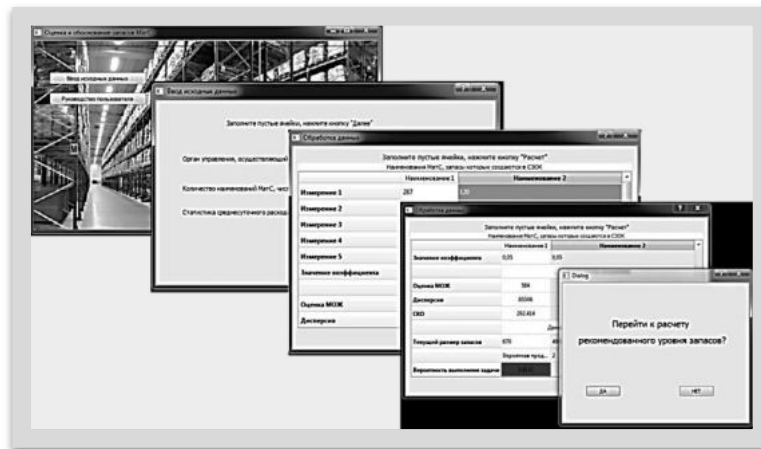


Рис. 2. Фрагмент пользовательского интерфейса программы оценки и обоснования размера запасов MatC для снабжения ГВС

Программа обеспечивает повышение оперативности и рациональности планирования МТО войск (сил) за счет комплексной обработки исходных данных и сокращения срока проведения вычислений на ЭВМ.

2. В целях частичной реализации метода обоснования рационального порядка эшелонирования запасов MatC было предложено новое техническое решение – мобильный эластичный резервуар-фальшборт АСЗТГ военного назначения. Изобретение относится к области военной техники, а именно – к конструкции больших эластичных контейнеров, предназначенных для хранения и транспортировки жидкостей, в том числе нефтепродуктов, рам шасси самоходных транспортных средств, а также средств камуфляжа, то есть укрытия или маскировки военной автомобильной техники. Техническими задачами были снижение оптико-визуальной заметности АСЗТГ при выдвигении его для подвоза горючего войскам в район боевых действий, а также возможность быстрой выгрузки горючего, перевозимого этим АСЗТГ на грунт в назначенном районе (пункте). Суть технического решения заключается в использовании мобильного эластичного резервуара за счет его конструктивных особенностей как технического устройства двойного назначения: во-первых, в качестве средства хранения нефтепродуктов, во-вторых, в качестве средства маскировки АСЗТГ военного назначения (рис. 3).

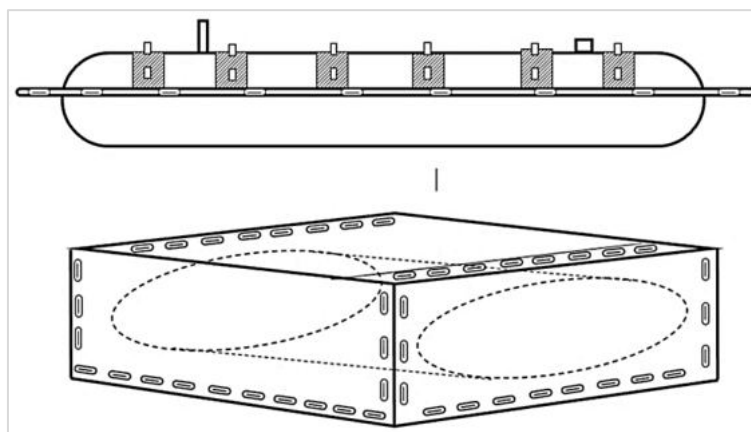


Рис. 3. Мобильный эластичный резервуар-фальшборт АСЗТГ

Технический результат достигается за счет того, что при выдвигении загруженного АСЗТГ в район боевых действий войск порожний эластичный резервуар в развернутом состоянии с защитной или камуфлирующей окраской полотнищ и чехла закрепляется на тентовом каркасе поверх котла цистерны, выполняя функцию маскирующего фальштента и снижая ее оптико-визуальную заметность. По прибытии в пункт разгрузки эластичный резервуар открепляется от каркаса, выкладывается на грунт и заполняется горючим из цистерны АСЗТГ, высвобождая его для выполнения дальнейших задач.

3. В целях частичной программной реализации метода обоснования рациональной конфигурации подсистемы медицинского обеспечения была разработана программа для ЭВМ. Программа «Logistic subsystem configuration. Div. 3» (рис. 4) предназначена для автоматизированной обработки данных в интересах оценки и обоснования основных параметров системы МедО войск (сил) в условиях ведения боевых действий (операций).

Программа обеспечивает повышение эффективности (оперативности и рациональности) планирования МедО войск (сил) в ходе боевых действий (операции) за счет автоматизации и комплексной обработки исходных данных, а также сокращения срока проведения вычислений на ЭВМ.

4. В целях частичной программной реализации метода обоснования рациональной конфигурации подсистемы технического обеспечения была разработана программа для ЭВМ. (рис. 5) Она предназначена для автоматизированной обработки данных в интересах оценки и обоснования основных параметров системы технического обеспечения ГВС в условиях ведения боевых действий (операций). Программа обеспечивает повышение эффективности (оперативности и рациональности) планирования технического обеспечения ГВС в ходе боевых действий за счет автоматизации и комплексной обработки исходных данных, а также сокращения срока проведения вычислений на ЭВМ.

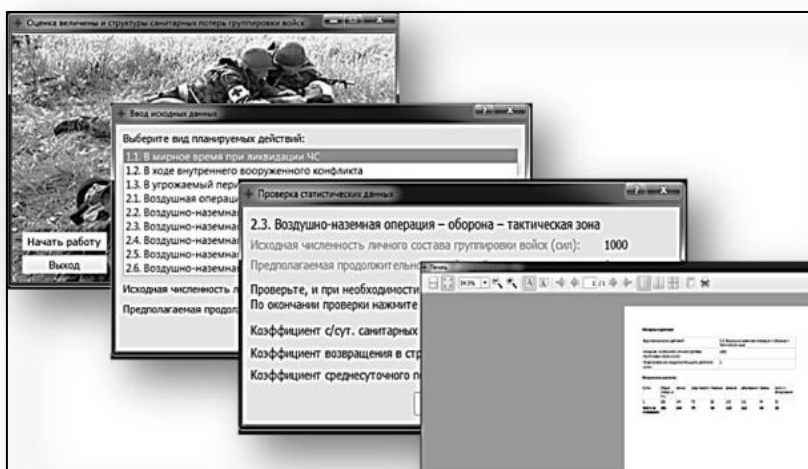


Рис. 4. Фрагмент пользовательского интерфейса программы «Logistic subsystem configuration. Div. 3»

5. В целях аппаратной и программной реализации метода прогнозирования потребности ГВС в МатС разработаны: способ и устройство, а также программа для ЭВМ.

Способ и устройство прогнозирования потребности войск (сил) в МатС для обеспечения специальных и боевых действий относятся к цифровой вычислительной технике, а именно к области устройств и методов цифровых вычислений или обработки данных. Технической задачей их разработки было прогнозирование с практически приемлемой точностью потребно-

сти ГВС в МатС на следующие сутки боевых действий с целью формирования у должностных лиц ОВУ адекватного представления о складывающейся тенденции в отношении динамики потребности в МатС. Способ заключается в том, что динамика потребности ГВС в МатС в военное время прогнозируется на основе статистической оценки соответствующего временного ряда ежесуточно, при этом прогнозные значения потребности на первые сутки получают известным способом, на вторые сутки потребность прогнозируют с использованием процедуры экспоненциального сглаживания временного ряда на основе вычисления ошибки первого прогноза, на третьи и последующие сутки потребность прогнозируют с использованием экспоненциального сглаживания временного ряда на модели линейного роста.

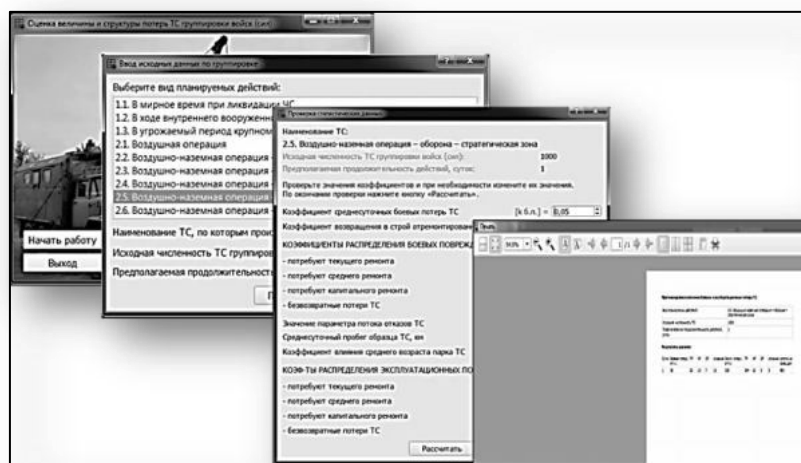


Рис. 5. Фрагмент пользовательского интерфейса программы оценки и обоснования основных параметров системы технического обеспечения

Устройство для аппаратной реализации способа (рис. 6) состоит из коммутатора (6), блока запоминания (7), расчетного блока (12), блока управления (16) и блока визуализации (17), отличающееся тем, что в состав блока запоминания включены четыре узла памяти (8), (9), (10), (11), в состав расчетного блока включены три узла расчета (13), (14), (15), при этом выход коммутатора подключен к четырем входам блока запоминания (через каждый узел памяти), выход блока управления подключен ко входам коммутатора, расчетного блока (через все входящие в его состав узлы) и блока визуализации, выходы узлов блока запоминания поочередно подключены ко входам узлов расчетного блока, а также ко входу блока визуализации, выходы узлов расчетного блока поочередно подключены ко входам второго, третьего и четвертого узлов блока запоминания.

Устройство позволяет автоматизировать процесс обработки исходных данных, а также процедуру прогнозирования потребности ГВС в МатС для обеспечения специальных и боевых действий.

Программа для ЭВМ (рис. 7) предназначена для автоматизированного краткосрочного прогнозирования и оценки вероятной суточной потребности ГВС в МатС время на основе вводимых пользователем данных.

Программа обеспечивает повышение эффективности планирования МТО за счет комплексной обработки исходных данных и сокращения срока проведения вычислений на ЭВМ.

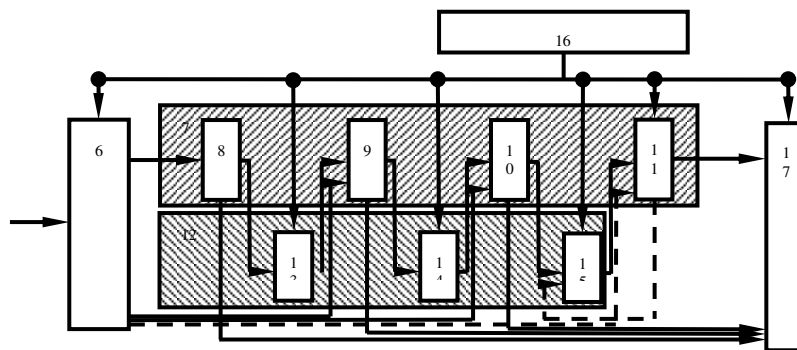


Рис. 6. Схема устройства прогнозирования потребности ГВС в MatC



Рис. 7. Фрагмент пользовательского интерфейса программы оценки вероятной суточной потребности ГВС в MatC

Комплексная проверка и оценка разработанных научно-методических средств, а также технических и технологических решений была проведена в ходе мероприятий оперативной и боевой подготовки Вооруженных сил. Полученные предварительные результаты свидетельствуют о том, что их внедрение позволит оперативно получать более достоверные и точные данные для обоснования решений по организационному проектированию системы МТО войск (сил) и управлению ее функционированием в военное время, вследствие чего степень рациональности таких решений существенно возрастет. Конечным результатом при этом станет повышение эффективности МТО войск (сил) в военное время без существенного увеличения ресурсных затрат.

Библиографический список

1. Богданов Д. Ю. Возможные способы материального обеспечения группировок сил и средств системы коллективной безопасности ОДКБ на территории Республики Беларусь // Вестник Военной академии материально-технического обеспечения им. генерала армии А. В. Хрулева. 2017. № 3(11). С. 48 – 56.
2. Богданов Д. Ю. Организация материального обеспечения национальных группировок войск (сил) при выполнении оперативных задач в рамках ОДКБ // МНПК «Направления раз-

вития системы МТО Войск (Коллективных сил) ОДКБ в рамках реализации Стратегии развития системы коллективной безопасности ОДКБ на период до 2025 года». Сборник статей. СПб.: ВАМТО, 2018. С. 69 – 74.

3. Проблема рациональной организации материально-технического обеспечения группировок войск (сил): теоретические аспекты и концептуальный подход // Актуальные проблемы защиты и безопасности: Труды XXII Всерос. научно-практ. конф. РАРАН (1–4 апреля 2019 г.). т. 6. Изд. ФГБУ «РАРАН», 2019. С. 63 – 71.

4. Богданов Д. Ю., Еськин С. В. Комплекс моделей функционирования системы тылового обеспечения войск (сил): состав, структура, методы моделирования // Управление информационными ресурсами: материалы XV МНПК, Минск, 2018 г. Акад. упр. при Президенте Респ. Беларусь. Минск: 2018. С.251 – 253.

5. Богданов Д. Ю. Концептуальный подход к рациональной организации тылового обеспечения войск // Научные проблемы материально-технического обеспечения военной организации государства: материалы VI МНПК (Пермь, 20 февраля 2019 г.): В 2 ч. Ч.1. Пермь: Изд-во ПВИ войск национальной гвардии, 2019. С. 29 – 31.

6. Богданов Д. Ю., Бабенков В. И. Метод оценки боевого потенциала группировки войск (сил) при реализации задач материально-технического обеспечения // Развитие форм и способов применения войск (сил), тактики соединений, воинских частей, подразделений и их влияние на содержание подготовки специалистов МТО в военно-учебных заведениях. Сборник науч. статей по материалам межвуз. НТК (1.03.2019 г.). СПб: ВАМТО, 2019. С. 99 – 106.

7. Богданов Д. Ю. Метод обоснования рационального порядка эшелонирования запасов материальных средств на операционном направлении // Актуальные проблемы тылового и технического обеспечения служебно-боевой деятельности войск национальной гвардии Российской Федерации и пути их решения: Сборник научных трудов по материалам межведом. НТК (22 марта 2019 г.), часть I. СПб: ВАМТО, 2019. С. 265 – 270.

УДК 004.056.57

ПРИМЕНЕНИЕ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ АНОМАЛЬНОГО ТРАФИКА В СЕТЯХ СВЯЗИ

С. С. Голубев, С. И. Правдивый, А. Д. Ковалёв, Д. А. Павлов, В. А. Беспалов

Военная академия связи им. Маршала Советского Союза С. М. Буденного

Рассматриваются результаты применения многослойного перцептрона на базе алгоритма градиентной оптимизации первого порядка стохастических целевых функций «Адам» для определения аномального трафика в сетях связи – трафика, относящегося к одному из четырех типов атак: Probe, DoS, R2L и U2R. Используемая модель нейронной сети демонстрирует 92% точности при перекрестной проверке на наборе данных NSL-KDD. Предполагается, что выбор оптимального алгоритма для оптимизации весов и применение алгоритмов выбора атрибутов позволит повысить точность модели.

Введение. Нейронные сети находят применение во многих областях: прогнозирование движения курса валюты, диагностика заболеваний, автоматическое пилотирование наземного и воздушного транспорта, обработка клиентских заявок в сервисных службах. В сетях связи одним из важных применений нейронных сетей является распознавание аномалий в сетевом трафике и выявление вторжений и хакерских атак. Потеря контроля над связью в Вооруженных силах ставит под угрозу успех любой операции, поэтому данный вопрос особенно актуален в условиях закрытых военных сегментов сетей связи.

В данной работе описана одна из существующих моделей нейронной сети – многослойный перцептрон, и проведен эксперимент по использованию этой модели для определения аномального трафика в сетях связи с целью выявления хакерских атак. Для эксперимента использовался специальный набор данных NSL-KDD, представляющий записи о сетевых пакетах. Каждая запись помечена как нормальная или аномальная.

Тестовый набор данных (NSL-KDD). Ряд работ [1-3] для тестирования интеллектуальных моделей COB использует набор данных KDD'99, подготовленных специально к Третьей международной конференции обнаружения знаний и анализа данных. В нашей работе используется набор данных NSL-KDD, который является подмножеством оригинального набора KDD'99. Авторы одной из предыдущих работ [4] утверждают, что в NSL-KDD прежде всего повышено качество данных:

- 1) Убраны избыточные записи, влияющие на объективность построенных математических моделей;
- 2) Убраны повторяющиеся записи;
- 3) Соблюден баланс между количеством записей обоих классов.

Каждая запись в наборе NSL-KDD помечена как нормальная или относящаяся к одному из представленных типов атак. Атаки разбиты на 4 группы: Probe, DoS, R2L и U2R.

Probe – данный тип описывает действия злоумышленников по сканированию компьютеров или сетевых устройств с целью определить уязвимости, которые позже можно будет эксплуатировать. В данную категорию входит сканирование портов, использование программ типа saint (Security Administrator's Integrated Network Tool), которые производят поиск типовых уязвимостей различных сервисов, сканирование сетей программой Nmap [5].

DoS (Denial-of-Service) – атаки данного типа нагружают вычислительные ресурсы цели атаки до такой степени, что цель перестает обслуживать сетевые запросы, ограничивая таким образом доступ пользователей к ресурсу. К данному типу атак относятся отправки ICMP ECHO запросов с подмененным адресом источника (вместо которого указывается адрес сервера-жертвы) на широковебчатый адрес маршрутизатора крупной сети (smurf-атака), особым образом подделанный ping-запрос (ping of death), UDP-флуд, почтовые бомбы [5].

R2L (Remote to Local) – тип атаки, который позволяет злоумышленнику удаленно получить доступ к компьютеру жертвы. К данному типу относится эксплуатация уязвимости переполнения буфера при аутентификации на сервере Imap, уязвимая конфигурация FTP-сервера, позволяющая анонимным пользователям осуществлять загрузку файлов на сервер, использование слабых мест в конфигурациях CGI и исполнение злоумышленником команд серверу Apache по протоколу HTTP. [6].

U2R (User to Root) – данный тип перечисляет атаки злоумышленника, имеющего физический доступ к компьютеру (или иному вычислительному устройству) пользователя с целью получить права суперпользователя [7].

Каждая запись набора данных – сетевой пакет, описывается 42 атрибутами, в числе которых протокол пакета (tcp, udp либо icmp), специальный флаг (OTH, REJ, RSTO, S0 и т.д.), сервис, данные которого представлены в пакете (domain, ldap, whois, X11, telnet, shell, sql_net и т.д.), и другие. Каждый пакет описан классом normal или anomaly.

Оригинальный набор данных NSL-KDD разделен разработчиками на тренировочный и тестовый наборы. При этом авторы утверждают [5], что тренировочный набор представлен 21 типами атак, а тестовый – 37. В нашей работе тестовый и тренировочный набор объединены в один, всего в наборе 148517 записей о сетевых пакетах. Сделано это с целью повышения объективности проводимых опытов – оценка модели нейронной сети с помощью метода перекрестной проверки. Использование данного метода позволит оценить склонность модели к переобучению или недообучению.

Нейронные сети. Н. Горбань в своей работе утверждает, что нейронная сеть – это сеть, состоящая из простых элементов – нейронов (сумматоров, синапсов), которые связаны между собой. Нейроны моделируются автоматами, а функционирование нейронной сети определяет-

ся связями между нейронами. Обучение обычно строится на наборе примеров с заданными ответами. Система принимает эти примеры, нейроны получают по входным связям сигналы - "условия примера", преобразуют их, несколько раз обмениваются преобразованными сигналами и выдают ответ – также набор сигналов. Отклонение от правильного ответа штрафуются. Обучение состоит в минимизации штрафа как (невяной) функции связей [8].

Выделяют две основные архитектуры нейронных сетей – слоистые и полносвязные сети. Слоистая сеть представляет структуру нейронов по слоям (рис. 1). Нейроны первого слоя получают входные сигналы, преобразуют их и через точки ветвления передают нейронам второго слоя. Второй слой обрабатывает поступающие сигналы и аналогичным образом отправляет преобразованные сигналы следующему слою. При этом каждый преобразованный сигнал предыдущего слоя передается на вход всех нейронов следующего слоя (в общем случае). Последний слой возвращает конечные преобразованные сигналы. В полносвязных сетях входные сигналы подаются всем нейронам, каждый нейрон передает свой выходной сигнал остальным нейронам, включая самого себя. Выходными сигналами сети могут быть все или некоторые выходные сигналы нейронов после нескольких тактов функционирования сети [8].

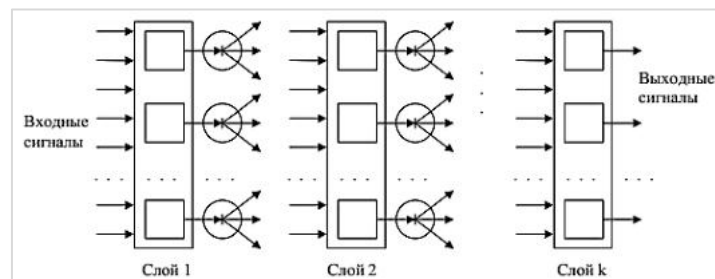


Рис. 1. Архитектура слоистой сети [8]

Тестирование модели многослойного перцептрона. В качестве тестируемой модели нейронной сети используется многослойный перцептрон – MLP (Multilayer perceptron) [9]. Реализация модели, используемая в данной работе, входит в состав программного пакета scikit-learn [10] и состоит из 1 скрытого слоя, который, в свою очередь, состоит из 100 нейронов.

В модели используется алгоритм «Адам», алгоритм градиентной оптимизации первого порядка стохастических целевых функций, основанный на адаптивной оценке моментов низшего порядка [11].

В работе рассматривается описание алгоритма с настройками по умолчанию:

$$\alpha = 0.001, \beta_1 = 0.9, \beta_2 = 0.999, \epsilon = 10^{-8}$$

Описание алгоритма представлено псевдокодом:

Дано: α – шаг алгоритма

Дано: $\beta_1, \beta_2 \in [0,1)$ – экспоненциальная скорость распада на момент оценки

Дано: $f(\theta)$ – стохастическая целевая функция с параметрами θ

Дано: θ_0 – начальный вектор параметров

$m_0 \leftarrow 0$ – начальный вектор первого момента

$v_0 \leftarrow 0$ – начальная экспоненциально взвешиваемая норма бесконечности

$t \leftarrow 0$ – начальный момент времени

Цикл, пока θ_0 не сходится делать

$t \leftarrow t + 1$

$g_t \leftarrow \nabla_{\theta} f_t(\theta_{t-1})$ (Получение градиентов по отношению к стохастической целевой функции в момент времени t)

$m_t \leftarrow \beta_1 \cdot m_{t-1} + (1 - \beta_1) \cdot g_t$ (Обновление смещенной оценки первого момента)

$v_t \leftarrow \beta_2 \cdot v_{t-1} + (1 - \beta_2) \cdot g_t^2$ (Обновление смещенной оценки второго момента)

$\widehat{m}_t \leftarrow m_t / (1 - \beta_1^t)$ (Вычисление скорректированной оценки первого момента)

$\widehat{v}_t \leftarrow v_t / (1 - \beta_2^t)$ (Вычисление скорректированной оценки второго момента)

$\theta_t \leftarrow \theta_{t-1} - \alpha \cdot \widehat{m}_t / (\sqrt{\widehat{v}_t} + \epsilon)$ (Обновление параметров)

Конец цикла

Вернуть θ_t (Конечные параметры)

Тестирование предсказательной способности модели производилось с помощью перекрестной проверки, состоящей из 10 итераций. На каждой итерации вычислялась точность средства измерений (accuracy), точность результата измерений (precision), полнота (recall) и F-мера (F-score) [12]. Ниже представлены продемонстрированные моделью показатели, где каждый показатель представляет усредненное по всем итерациям значение:

Accuracy – 92%

Precision – 91%

Recall – 92%

F-score – 91%

На каждой итерации производилось тестирование построенной модели на тренировочном наборе данных. Метрики оценки точности при тестировании на тренировочном наборе соответствовали аналогичным метрикам при использовании тестового набора (с разницей до 1%), что позволяет исключить возможность переобучения или недообучения.

Заключение. По сравнению с результатами, полученными в одной из предыдущих работ [4], применение алгоритмов машинного обучения, таких как Random Forest и SVM, превосходит предсказательные показатели нейронной сети на основе алгоритма «Адам», полученные в результате экспериментов, проведенных в данной работе, на 1-8%, в зависимости от типа аномального трафика.

Стоит отметить, что авторы предыдущей работы применили методику выбора атрибутов на основе корреляции (Correlation-based Feature Selection), что позволило повысить точность определения аномального трафика для конкретных семейств атак до 2%.

Таким образом, выбор оптимальной математической модели для нейронной сети, а также применение алгоритмов выбора атрибутов позволят повысить точность определения аномального трафика нейронными сетями и успешно внедрять такие сети в промышленность для решения задач классификации трафика.

Библиографический список

1. Özgür A., Erdem H. The impact of using large training data set KDD99 on classification accuracy // PeerJ PrePrints. 2017. Т. 5. С. e2838v1.
2. Tavallae M. et al. A detailed analysis of the KDD CUP 99 data set // Computational Intelligence for Security and Defense Applications, 2009. CISDA 2009. IEEE Symposium on. IEEE, 2009. С. 1–6.
3. Özgür A., Erdem H. A review of KDD99 dataset usage in intrusion detection and machine learning between 2010 and 2015 // PeerJ PrePrints. 2016. Т. 4. С. e1954v1.
4. Revathi S., Malathi A. A detailed analysis on NSL-KDD dataset using various machine learning techniques for intrusion detection // International Journal of Engineering Research and Technology. ESRSA Publications. 2013.
5. Paliwal S., Gupta R. Denial-of-service, probing & remote to user (R2L) attack detection using genetic algorithm // International Journal of Computer Applications. 2012. Т. 60. №. 19. С. 57–62.
6. Iftikhar A., Azween A., Abdullah S. A. Remote to Local Attack Detection Using Supervised Neural Network. 2010.
7. Revathi S., Malathi A. Detecting user-to-root (U2R) attacks based on various machine learning techniques // Int. J. Adv. Res. Comput. Commun. Eng. 2014. Т. 3. №. 4. С. 6322–6324.

8. Горбань А. Н. Обобщенная аппроксимационная теорема и вычислительные возможности нейронных сетей // Сибирский журнал вычислительной математики. 1998. Т. 1. №. 1. С. 11 – 24.
9. Patil M. M., Yardi A. R. MLP classifier for Dementia levels // International Journal of Modeling and Optimization. 2012. Т. 2. №. 5. С. 567.
10. Pedregosa F. et al. Scikit-learn: Machine learning in Python // Journal of machine learning research. 2011. Т. 12. №. Oct. С. 2825 – 2830.
11. Kingma D. P., Ba J. Adam. A method for stochastic optimization // arXiv preprint arXiv:1412.6980. 2014.
12. Hossin M., Sulaiman M. N. A review on evaluation metrics for data classification evaluations // International Journal of Data Mining & Knowledge Management Process. 2015. Т. 5. №. 2. С. 1.

УДК 378.147:629.735.07

ПРИМЕНЕНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ ТЕХНОЛОГИИ ВИРТУАЛЬНОЙ РЕАЛЬНОСТИ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА

А. А. Гуреев, К. Э. Любушкин, И. Л. Петрова

*Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова
АО «НИИ Командных приборов»*

Актуальность темы исследования связана с необходимостью обеспечения визуализации процессов поведения летательных аппаратов (ЛА) при решении задач динамики движения ЛА на всех этапах их функционирования: в воздушной, водной средах, в космическом пространстве, в том числе, при действии возмущений и помех.

В рамках данной работы был разработан тренажер с технологией виртуальной реальности, который может быть использован для проведения практических занятий по дисциплинам: «Динамика полета летательных и космических аппаратов», «Системы наведения летательных и космических аппаратов».

При освоении учебных дисциплин, связанных с динамикой движения летательных аппаратов, студенты изучают принципы работы систем стабилизации, действия автопилотов, траектории наведения, работу координаторов цели, отслеживают влияние на траектории движения и наведения телеуправляемых и самонаводящихся ЛА таких параметров, как: ветер, турбулентность атмосферы и др. Все эти факторы, в настоящее время, изучаются только теоретически методами математического моделирования, с отображением полученных результатов в таблицах и на графиках, вследствие отсутствия у ВУЗов финансирования для проведения натуральных экспериментальных исследований.

Для проведения практических занятий по наглядному изучению процессов наиболее приближенных к реальным условиям, предлагается использовать технологию виртуальной реальности. Для этого необходимо разработать виртуальный мир, в котором можно будет наблюдать визуализацию поведения ЛА на траекториях движения, где учащийся будет иметь возможность сам запрограммировать и наглядно проследить полет ракеты, так, как будто бы он находился бы на борту ЛА.

Технология виртуальной реальности в настоящее время имеет большую область применения:

1. Программа *Titans of Space* (рис. 1) [1, 18]. Данная программа позволяет рассматривать планеты солнечной системы, вращать их вокруг своей оси, рассматривая планеты со всех сторон и получать подробную информацию о них.
2. Приложение *The Apollo 11 VR Experience* (рис. 2) [1, 18]. Приложение позволяет прожить важные моменты истории, не просто читая учебники, а непосредственно погрузиться в атмосферу прошлого.



Рис. 1. Вид приложения
«Titans of Space»



Рис. 2. Вид приложения
«The Apollo 11 VR Experience»

Создатели приложения адаптировали архивные аудио- и видеоматериалы НАСА и попытались воссоздать события высадки на Луну Нила Армстронга. В нем каждый пользователь может почувствовать себя на месте знаменитого космонавта.

3. Приложение для обучения военнослужащих (рис. 3). Для военных разработаны специальные виртуальные миры, которые имитируют реальные боевые действия. В таких симуляторах оттачиваются навыки ведения боя, без риска для жизни военнослужащих.



Рис. 3. Использование VR для военных.

4. Приложение *Colosseum VR* позволяет пользователю переместиться в древний Рим и побывать на месте гладиатора.

5. Приложение *Mezo VR* позволяет побывать на реальных раскопках, на местах обитания народов мая, проследить этапы их развития.

6. Приложения различных онлайн туров по мировым музеям, а также заводам, университетам.

7. Приложения для обучения врачей, позволяют без вреда жизни пациента дать должную подготовку врачам.

Алгоритм разработки виртуального мира состоит из следующих этапов:

1. Постановка задачи. На этой стадии определяется функционал разрабатываемого приложения, возможности пользователя, принципы взаимодействия пользователя с виртуальным миром и т.д.

2. Эскизный проект. Здесь происходит разработка эскизного проекта программы, а именно разрабатывается внешний вид приложения: меню, обучающие блоки и др. Так же разрабатываются модели техники и окружающей среды.

3. Программирование. Для разработанных на этапе 2 образцов техники и окружающего мира, программируется модель взаимодействия пользователя с этими объектами, а именно: перемещение пользователя по сцене, синхронизация движения шлема виртуальной реальности с «виртуальной головой» пользователя и др.

Для обеспечения наглядности процессов, происходящих при движении ЛА по различным видам траекторий при исследовании динамики полета беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в рамках освоения учебной дисциплины «Системы наведения летательных и космических аппаратов», было разработано приложение, в основе которого лежит технология виртуальной реальности, состоящее из следующих режимов обучения:

1. Режим обзора. Пользователю предлагается ознакомиться с существующими образцами ракетной техники. Данный режим был выполнен в виде аудитории, в которой после выбора ЛА (располагается в центре сцены), появляется пользователь. Он имеет возможность свободно перемещаться по аудитории, при выборе одной из частей ракеты отображается ее название и справочная информация.

В качестве примера для построения модели ракеты была выбрана неуправляемая зенитная ракета «Тайфун-Ф» [7, 9] (рис. 4), разработка 3D модели велась в системе автоматического проектирования *NX: Siemens PLM* [12].

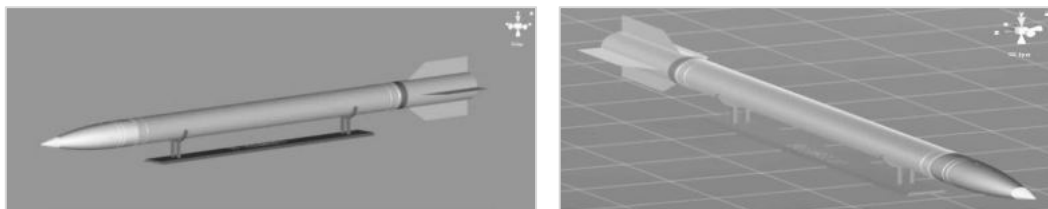


Рис. 4. Зенитная неуправляемая ракета «Тайфун-Ф»

Модель ракеты разрабатывалась из двух половин (рисунок 5), для обеспечения доступа пользователя к ее частям, скрытым под корпусом.

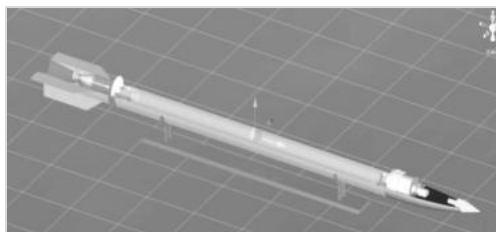


Рис. 5. Нижняя половина ракеты

Далее, была создана комната – учебный класс, где располагается ракета. Для проектирования комнаты использовалась открытое программное обеспечение для создания трёхмерной компьютерной графики *Blender* [13]. Комната выполнена в классической прямоугольной форме с окнами, дверью и светильниками для большей реалистичности (рис. 6). На одной из стен класса размещены чертежи ракеты. На противоположной стене располагается информационный экран, на котором отображается информация о ракете и ее частях (рис. 7).

Изучаемая ракета располагается в центре комнаты (рис. 8).

Компоновка сцены, а также «наделение» исследуемых объектов физическими свойствами: указание массы, величины земного притяжения, жесткости конструкций, и др., производится в игровом движке *Unity* [8], в нем же производится программирование сценариев отклика окружающей среды на действия пользователя.



Рис. 6. Вид комнаты со стороны окон

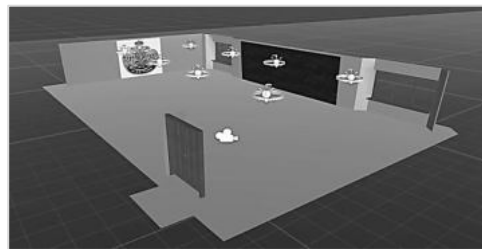


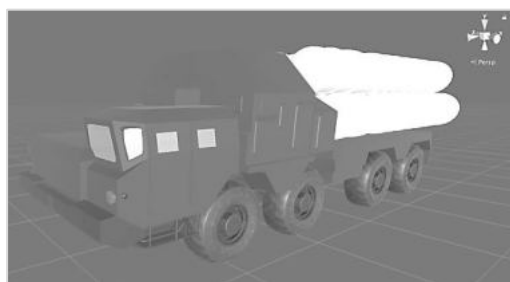
Рис.7. Вид комнаты со стороны входа



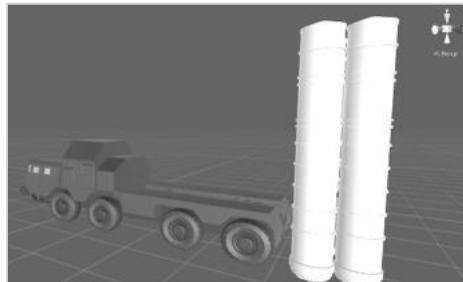
Рис. 8. Расположение ракеты в классе

2. Режим полета. Пользователю предлагается выбрать метод наведения, параметры системы управления, тип головки самонаведения ракеты и т.д. Пользователь имеет возможность «загрузить» программу наведения ЛА, разработанную им в качестве индивидуального задания при выполнении практической работы. После ввода всех необходимых параметров и по нажатию кнопки «Продолжить», пользователь появляется на открытой местности – испытательном полигоне. Здесь расположена, например, пусковая установка с выбранной ранее ракетой. По нажатию клавиши «С» происходит старт ракеты, она начинает движение по заданной траектории в сторону предполагаемого противника. Пользователь имеет возможность переключаться между несколькими вариантами обзора: ему доступны «вид с Земли», «вид из ракеты», «вид из самолета противника». После окончания работы программы, независимо от успешности выполнения целевого задания, происходит подрыв ракеты.

В качестве примера, используя САПР *NX: Siemens PLM* [12], была разработана 3D модель ракетной установки С-300 [7, 9] (рис. 9). Текстуры для этой модели прорабатывались в программном обеспечении для создания графики *Blender*.



Модель РСЗО С-300 в походном положении



Модель РСЗО С-300 в боевом положении

Рис. 9

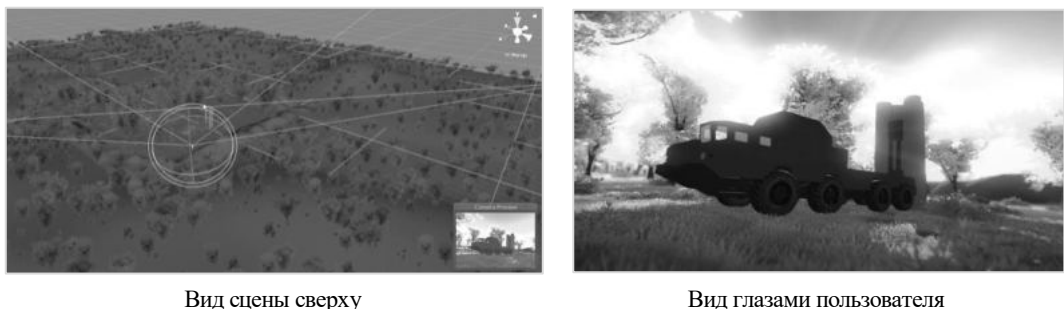


Рис. 10.

Размещение техники на сцене, прорисовка окружающего мира, наложение различных фильтров для улучшения визуализации (рис. 10) было реализовано посредством игрового движка *Unity* [8].

3. Тестирование. В данном режиме пользователь имеет возможность пройти тестирование на знание лекционного и практического материала. После прохождения тестирования, выставляется оценка.

Этот блок разрабатывался средствами встроенных *GUI* элементов игрового движка *Unity*. В данном режиме пользователь лишен возможности перемещения в пространстве, он может только вращать головой на 360° . Вокруг него располагаются элементы управления такие как: кнопки с номерами вопросов от 1 до 10, нажимая на которые можно переходить к следующему вопросу или возвращаться к предыдущему, так же присутствует экран с текстом вопроса и кнопки с вариантами ответов (рисунок 11).

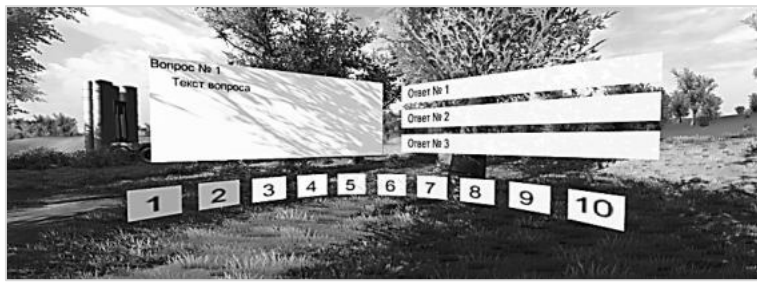


Рис.11. Вид элементов управления режима «Тестирование».

Использование технологии виртуальной реальности при тестировании максимально соответствует знаниям студентов. Обучающиеся проходят тестирование в шлеме виртуальной реальности, они изолированы от окружающего мира, что позволяет лучше сосредоточиться на задании, исключить возможность использования ими дополнительных материалов.

Таким образом, разработанный тренажер позволяет студентам наглядно увидеть движение БПЛА по заранее запрограммированной траектории полета. Приложение решает проблемы нехватки материальной базы в ВУЗе, экономит средства на покупку образцов техники, позволяет студентам находиться в непосредственной близости к пусковой установке, а так же проследить полет ЛА на всех этапах его функционирования, в том числе и при действии возмущений и помех, что невозможно выполнить в реальных условиях. На разработанном тренажере можно проводить полноценное удаленное обучение студентов, обеспечив удаленный доступ к нему по сети интернет.

Библиографический список

1. Лем С. Сумма технологии. М.: Мир, 1968.
2. Гибсон У. Нейромант. // Одноим. авт. сб. М.: АСТ; СПб.: Terra Fantastica, 1997.
3. Дацюк С. Парадоксальные интенции свободы в Интернет, 1997.
4. Лем С. Кіберіада. (Перекл. с польськ.) К.: Дніпро, 1990.
5. Лукьяненко С. Императоры Иллюзий. М.: Локид, 1996.
6. Лукьяненко С. Лабиринт отражений. М.: АСТ; СПб: Terra fantastica, 1997.
7. Кузнецов К. Реактивное оружие Второй Мировой. М.: Эксмо, 2010.
8. Goldstone W. Unity Game Development Essentials // Unity Game Development Essentials, 2009.
9. Василин Н. Я., Гуринович А. Л. Зенитные ракетные комплексы. Мн.: ООО «Попурри», 2002.
10. [Электронный ресурс]. https://mel.fm/tekhnologii/1362897-virtual_reality.
11. [Электронный ресурс]. ООО «Техническая документация» разработка техдокументации <http://tdocs.su/11928>.
12. [Электронный ресурс]. Siemens NX. Новые технологии проектирования в эпоху нового поколения инноваций <https://www.plm.automation.siemens.com/ru/products/nx/>
13. [Электронный ресурс]. Blender <https://www.blender.org>.
14. [Электронный ресурс]. SolidWorks <http://www.solidworks.ru>.
15. [Электронный ресурс]. MATLAB for Deep Learning. <https://www.mathworks.com>.
16. [Электронный ресурс]. Строительство виртуальной образовательной сети. https://ifets.ieee.org/russian/depository/v8_i4/html/1.html.
17. [Электронный ресурс] Moicrosowt Visual Studio. <https://www.microsoft.com/ru-ru/SoftMicrosoft/vs2017>.
18. [Электронный ресурс]. <https://www.oculus.com/experiences/rift/>.

УДК 004.048

ОБЗОР МЕТОДОВ ЗАЩИТЫ СЕТЕЙ СВЯЗИ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ ОТ DDOS АТАК

А. С. Дубонос, Н. В. Евглевская, А. О. Карасенко, О. С. Лаута

Военная академия связи имени Маршала Советского Союза С. М. Буденного

Введение. Одними из наиболее опасных незаконных воздействий на сети связи специального назначения являются компьютерные атаки типа DoS/DDoS. Эффективность одиночных DoS атак не слишком велика. Кроме того, атаки с персональных компьютеров подвергают нарушителя риску быть опознанным и пойманным. Гораздо больший эффект дают распределенные атаки (DDoS), проводимые с так называемых зомби-сетей.

Причинами распространения компьютерных атак данного типа являются простота их реализации, исчерпывающие сведения о механизме исполнения и малые требования к знаниям и вычислительным ресурсам нарушителя. Для успешного обнаружения, предотвращения и отражения компьютерных атак типа DDoS, существует множество методов и механизмов. У каждой системы защиты сети связи специального назначения имеются свои преимущества и недостатки.

В статье представлен обзор ряда современных методов защиты сетей связи специального назначения от DDoS атак для возможности выбора оптимального решения по обеспечению надежной защиты телекоммуникационного объекта специального назначения.

Проблема поиска универсального решения для защиты сетей связи специального назначения от атак типа DDoS представлена в научных исследованиях как зарубежных, так и отечественных ученых.

Так, автором [1] проанализированы различные виды атак DDoS и меры защиты от них. Результаты исследования позволяют детально изучить предметную область, связанную с DDoS атаками, и основные меры защиты от них.

Авторами [2] на основании проведенных исследований предложено решение обнаружения DDoS атак с помощью машинно-синестетического метода. Кроме того, в [2] предложены способы повышения эффективности данного метода путем совершенствования используемой нейронной сети.

В [3] определены преимущества и недостатки актуальных видов защиты от DDoS атак, что позволяет разрабатывать новые и модифицировать существующие методы защиты.

Авторами [4] определена эффективность основных методов защиты и обнаружения DDoS атак. В результате выдвинуто заключение, что в качестве универсального решения по защите от атак необходимо развивать систему кооперативного IP traceback, которая обеспечит невозможность фальсифицировать адрес созданного вредоносного пакета, что будет способствовать обнаружению возможного нарушителя.

DDoS атакой (Distributed Denial of Service attack) называют совокупность действий, способных полностью или частично вывести из строя сеть связи специального назначения или отдельные ее элементы.

Алгоритм реализации типовой DDoS атаки представлен на рис. 1.

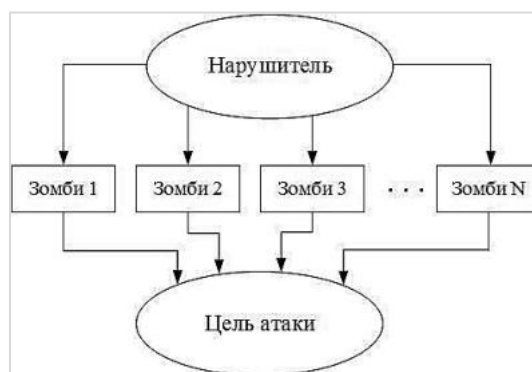


Рис. 1. Алгоритм реализации DDoS атаки

DDoS атака выполняется нарушителем при помощи множества заранее зараженных зомби-компьютеров, образующих зомби-сеть.

В настоящий момент существует множество вариантов реализации DDoS атаки. В зависимости от особенностей и специфики функционирования предполагаемой «жертвы», DDoS атаки распределяются по уровням модели OSI.

DDoS атаки различаются способами реализации. Согласно [5], можно выделить несколько классов атак данного типа:

1. Атаки, направленные на переполнение канала связи.
2. Атаки, использующие уязвимости стека сетевых протоколов.
3. Атаки на прикладной уровень, или уровень приложений.

Сравнительный анализ актуальных методов защиты.

Существование большого количества способов и механизмов реализации атак типа DDoS требует применения соответствующих контрмер. Известны такие методы защиты от DDoS атак, как [1-4]:

- предотвращение атаки;
- обнаружение атаки;
- отражение атаки.

К методу предотвращения DDoS атак относят способы проектирования и настройки сетей связи специального назначения в соответствии с требованиями правил информационной безопасности, фильтрации трафика, а также прогнозирования событий. Сравнительный анализ данных способов отражен в таблице 1 [3, 4].

При непосредственном использовании и администрировании сетей связи специального назначения важно своевременно обнаружить и распознать атаку для последующей ее ликвидации. На данный момент существует множество эффективных способов обнаружения DDoS атак. Сравнительный анализ способов обнаружения DDoS атак представлен в таблице 2 [6 – 8].

Таблица 1
Способы предотвращения DDoS атак

№ п/п	Способ предотвращения DDoS атак	Преимущество	Недостаток
1	Комплекс мер по защите информации. Организационно-правовые мероприятия	Снижение вероятности появления нежелательных событий. Возможность комбинирования с другими методами	Человеческий фактор
2	Фильтрация входящего/исходящего сетевого трафика	Предотвращение IP Spoofing. Снижение мощности DDoS атаки	Вероятность обхода фильтрации нарушителем
3	Фильтрация пакетов на базе маршрутизатора (RPF)	Предотвращение IP Spoofing. Многоуровневая проверка сетевого пакета	
4	Интеллектуальные способы анализа данных	Выявление различных девиаций трафика и подозрительного поведения клиентов. Возможность прогнозирования атаки с высокой точностью	Относительно долгая разработка и установка системы. Поддержка большой базы данных с информацией об атаках и их вариациях

Таблица 2
Способы обнаружения DDoS атак

№ п/п	Способ обнаружения DDoS атак	Преимущество	Недостаток
1	Кибер-расследование (Forensic analysis)	Обнаружение атаки и определение ее механизма для последующего отражения	Несвоевременность. Человеческий фактор
2	Фильтрация сетевого трафика	Своевременное обнаружение атаки	Вероятность обхода фильтрации нарушителем
3	Отслеживание энтропии трафика	Своевременное обнаружение атаки с определением ее механизма. Относительная простота использования конечным пользователем	Сложность определения атак, сетевая активность которых незначительна. Затруднена диагностика в сетях с малыми объемами передаваемого трафика

4	Интеллектуальные способы анализа данных	Выявление различных девиаций трафика и подозрительного поведения клиентов. Внедрение с остальными методами	Относительно долгая разработка и инсталляция системы. Невозможность обнаруживать незаложенные в систему атаки
---	---	---	--

При непосредственном отражении атаки необходимо руководствоваться разработанными методиками защиты и объективно отслеживать поведение данной атаки для оперативного реагирования и применения соответствующих действий.

В таблице 3 представлено несколько способов отражения атак типа DDoS [8].

Таблица 3
Способы отражения DDoS атак

№ п/п	Способ отражения DDoS атак	Преимущество	Недостаток
1	Фильтрация сетевого трафика на основе блокировки подозрительных клиентов	Снижение активности DDoS атак	Вероятность ошибок. Возможность обхода фильтрации нарушителем
2	Введение ограничений/запретов на соединения, обработку запросов	Снижение активности DDoS атак. Повышение общей устойчивости сети	Ухудшение работы ресурса сети на стороне конечного пользователя
3	Резервирование каналов связи	Возможность административного доступа к серверу в аварийных ситуациях	Прямая зависимость от аппаратной части. Применим только в комбинации с другими методами
4	Увеличение производительности аппаратной части	Повышение общей устойчивости сети	Относительно высокие материальные затраты

Заключение. В результате проведенного анализа ряда научных работ было выявлено противоречие между проявляющейся активностью нарушителей, реализующих DDoS атаки, и не всегда эффективными методами защиты от них. Наиболее перспективным способом, по мнению авторов, является метод построения системы защиты сети связи специального назначения на основе технологий искусственного интеллекта.

С учетом информации о методах защиты и результатах исследований отечественных и зарубежных ученых, проведен сравнительный анализ актуальных мер защиты сетей связи специального назначения по направлениям предотвращения, обнаружения и отражения возможных атак. Наиболее приоритетными методами на данный момент являются предотвращение и своевременное обнаружение атак. Данные методы обладают рядом преимуществ, заключающихся в применении интеллектуальных способов анализа данных, которые подразумевают использование алгоритмов нечеткой логики и машинного обучения.

Эффективность таких способов заключается в их адаптивности и возможности прогнозирования с высокой точностью, что подразумевает уменьшение или полное исключение материальных затрат на восстановление систем после возможного нежелательного воздействия нарушителя. Также они отличаются свойством модульности, что позволяет внедрять их совместно с другими методами.

К недостаткам таких систем относятся долгие сроки разработки и оптимизации. Также при применении данного способа желательно использовать высокопроизводительные аппа-

ратные системы. При современном развитии технологий данные вопросы уже имеют целый ряд полезных решений.

Учитывая все достоинства и недостатки, метод организации системы защиты сети связи специального назначения от атак типа DDoS на основе технологий искусственного интеллекта является наиболее подходящим решением для обеспечения информационной безопасности. Представленный материал в дальнейшем планируется использовать в исследованиях вопросов построения универсальной системы защиты сетей связи специального назначения.

Библиографический список

1. Kiruthika Devi B.S., Subbulakshmi T. A Comparative Analysis of Security Methods for DDoS Attacks in the Cloud Computing Environment // Indian Journal of Science and Technology, vol 9(34). 2016. 8 p.
2. Monakhov Y., Nikitin O., Kuznetsova A. A Machine-Synesthetic Approach to DDoS Network Attack Detection // Intelligent Systems Conference (IntelliSys) 2019, vol 1038. 2019. P. 179 – 191.
3. Бекенева Я. А. Анализ актуальных типов DDoS-атак и методов защиты от них // Известия СПбГЭТУ ЛЭТИ. 2016. С. 7 – 14
4. Tao Peng, Christopher Leckie and Kotagiri Ramamohanarao. Survey of network-based defense mechanisms countering the DoS and DDoS problems // Journal ACM Computing Surveys (CSUR), vol 39, Issue 1. Article 3. 2007. 42 p.
5. Гаврилова Е. А. Исследование методов обнаружения сетевых атак // Научные записки молодых исследователей. 2017. №4. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/issledovanie-metodov-obnaruzheniya-setevykh-atak> (дата обращения: 03.10.2019).
6. Морозов Д. И. Энтропийный метод анализа аномалий сетевого трафика в IP-сетях // Известия ЮФУ. Технические науки. 2006. №7. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/entropiynuyu-metod-analiza-anomaliy-setevogo-trafika-v-ip-setyah> (дата обращения: 04.10.2019).
7. Сафронова Е. О., Жук Г. А. Применение искусственных нейронных сетей для прогнозирования DoS атак // Молодой ученый. 2019. №23. С. 27 – 30. URL <https://moluch.ru/archive/261/60203/> (дата обращения: 03.10.2019).
8. Yijie Li, Boyi Liu, Shang Zhai, Mingrui Chen. DDoS attack detection method based on feature extraction of deep belief network // IOP Conference Series: Earth and Environmental Science, vol 252. 2019. 5 p.

УДК 658.5:629.78

ИНФОРМАЦИОННАЯ ПОДДЕРЖКА УПРАВЛЕНИЯ ПРЕДПРИЯТИЕМ В УСЛОВИЯХ ГОСОБОРОНЗАКАЗА

А. С. Картамышев, Б. А. Черныш

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва»

Для эффективного управления промышленным предприятием в условиях гособоронзаказа и высокой неопределенности требуется актуальная непротиворечивая связанная информация из различных источников, структурированная и поддерживаемая по определенным правилам. Для этого необходимо модернизировать системы информационной поддержки процесса управления, максимально интегрировать между собой функциональные учетные системы, внедрять способы организации данных о хозяйственной деятельности предприятия способствующие вести отдельный учет затрат на производимую продукцию.

Управление жизненным циклом (ЖЦ) осуществляется с использованием комплекса управленческих, инженерных и информационных технологий, к числу которых относятся интегрированная логистическая поддержка, управление конфигурацией, управление требованиями, управление проектами и стоимостью ЖЦ, управление номенклатурой устаревающих ПКИ и другое. Важнейшим инструментом управления ЖЦ являются технологии информационной поддержки процессов ЖЦ изделий (ИПИ-технологии), обеспечивающие возможность решения задач управления ЖЦ на основе единого комплекса информационных моделей изделия. Под руководством Министерства обороны РФ и Министерства промышленности и торговли РФ с 2012 года, развернут комплекс работ по созданию условий для перехода к широкому использованию долгосрочных контрактов полного жизненного цикла, применительно к сложным наукоемким изделиям с длительным ЖЦ, к числу которых относится ракетно-космическая техника (РКТ).

Деятельность предприятий производителей РКТ попадает под действие многих федеральных законов, основными из которых являются 275 ФЗ о государственном оборонном заказе и 44 ФЗ о контрактной системе в сфере закупок товаров, работ, услуг для обеспечения государственных и муниципальных нужд, а так же регламентирующих их деятельность отраслевых документов, основным из которых, является РК98 и последующие редакции. Контролирующие органы, в лице управляющей организации, министерства обороны, федеральной антимонопольной службы и налоговой инспекции, обязывают предприятия вести соответствующий федеральному законодательству раздельный учет затрат и постоянно предоставлять различную отчетность о своей деятельности, как правило в разрезе проектов [1,2]. Помимо фактических результатов деятельности по данным бухгалтерского учета, контролирующим органам нужны реальные плановые показатели в заданной перспективе согласованные с предприятиями соисполнителями гособоронзаказа. Приказом Министра обороны Российской Федерации от 19 ноября 2018 г. №670 «Об определении состава и формата представления головным исполнителем, исполнителем информации, содержащейся в отчете об исполнении государственного контракта, контракта» определен состав и формат представления информации представляемой в Министерство обороны ежемесячно начиная с 10 февраля 2019 года. В отчет об исполнении контракта вносятся целевые параметры контракта, в частности информация о:

- цене контракта;
- финансировании контракта со стороны Заказчика и кредитах банков;
- затратах на материалы;
- затратах на оплату труда;
- прочих производственных затратах;
- общепроизводственных затратах;
- общехозяйственных затратах;
- плановом размере прибыли;
- планируемой сумме денежных средств, подлежащей снятию с ОБС.

Для выполнения предъявляемых к учету требований и эффективного управления рассматриваемыми предприятиями в условиях гособоронзаказа необходимо модернизировать свои системы управления с целью соблюдения законодательства, обеспечения возможности управлять ЖЦ производимых изделий и влияния на их экономику, для чего активно развивать системы информационной поддержки протекающих на предприятии процессов. Программная часть информационных систем обычно представлена большим разнообразием приложений, начиная от общих офисных программ и заканчивая специализированными инженерными средствами, в число которых входят инструменты для автоматизированного проектирования CAD/CAM/CAE, DMU, EPD, планирования и управления производством MRP, MRPII, MES, управления ресурсами - ERP системы, управления проектами PM, поддержки принятия управленческих решений и другие. В свою очередь хозяйственная деятельность любого предприятия осуществляется и фиксируется с помощью информационных систем экономического, финан-

сового и бухгалтерского характера, при этом реальные системы учета затрат зачастую работают по «котловому» принципу, а системы экономического планирования «оторваны» от техники. Для эффективного управления промышленным предприятием в условиях гособоронзаказа и высокой неопределенности требуется актуальная непротиворечивая связанная информация из различных источников, структурированная и поддерживаемая по определенным правилам.

Учитывая, что взгляд на управленческие решения проходит через призму анализа финансово-экономического состояния предприятия и протекающих процессов, становится необходимым развитие систем информационной поддержки управления основанных на связанных актуальных и непротиворечивых данных, доступных в любой момент времени. Требуется инструмент управления данными хозяйственной деятельности, интегрированный с функциональным программным обеспечением по созданию результатов этой деятельности выражаемых в документации и материальной части изделий, а также с PDM системами хранения разрабатываемой документации, отвечающих условиям, предъявляемым к рассматриваемым предприятиям. Актуальная информация о любом обособленном элементе изделия должна быть доступна в различных разрезах в автоматизированном режиме. Такая интегрированная информационная система должна «подружить» технику с экономикой и может использоваться на предприятиях в качестве PLM системы.

Рассматривая существующие технологии управления и методы интеграции информационных систем, вырабатывается приемлемое и достижимое решение о построении интегрированной информационной системы по технологии управления потоком работ (Workflow) [3]. При таком процессном подходе в качестве интеграционной составляющей можно использовать понятие работы или задачи выполняемой исполнителем для получения результата, описанного ранее в системе управления документами. Под документом надо понимать любое описание результата проделанной работы в целях создания элемента или объекта учета, в конечном итоге передаваемого заказчику или учитываемого на собственном балансе. Определив логическую интеграционную связь, появляется возможность создать новый абстрактный уровень, используемый в качестве центрального узла для интеграции через него функциональных информационных систем используемых на предприятии [4], схема которого представлена на рис.1. Создать систему управления потоком работ предлагается на базе системы управления проектами.

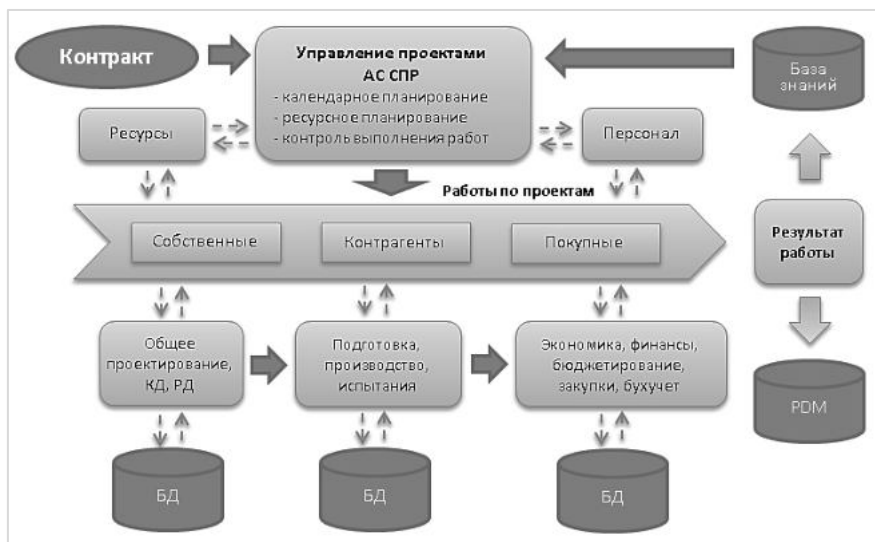


Рис. 1. Центральный узел информационной системы предприятия

Для логической увязки работ в различных информационных системах управления (это все виды планирования, бюджетирование, финансовый контроллинг, производство, материально-техническое обеспечение, работа с контрагентами, анализ результатов деятельности, оценка рисков, перспектив, и т.д.) должна быть построена система учета и анализа информационных объектов, соответствующих результатам запланированных работ. Такой интегрированной составляющей является система управления документами, где элементы дерева изделия описываются с помощью общепринятых классификаторов, учитывающих как хозяйственную деятельность исследуемых предприятий, так и технические аспекты результатов работ. Если во всех планируемых по проекту работах указывать идентификатор элемента дерева соответствующего проекта, то появляется возможность оценивать результаты этих работ в экономических категориях как при составлении планов достижения поставленной цели, так и при анализе факта произведенных затрат по созданию того или иного объекта. Для осуществления этой возможности в АО «Информационные спутниковые системы имени М.Ф. Решетнева» разработан комплекс программного обеспечения (ПО), позволяющий вести планирование и детализированный учет хозяйственной деятельности с привязкой к техническим элементам структуры изделий. Разработаны бизнес-логика и структура базы данных, позволяющие поддерживать управленческий учет в реальном режиме времени до фиксации произведенных хозяйственных операций в бухгалтерском учете. С помощью разработанных интерфейсов пользователя, поддерживающих выстроенные по технологии Workflow информационные потоки, формируется единое информационное пространство (ЕИП) пригодное для всестороннего автоматизированного анализа деятельности предприятия в экономических категориях. Разработанное на предприятии ПО для структурирования данных о планируемых целях, позволяет в инструменте управления проектами указывать идентификаторы будущих объектов учета и маркировать работы аналитическими признаками состава и стадии работ, тем самым создавая ЕИП.

Подготовленные в автоматизированной системе сквозного планирования работ (АС СПР) наборы работ, где в качестве ресурсов выступают структурные единицы из актуального справочника штатной расстановки, через организационно-распорядительные документы (ОРД) ставятся на контроль в систему автоматизированного контроля исполнения планов (АКИП) и являются входным потоком работ в системах планирования и отчетности в подразделениях предприятия. ПО спроектировано и реализовано таким образом, что работы непосредственных исполнителей являются детализацией работ определенных в системе управления проектами, а те в свою очередь детализировали этапы ведомости исполнения по контракту. Для сбора фактических данных о трудоемкости работ выполняемых отделами конструкторского бюро (КБ) разработана программа «Лицевые карты исполнителей», где все сотрудники КБ отчитываются о проделанной за месяц работе. Ограничением при заполнении лицевых карт является входящий поток работ и количество времени отработанного сотрудником по данным табельного учета. Благодаря тому, что в планируемых исполнителям работах можно указывать элемент дерева документов или индекс документа, можно автоматизировано собирать фактическую трудоемкость этого документа по всем лицевым картам различных сотрудников участвовавших в его создании. Это дает возможность распределить ФОТ КБ по проектам и детализировать весь объем незавершенного производства до обособленных объектов учета, анализировать данные по различным критериям, оперативно управлять как жизненным циклом продукции по конкретным проектам, так и загрузкой всего предприятия с учетом ограниченности в ресурсах. Задокументированный через лицевые карты исполнителей факт затрат на разработку и выпуск документации может являться обоснованной причиной пересмотра цены государственного контракта.

Построение АСУП на основе структурированных данных позволяет организовывать последовательную увязку процессов по иерархическим уровням, с возможностью накапливать и анализировать информацию в единой системе сбора и обработки данных, что повышает прозрачность в планировании и контроле над работами, а также качество и эффективность в сфе-

ре управления предприятием. При увязывании текущей информации из различных процессов с проектом в АС СПР появляется возможность без лишних обработок поднимать базовую информацию на высший уровень принятия решений. Тем самым повышается оперативность влияния на ход реализации проектов, повышается точность планирования процедур закупки, бюджетов доходов и расходов и движения денежных средств по заключенным договорам. Становится также возможным оценивать в перспективе загрузку производственных и трудовых ресурсов, а также использовать подготовленные базовые данные в качестве витрины данных для BI – системы.

Для формирования в АСУП ЕИП с точки зрения факта совершенных хозяйственных операций, предлагается способ организации данных в виде многомерного массива актуальной аналитической информации или OLAP – решения. Разработанный способ организации, хранения и увязки данных, отражающих факт совершения различных хозяйственных операций на предприятии, лег в основу ПО обработки первичных документов. Суть способа состоит в том, что весь финансово-хозяйственный учет на предприятии условно делится на два направления. Первое – это затраты на собственные или внутренние работы, преимущественно с ресурсами, и трансформация объектов учета из одного состояния в другое с денежной оценкой. Внутренние затраты, как правило, рассчитываются по установленным нормативам, стабильны, аккумулируются в бухгалтерском учете, поэтому для анализа этих затрат, данные о них структурируются и хранятся с достаточной детализацией и с необходимой аналитикой. Эти структурированные данные являются одной из частей многомерного массива OLAP системы. Второе – это взаимоотношения со сторонними организациями, также с денежной оценкой. Это то поле деятельности, на котором управленческие решения рассматриваются ежедневно. Такого рода решения принимаются с учетом актуальной информации о текущих обязательствах из функциональных систем планирования и ограничениях из систем финансового контроллинга. Эта часть OLAP системы содержит в себе информацию о взаимоотношениях с контрагентами, для структурирования которой определены условные сущности, это:

1. «Продажа» – товары, работы, услуги, которые предприятие продает и за которые предприятию платят денежные средства и приравненные к ним обязательства.

2. «Покупка» – товары, работы, услуги, которые предприятие приобретает для создания объектов продажи, и за которые предприятие платит денежные средства и приравненные к ним обязательства.

Хозяйственные операции и набор первичных документов, сопровождающих сущности «Покупка» и «Продажа» стабильны, и состоит из основных четырех типов рис. 2.

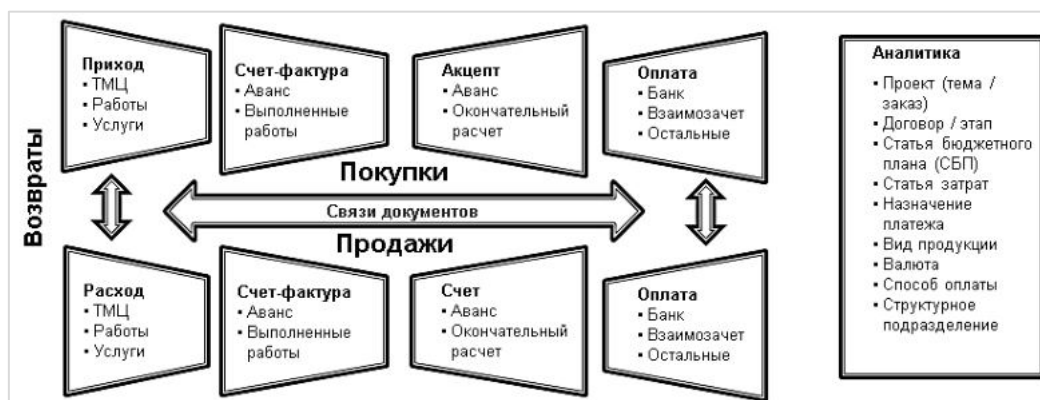


Рис. 2. Наборы первичных документов определяющих факт совершения хозяйственных операций

Через разработанный программный интерфейс первичные документы регистрируются и связываются в таблицах базы данных (БД) по определенным правилам, соответствующих логике хозяйственных операций. Основной целью этих модулей является создание ЕИП посредством «связи» первичных документов между собой. Документы связываются по принципу принадлежности друг другу, где один документ является основанием для порождения другого, либо документы являются двумя сторонами одной хозяйственной операции. Документы увязываются как полностью, так и частично на сумму, отождествляющую вес в денежном выражении, той или иной хозяйственной операции. В дальнейшем, вся аналитическая работа с первичными данными в АСУП происходит через структурированные отражения этих документов в разработанных структурах БД. При такой организации информационных потоков и хранении актуальных данных в OLAP системе, решается задача построения управленческого учета в котором можно оценивать складывающиеся ситуации и принимать управленческие решения до фиксации операций в бухгалтерском учете. Появляется возможность организации предварительного финансового контроллинга и контролировать типовые операции в автоматическом режиме. При таком подходе анализ кредиторской и дебиторской задолженности по контрагентам легко делается на основании данных из модулей «Покупки» и «Продажи». По своей сути анализ сводится к формированию различных срезов данных по множественным критериям [5].

Разработанный комплекс ПО позволяет интегрировать типовые функциональные информационные подсистемы, охватывающие и детализирующие основные бизнес-процессы в управлении предприятием, где функциональные системы отвечают за определение сути потребностей, их объемов и сроков появления необходимых ресурсов в виде товаров, работ и услуг в рабочем процессе. В этих системах планируется создание объектов учета и продажи, и формируются затраты на их производство. Для корректной увязки плановых величин с фактическими в ЕИП, важно создаваемые объекты учета в базе данных детализировать с учетом требуемой аналитики, тем самым организуя сторону OLAP системы, отвечающую за план обеспечения предприятия необходимыми ресурсами. Организованная на таких принципах OLAP система, увязанная с системой управления проектами, берет на себя функции MES, ERP, SCM и CRM систем [6]. Упрощенная схема интеграции функциональных систем представлена на рисунке 3.

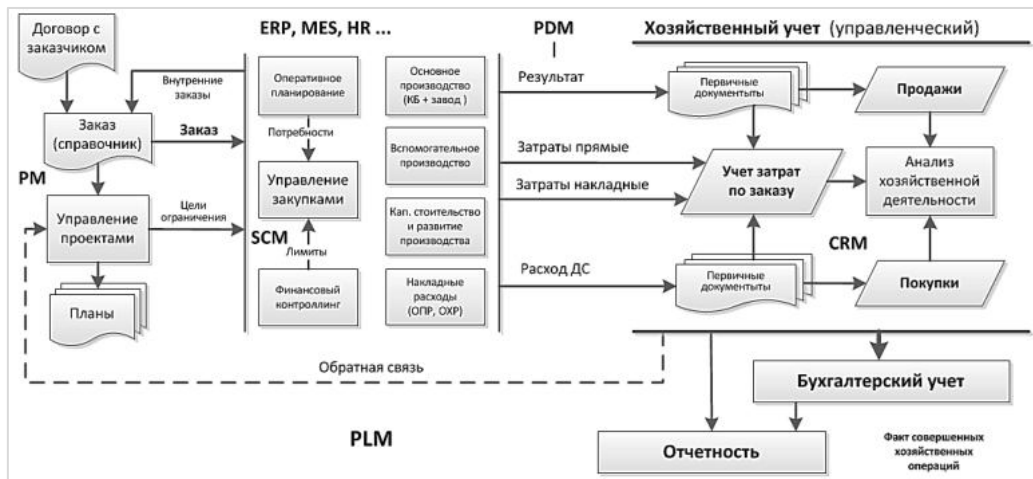


Рис. 3. Организация PLM системы на основе OLAP – решения

Развивая АСУП в этой же парадигме, появляется возможность увязать информацию о плановых и фактических показателях затрат и выручке для объекта учета, с системой управления данными об изделии (PDM), благодаря чему, созданное OLAP решение становится зна-

чительной частью PLM системы, отвечающей за управление жизненным циклом продукции. Разработанное OLAP решение успешно используется в АО «ИСС» в системе управления финансово-экономическими задачами (АСУ ФЭЗ) и является большей частью АСУП. Интерфейсная часть приложений АСУ ФЭЗ спроектированы в соответствии с разработанными процессами, где определены входные и выходные информационные потоки и логика обработки информации для хранения соответствующих ей данных в структурированном виде в базе данных. Этим стираются границы различных учетных систем, и происходит переход на процессное управление.

Внедрение на предприятии в полном объеме АС СПР позволяет создать в едином информационном пространстве структурированные базовые данные и дает возможность анализировать актуальную, связанную, непротиворечивую информацию по различным аналитическим признакам. А это напрямую влияет на повышение производительности труда в АО «ИСС» и эффективности работы предприятия.

Библиографический список

1. Федеральный закон «О государственном оборонном заказе» от 29.12.2012 N 275-ФЗ.
2. Федеральный закон «О контрактной системе в сфере закупок товаров, работ, услуг для обеспечения государственных и муниципальных нужд» от 05.04.2013 N 44-ФЗ.
3. *Доросинский Л. Г., Зверева О. М.* Информационные технологии поддержки жизненного цикла изделия. Ульяновск: Зебра, 2016. 243 с.
4. *Добровольский А.* Интеграция приложений: методы взаимодействия, топология, инструменты. Открытые системы. СУБД 2006. № 9. 96 с.
5. *Картамышев А.С.* Способ организации данных при формировании многомерного массива актуальной аналитической информации в автоматизированной системе управления предприятием. // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17. № 1. С. 170 – 179.
6. *Схиртладзе А. Г., Лазарева Т. Я., Мартемьянов Ю. Ф.* Интегрированные системы проектирования и управления. М.: Академия, 2010. 346 с.

УДК 681.5.042

ПРИМЕНЕНИЕ ПАКЕТА GRAPHVIZ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ СТРУКТУРНЫХ СХЕМ БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

О. В. Кофнов, А. М. Шелудяков

Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского

Рассмотрена возможность применения в учебном процессе пакета визуализации графов Graphviz для построения структурных схем сложных технических систем по хранимой в базе данных таблице соединений. Предложено использование алгоритма Флойда-Уоршелла для перестроения структурной схемы БСУ КА при изменении таблицы соединений. Предложенная методика может быть использована для наглядного представления устройства КА и быстрого поиска неисправностей.

Введение. Задачи автоматизации процесса учёта бортового оборудования космических аппаратов, используемых в Вооруженных Силах Российской Федерации, требуют разработки больших по размеру электронных хранилищ данных. В связи с необходимостью оптимизации деятельности подразделений управления и обслуживания военно-космических систем воз-

можно использование программных продуктов, аналогичных гражданским системам учета и управления ресурсами, производством и планированием, так называемыми ERP-системами (Enterprise Resource Planning) [1, 2].

Информация о соединениях между отдельными единицами оборудования хранится в таблицах баз данных. Для конечного пользователя представляет интерес отображение этих соединений в виде графических структурных либо принципиальных схем. Это позволяет осуществлять оперативное управление космическим аппаратом, а также быстрый поиск и устранение неисправностей. Если в качестве конечного пользователя выступает курсант, то система визуализации схемы оборудования должна давать ему наглядное представление о связях и взаимодействии отдельных единиц оборудования, формировать у него навыки построения сложных структурных схем и применения для этих целей различных программных продуктов.

Автоматизация построения структурных схем. Существуют различные способы хранения схем оборудования в электронном виде. Это могут быть растровые или векторные изображения, описания графического представления на специальном языке моделирования (например, UML), использование примитивов, запись последовательности построения и пр. При этом для баз данных оборудования необходимо иметь возможность не только обеспечивать создание, отображение и редактирование схемы, но и поддерживать связь между элементами схемы и записями в базе данных, хранящими значения контролируемых параметров соответствующих объектов оборудования. Это позволяет производить расчеты на основании данных схемы и параметров оборудования, контролировать его состояние и планировать техническое обслуживание и замену.

Подавляющая масса существующих учётных систем построена на основе реляционных СУБД. Такие системы обеспечивают удобство хранения информации, простоту разработки, высокую скорость поиска и изменения данных. Они представляют собой множество плоских таблиц, хранящих записи об объектах учёта. Таблицы состоят из наборов столбцов и строк. В одном из столбцов содержатся ключи (уникальные идентификаторы) записей таблицы, а в прочих информация об объекте учёта в числовом, текстовом или ином виде, а также ключи связей с записями в других таблицах.

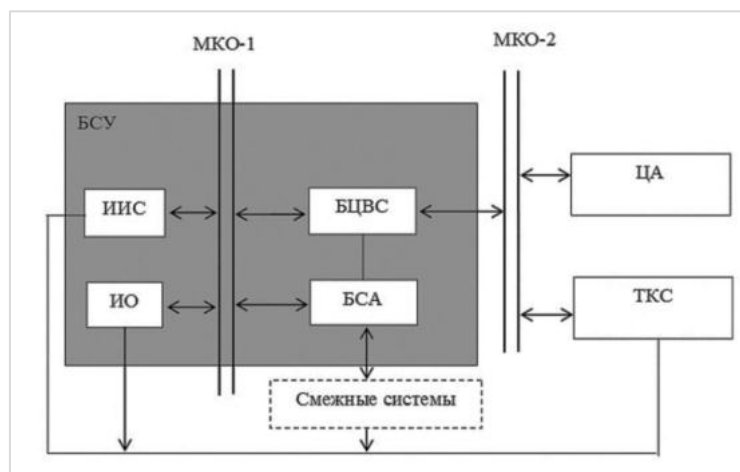


Рис. 1. Структурная схема БСУ

Рассмотрим структурную схему (рис.1) бортовой системы управления (БСУ) космического аппарата [3], состоящей из бортовой цифровой вычислительной системы (БЦВС), блока силовой автоматики (БСА), информационно-измерительной системы (ИИС) и исполнительных органов (ИО), соединенных по мультиплексному каналу МКО-1 нижнего уровня. БСУ

через канал верхнего уровня МКО-2 соединена с целевой аппаратурой (ЦА) и телекомандной системой (ТКС).

Структура оборудования может быть отображена в виде дерева, для хранения которого используется плоская таблица, где каждая запись содержит колонку с ключом записи родительского объекта, хранящегося в той же таблице. Пример таких иерархических записей приведен в таблице 1.

Таблица 1
Таблица иерархии оборудования

ID	Name	ParentID
БСУ	Бортовая система управления	
ИИС	Информационно-измерительная система	БСУ
ИО	Исполнительные органы	БСУ
БЦВС	Бортовая цифровая вычислительная система	БСУ
БСА	Блок силовой автоматики	БСУ
ЦА	Целевая аппаратура	
ТКС	Телекомандная система	
СС	Смежные системы	
...

Поле ParentID каждой записи таблицы ссылается на идентификатор ID родительской записи в той же таблице. В частности, для ИИС родительской записью будет БСУ.

Для визуализации соединения отдельных элементов, входящих в состав технической системы, на основании информации, хранящейся в таблицах базы данных, требуется специальное программное обеспечение. При этом к такому программному обеспечению должны предъявляться следующие требования:

- должна обеспечиваться однозначная связь между элементами на схеме и объектами оборудования в базе данных;
- при изменении информации об объекте в базе данных (добавление, редактирование, удаление) аналогичное изменение должно синхронно отображаться и на схеме;
- аналогично изменение схемы должно отображаться на данных об оборудовании, хранимых в информационной базе;
- хранение данных схемы должно поддерживать быстрый доступ к ним: схема должна занимать мало места в памяти компьютера, быстро отображаться и масштабироваться, также быстро должны выполняться расчёты с использованием её данных, например, построение пути между двумя элементами схемы.

Для хранения информации о соединении объектов оборудования предлагается использовать таблицу, каждая запись которой содержит идентификаторы двух элементов, соединённых между собой. Такая таблица позволяет хранить любой набор возможных соединений «многие-ко-многим». С целью экономии места в памяти компьютера вся остальная информация об объектах оборудования хранится в других таблицах. Новое соединение получается добавлением записи в таблицу, а разрыв соединения – удалением соответствующей записи. При этом нет необходимости вносить изменения в прочие записи таблицы соединений. Пример записей соединений представлен в таблице 2.

Для визуализации связей таблицы 2 предлагается использовать программный пакет Graphviz [4]. Структурная схема любого комплекса оборудования по своей сути представляет собой такой же граф. В качестве узлов используются элементы, а соединения между ними представляют собой рёбра графа.

Визуализируемый граф первоначально должен быть описан на специальном языке DOT. Пример текста на этом языке для формирования данной схемы приведён в листинге 1.

Таблица 2
Таблица соединений оборудования

Id1	Id2
ИИС	ТКС
ИО	ТКС
ИИС	МКО-1
МКО-1	БЦВС
ИО	МКО-1
МКО-1	БСА
БСА	БЦВС
БСА	СС
БЦВС	МКО-2
МКО-2	ЦА
МКО-2	ТКС
СС	ТКС

```

graph GV{
  /* настройки общих свойств схемы */
  rankdir = "LR"; // направление расположения элементов слева направо
  splines = ortho;
  node [shape="box"]; // форма условных обозначений элементов
  edge [style="solid" arrowhead="vee" arrowtail="vee"]; // свойства соединительных линий
  /* описание узлов */
  "ТКС"[label="ТКС"];
  "ИИС"[label="ИИС" style=filled fillcolor=white];
  ...
  "ИИСМКО2" [label="" style="bold" height=1.5 width=0.1]
  /* устройство БСУ и входящие в него элементы */
  subgraph clusterBSU{
    label="БСУ"; style=filled; fillcolor="grey";labeljust=l;
    {rank=same; "ИИС", "ИО"}; subgraph clusterМКО1{label="МКО-1"; color="grey";
    "ИИСМКО1"}; {rank=same; "БЦВС", "БСА"};};
    subgraph clusterМКО2{label="МКО-2"; color="white"; "ИИСМКО2"};
    {rank=max; "ЦА", "ТКС"}
    "ИИС"->"ТКС"[xlabel="\n"];
    "ИО"->"ТКС"[xlabel="\n"];
    "ИИС"->"ИИСМКО1"[xlabel="\n" dir=both];
    "ИИСМКО1"->"БЦВС"[xlabel="\n" dir=both];
    "ИО"->"ИИСМКО1"[xlabel="\n" dir=both];
    ...
    "БСА"->"СС"[xlabel="\n" dir=both];
    "БЦВС"->"ИИСМКО2"[xlabel="\n" dir=both];
    "ИИСМКО2"->"ЦА"[xlabel="\n" dir=both];
    "ИИСМКО2"->"ТКС"[xlabel="\n" dir=both];
    "СС"->"ТКС"[xlabel="\n"];
  }
}

```

Листинг 1. Описание схемы БСУ на языке DOT

При программном построении описания графа на языке DOT строки, описывающие соединения, берутся из таблицы соединений, а описания узлов – из таблиц данных оборудования. Результирующий файл изображения схемы может быть выполнен в различных графических форматах: растровых (bmp, jpeg, gif, tiff, png) и векторных (PDF, PostScript, json, SVG, vml, xlib и пр). Результат построения схемы БСУ на рис. 2.

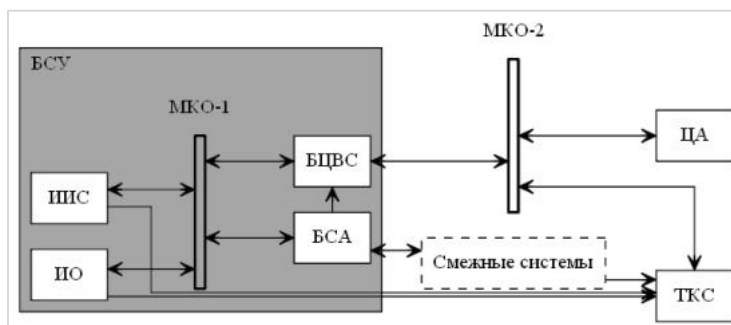


Рис. 2. Схема БСУ, построенная Graphviz

Возможно автоматическое построение схем оборудования по его иерархии. При изменении состояния элементов, входящих в состав системы, может возникнуть изменение связей между ними. Для построения новой структурной схемы может быть использован алгоритм Флойда-Уоршелла.

Шаг 1. Соединения группируются по функциональным группам.

Шаг 2. Строится матрица доступности узлов.

Шаг 3. Рассчитываются кратчайшие пути из i -того узла в j -тый узел, где $i, j \in$ [индексы узлов структурной группы].

Шаг 4. Таблица путей упорядочивается по колонке «Расстояние». В первой колонке « i » - индексы элементов-источников энергии. Обратные пути из j в i отбрасываются. Отбрасываются короткие пути в конце таблицы между узлами, уже посещёнными.

Шаг 5. Записывается новая таблица соединений.

В случае неисправности одного из устройств или разрыва соединения автоматически построенная с помощью Graphviz по новой таблице соединений схема оборудования наглядно продемонстрирует последствия отказа и позволит оперативно выявить его причину.

Заключение. Изложенная методика может быть применена к любым техническим системам, в частности, к системам электроснабжения космических аппаратов и их носителей.

Свободно распространяемый программный продукт Graphviz с открытым исходным кодом может быть использован для построения структурных схем в программных системах и базах данных учета оборудования. Достоинствами предлагаемого подхода являются: простота и удобство хранения данных о соединениях; широкий спектр форматов отображения построенных схем; отсутствие необходимости хранить изображение схемы и вносить в него изменения при изменении данных об оборудовании; возможность при отображении схемы скрывать отдельные элементы, укрупнять блоки и таким образом осуществлять масштабирование визуализируемой схемы. К недостаткам следует отнести: сложность автоматического построения схемы с помощью Graphviz в точном соответствии с требованиями государственных стандартов; сложность задания точного размещения элементов на поле схемы; отсутствие государственной сертификации в РФ.

Пакет Graphviz может быть успешно применён в учебном курсе как по дисциплинам, связанным как с инженерной и компьютерной графикой, так и в специальных дисциплинах, связанных с проектированием и обслуживанием ракетно-космической техники, в учебных стендах моделирования неисправностей и нештатных ситуаций.

Библиографический список

1. Федяев А. А., Федяева Е. М. К вопросу о развитии современных ERP-систем // Молодой ученый. 2015. №17. С. 26 – 30.
2. Степанов Д. Ю. Перспективные направления развития корпоративных информационных систем на примере программных решений компании SAP // Аспирант и соискатель. 2013. Т.78. №6. С. 168 – 172.
3. Бортовые системы управления космическими аппаратами: Учебное пособие / под ред. А. С. Сырова. М.: МАИ-ПРИНТ, 2010. 304 с.
4. Graphviz – Graph Visualization Software. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.graphviz.org> (дата обращения: 22.10.2019).

УДК 004.056

МЕТОД ВЕРИФИКАЦИИ КОГНИТИВНЫХ КАРТ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ АГЕНТНОЙ СИСТЕМЫ ОБНАРУЖЕНИЯ ВТОРЖЕНИЙ

В. А. Липатников, С. В. Торточаков, В. А. Тихонов

Военная академия связи им. Маршала Советского Союза С. М. Буденного

В рамках управления социально-экономическими системами возникает необходимость решения задач принятия решений в динамических ситуациях в условиях неопределённости. Нечеткость ситуации, в которой необходимо принимать решение, заключается в слабой структурированности ситуации, так как не все факторы, влияющие на развитие ситуации в дальнейшем заранее известны, связи между факторами могут быть заранее неизвестны и проявляются только при развитии ситуации, некоторое количество факторов и связей между ними могут быть описаны не количественно, а качественно.

Кибербезопасность (КБ) – одно из ключевых направлений деятельности любой успешной организации, защиты ресурсов для обеспечения непрерывности бизнеса и требованиями соответствия законодательству и отраслевым стандартам. Лицо, создающее субъективную модель реальности, опирающееся на свои наблюдения, а также на личный опыт и знания, называемое экспертом, решает задачу моделирования динамической ситуации с целью принятия решений в «непрозрачных» условиях. Средства, реализующие процессы обнаружения, предупреждения и предотвращения компьютерных атак (КА) и вредоносной активности, а также мониторинга и управления безопасностью распределенной информационной системой представлены различными классами решений.

Одним из таких классов являются системы SIEM (Security Information and Event Management). Основными задачами SIEM-систем являются процессы сбора больших массивов гетерогенных данных о событиях безопасности и обнаружения инцидентов и угроз безопасности в результате их обработки.

В [1] рассмотрен метод обеспечения КБ инфраструктуры с использованием модели прогнозирования временных рядов. Для управления КБ ИО предлагается внедрение распределенной интеллектуальной агентной системы обнаружения вторжений (АСОВ). Одним из процессов модуля прогнозирования АСОВ является процесс анализа данных на основе нейронечетких сетей и когнитивного моделирования. Система является комплексной, состоящей из множества модулей, обеспечивающих повышение защищенности киберсреды. Однако, не решена задача верификации когнитивных карт АСОВ. Способности нейронной сети к прогнозированию напрямую следуют из её способности к обобщению и выделению скрытых зави-

симостей между входными и выходными данными. После обучения сеть способна предсказать будущее значение некой последовательности на основе нескольких предыдущих значений и (или) каких-то существующих в настоящий момент факторов. Прогнозирование возможно только тогда, когда предыдущие изменения действительно в какой-то степени определяют будущее. Подобная модель ранее успешно использовалась в работе [2] для обнаружения аномалий в сетевом трафике, но при этом в ней не учитывались качественные показатели прогнозирования. Результатом работы гибридной нейронечеткой сети (ННС) является количественные характеристики временного ряда – вероятность реализации прогноза.

Цель повышение достоверности верификации КК интеллектуальной агентной системы раннего обнаружения кибервторжений.

Постановка задачи. Разработать метод повышения достоверности верификации КК интеллектуальной АСОВ.

Решение. Для реализации процесса выбрана модулярная гибридная система прогнозирования временных рядов (МГСПВР). Структурная схема модулярной системы прогнозирования временных рядов представлена на рис. 1.



Рис. 1. Структурная схема модулярной системы с управлением достоверности верификации прогнозирования временных рядов

Данная система прогнозирования основывается на модулярной архитектуре, преимуществом которой является дополнительная устойчивость, проявляющаяся в сохранении работоспособности системы при выходе из строя одного из модулей.

Система включает в себя имеет основные модули, отвечающие за прогнозирование.

Гибридная ННС выполняет прогноз временного ряда на основе численных показателей и дает так называемый количественный прогноз, результаты которого проходят через систему верификации (оценки адекватности прогноза), если прогноз соответствует необходимой точности, то он передается на следующий модуль. Параллельно с ННС работает модуль с нечеткой когнитивной картой (КК), который получает на вход данные о событийном влиянии на временной ряд, строится когнитивная карта, в которой учитываются все факторы влияния на конкретный прогнозируемый показатель. На выходе КК дает прогноз с вероятностью его выполнения, то есть с консонансом фактора, который говорит о том, выполнится прогноз или нет. Далее все данные, полученные с данных модулей, поступают на финальный модуль, ра-

ботающий на основе нейронной сети, который агрегирует информацию, полученную с предыдущих модулей, и выдает итоговый прогноз.

В данной работе особое внимание уделяется модулю верификации прогноза, получающему данные с модуля когнитивного моделирования, дается обоснование его назначения, а также алгоритму верификации КК. В общем случае под **адекватностью** понимают степень соответствия модели тому реальному явлению или объекту, для описания которого она строится [9]. Вместе с тем, создаваемая модель ориентирована, как правило, на исследование определенного подмножества свойств этого объекта. Поэтому можно считать, что адекватность модели определяется степенью ее соответствия не столько реальному объекту, сколько целям исследования. В наибольшей степени это утверждение справедливо относительно моделей проектируемых систем (т. е. в ситуациях, когда реальная система вообще не существует). Для сравнения различных альтернативных прогнозов необходим критерий оценки качества прогноза. Используются следующие критерии.

1. Коэффициент несовпадения ретроспективного предсказания P_i с наблюдавшимися значениями A_i , предложенный Тейлом:

$$L = \frac{\left[\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (P_i - A_i)^2 \right]^{\frac{1}{2}}}{\left[\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n P_i^2 \right]^{\frac{1}{2}} + \left[\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n A_i^2 \right]^{\frac{1}{2}}} \quad (1)$$

Коэффициент вычисляется, и его значения принадлежат отрезку $[0,1]$, причем на концах отрезка он имеет следующую содержательную интерпретацию: при $L = 0$ – отличное качество прогноза; при $L = 1$ – плохое качество прогноза. Может применяться как в случае статистического, так и в случае качественного прогнозирования.

2. Стандартное отклонение. Пусть $e_t = y_t - \hat{y}_t$ – ошибка прогноза, причем $y_t \neq 0, \hat{y}_t$ – прогноз. Определим среднее абсолютное отклонение ошибки – MAD_t , сгладив экспоненциально ошибки e_t .

$$MAD_t = \alpha |e_t| + (1 - \alpha) MAD_{t-1} \quad (2)$$

Очевидно, что MAD_t неотрицательно. Оказывается, что для довольно большого класса распределений значение стандартного отклонения несколько больше значения среднего абсолютного отклонения и пропорционально ему. Константа пропорциональности для различных распределений колеблется между 1,2 и 1,3 (для нормального распределения – $\sqrt{\pi/2}$). То есть:

$$\sigma_t \approx 1,25 MAD_t \quad (3)$$

В прогнозировании необходимо определять такую длину интервала в перспективном периоде τ_n , на которой разность между реальным показателем и его прогнозом остаётся монотонно меньшей некоторой заранее заданной допустимой ошибки и погрешность прогнозирования не превысит некоторого заранее заданного значения $\pm \varepsilon$, не выйдет наперёд условного качества. В экономических исследованиях величина погрешности может выбираться по умолчанию равной 10%, что при анализе и прогнозировании конъюнктур оказывается совсем неплохой точностью.

Моделью, демонстрирующей представление знаний о слабо структурированной динамической ситуации, выступает КК. КК представляет ориентированный граф, ребрам которого в соответствии поставлены различные веса, отражающие субъективные знания и предпочтения эксперта. КК – универсальное средство работы с информацией и представляет возможность осуществлять следующие действия:

- 1) структурировать информацию в необходимом формате: формально-логическом и знаково-символическом; осуществлять сбор и хранение любых количества и сложности информации в одном месте;
- 2) осуществлять поиск, освоение, запоминание, понимание, применение научных методов обработки информации;
- 3) исследовать различные стороны рассматриваемого объекта, выявлять и генерировать новые знания, трансформировать скрытые знания в явно структурированные;
- 4) выявлять концепции, взаимодействия, иерархии, связи и факторы в проблемной среде;
- 5) выстраивать цепочки аргументации, выявлять нарушения аргументационной логики (ошибки, разрывы, пропуски и т.п.);
- 6) моделировать развитие совместных коллективных знаний, осуществлять коммуникации, изучать механизмы познания.

Цель когнитивного моделирования заключается в генерации и проверке гипотез о функциональной структуре наблюдаемой ситуации до получения искомой функциональной структуры, способной объяснить поведение наблюдаемой ситуации. Использование субъективной КК в процессах принятия решений требует ее верификации. Проблема верификации КК ситуации занимает отдельное и важное место в проблеме поддержки принимаемых решений, поскольку определяет их качество. После построения КК для моделирования ситуации необходимо проверить полученную модель на адекватность. Следует отметить, что модель (факторы, связи между ними, веса их влияний и т.д.) задается экспертом, а значит, носит субъективный характер и вполне может оказаться неточной. Метод верификации КК состоит в проверке построенной на предыдущем этапе когнитивной карте по критериям достоверности и является субъектно-формальным, поскольку оценки соответствия критериям даются экспертом - верификатором. Цель верификации заключается в раннем обнаружении и блокировании рисков для достоверного характера конечных результатов применения когнитивных карт и прямых ошибок. Здесь под достоверностью понимается возможность полагаться на результаты применения КК при решении практических задач, риск – возможность получения недостоверных, противоречащих результатов.

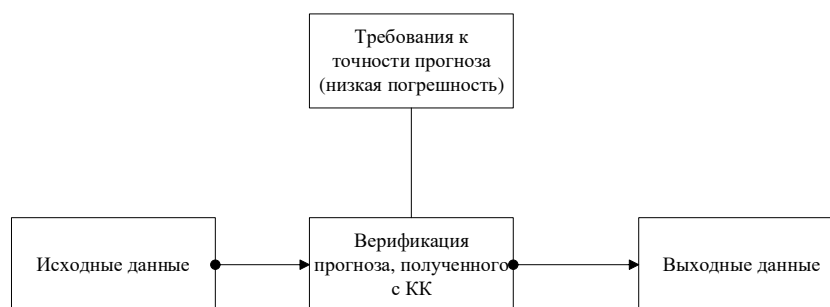


Рис. 2. Структура модуля верификации МГСПВР.

Исходные данные представляются матрицей смежности $S = [s_{ij}]_{n \times n}$, где n – число вершин графа, s_{ij} – вес ребра между вершинами i и j , а также начальное состояние ситуации как вектор значений всех факторов ситуации $X(0) = (x_1, \dots, x_m)$. Определен начальный вектор приращений факторов ситуации $P(t) = (p_1, \dots, p_m)$. Вершину КК - фактор, влияющий на развитие ситуации, назовем концептом C , при этом ребра графа отображают причинно-следственные связи между концептами. Понятно, что концепты могут влиять друг на друга: влияние может быть положительным (знак «+»), усиливающим фактор - следствие при усилении фактора-причины, и отрицательным (знак «-»), когда усиление фактора-причины ведет к ослаблению фактора - следствия). Сила влияния одного концепта на другой определяется весом соответствующего

ребра, связывающего эти два концепта. Если вес ребра $s_{ij} = 0$, то считается, что факторы i и j никак не связаны между собой и не оказывают влияния друг на друга. Выбор горизонта прогноза определяет в дальнейшем значение, сравниваемое с установленной экспертом степенью погрешности. Такие числовые параметры распределения, как математическое ожидание наряду с дисперсией, обеспечивают числовую характеристику полученного прогноза. Далее, начинается процесс функционирования модуля формирования итогового прогноза. Обобщенный алгоритм функционирования модуля верификации представлен на рис. 3.

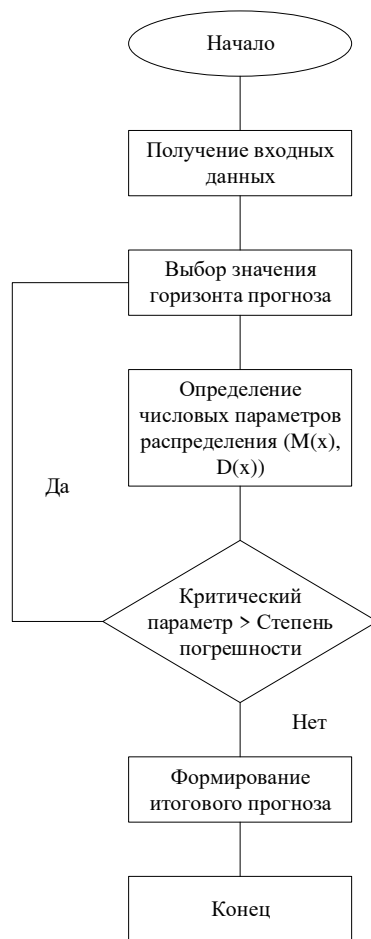


Рис. 3. Обобщенный алгоритм функционирования модуля верификации.

Назначение числовых весов. Знания о поведении сложной системы достаточно субъективны и для построения более точной модели сложной системы предлагается использовать опыт группы экспертов. Эксперты выделяют необходимые факторы, выступающие узлами нечёткой КК. Для этого они определяют количество концептов, составляющих нечёткую КК, и какие характеристики системы каждый концепт выражает.

Далее экспертов индивидуально просят выразить причинно-следственные связи между этими понятиями. Результатом этой процедуры выступает набор отдельных нечётких КК с одинаковыми узлами, но неодинаковыми связями между концептами или / и разными весами взаимосвязей. Отдельные нечёткие КК должны быть объединены в одну нечёткую КК, а так-

же определен метод для объединения отдельных карт. Первым подходом может быть суммирование различных весовых матриц:

$$W = f\left(\sum_1^N W_k\right),$$

где W – общая матрица, W_k – индивидуальная матрица весов, разработанная каждым из N экспертов; f - пороговая функция типа сигмоидной, преобразующей сумму весов в интервале $[-1, 1]$.

Принято считать, что специалисты имеют разный опыт и субъективные знания о системе и вклад этих экспертов в построение нечётких КК может быть умножен на неотрицательный «авторитетный» вес b_k до объединения их с мнениями других экспертов.

$$W = f\left(\sum_1^N b_k W_k\right),$$

где b_k – вес вероятности для k -го эксперта, W_k – весовая матрица нечёткой КК от k -го эксперта, а N - число экспертов.

Но в этом случае необходимо использовать другой механизм, чтобы определить, как присвоить веса каждому эксперту. В качестве примера один эксперт может быть «оштрафован» с крайне низким или нулевым доверительным весом, если выбор эксперта отличается от выбора среднего веса других экспертов некоторым заранее определенным правилом.

Предлагается алгоритм для назначения весов для каждого веса взаимосвязи и достоверности для экспертов. Каждый эксперт создает индивидуальную нечёткую КК. Затем для каждого отдельного соединения общей нечёткой КК соответствующий вес из каждой отдельной карты собирается вместе и сравнивается согласно следующего алгоритма. В этом алгоритме используется среднее значение предложенных весов для каждого соединения. Прежде всего, проверяется знак предлагаемых весов. Если количество весов с одним и тем же знаком меньше, чем $\pi * N$, это означает, что не совсем ясно для экспертов позитивная или негативная причинно-следственная связь существует между двумя концепциями и, таким образом, они пере назначают веса. В противном случае процедура продолжается, и в этом случае предлагаемые веса используются для определения веса. Каждый эксперт, назначающий вес одного соединения, недостаточно близкий по значению к среднему весу, наказывается штрафом, и соответствующий вес учитывается лишь частично. Данный механизм реализован с помощью следующего алгоритма:

Алгоритм 1

Шаг 1: Для всех N экспертов устанавливается вероятностный вес $b_k = 1$.

Шаг 2: Для $i, j = 1$ до n .

Шаг 3: Для каждого соединения (C_i в C_j) определяется N весов W_{ij}^k , которые каждый k из N экспертов назначил.

Шаг 4: Если имеются веса W_{ij}^k с другим знаком и количество весов с аналогичным знаком меньше $\pi * N$,

Тогда переназначение экспертами весов для этого конкретного соединения и переход к шагу 3,

Иначе принимаются веса большей группы с тем же знаком, и выполняется условие, что других весов нет, экспертам, выбравшим отличные по знаку веса, присваивается новый вес достоверности $b_k = \mu_1 * b_k$.

Шаг 5: Для весов с одинаковым знаком вычисляется их среднее значение $W_{ср ij} = (\sum b_k W_k) / N$.

Шаг 6: Если $|W_{ср ij} - W_{ij}^k|$ больше или равно ω_1 , проверяется отсутствие весов W_{ij}^k наряду с присваиванием веса $b_k = \mu_1 * b_k$ k -му эксперту, переход на шаг 5.

Шаг 7: Если не проверены все соединения $n * n$, идет переход к шагу 5

Иначе строится новая матрица весов W , состоящая из элементов весами $W_{ср ij}$.

Конец.

Новизна метода верификации когнитивных карт интеллектуальной агентной системы обнаружения вторжений определяется тем, что введен алгоритм верификации, базирующийся в основном на данных, предоставляемых экспертам, наряду с соблюдением границ горизонта прогноза.

Практическая значимость. Разработанный метод верификации КК в рамках интеллектуальной агентной системы обнаружения вторжений обеспечивает корректную оценку результатов когнитивного моделирования в рамках модулярной гибридной системы прогнозирования временных рядов.

Заключение. Верификация КК в рамках интеллектуальной агентной системы обнаружения вторжений имеет большое значение для обеспечения приемлемого уровня кибербезопасности ввиду решения задачи проверки модели процесса на адекватность. Предложенный метод верификации КК предоставляет возможность оценки корректности созданной модели, позволяя исключить неточность восприятия оценки экспертом, тем самым нивелируя долю субъективизма в рамках оценки модели.

Библиографический список

1. Стандарт ISO/IEC27032:2012 «Информационные технологии. Методы обеспечения безопасности. Руководящие указания по обеспечению кибербезопасности».
2. Калинин В. Н., Ломако А. Г., Овчаров В. А., Петренко С. А. Метод расследования инцидентов кибербезопасности с использованием профилирования поведения динамических сетевых объектов // В сб.: «Проблемы управления и моделирования в сложных системах». Труды XX Международной конференции. Под ред. Е. А. Федосова, Н. А. Кузнецова, С. Ю. Боровика. 2018. С. 467 – 480.
3. Ступин Д. Д., Петренко С. А., Ломако А. Г. Научная проблема раннего предупреждения о компьютерном нападении // В сб.: «Проблемы управления и моделирования в сложных системах». Труды XX Международной конференции. Под редакцией Е. А. Федосова, Н. А. Кузнецова, С. Ю. Боровика. 2018. С. 499 – 504.
4. Котенко И. В., Федорченко А. В., Саенко И. Б., Кушнеревич А. Г. Технологии больших данных для корреляции событий безопасности на основе учета типов связей // Вопросы кибербезопасности. 2017. № 5 (24). С. 2 – 16.
5. Joint Publication JP 3-13 – Information Operation. Joint Chiefs of Staff. 13 February 2006.
6. Котенко И.В., Кулешов А. А., Ушаков И. А., Система сбора, хранения и обработки информации и событий безопасности на основе средств ELASTIC STACK // Труды СПИИРАН. 2017. Вып. 5 (54). С. 5 – 34.
7. Тарасов В. Б. От многоагентных систем к интеллектуальным организациям. Серия «Науки об искусственном». М.: Изд. Эдиториал УРСС, 2002. 352 с.
8. Шевченко А. А. Липатников В. А. Управление в критических инфраструктурах с распознаванием и прогнозированием вторжений // Перспективные направления развития отечественных информационных технологий: материалы IV межрег. науч. практич. конф. Севастополь, 18-22 сентября 2018 г. Севастополь: СевГУ, 2018. С. 253 – 254.
9. Стародубцев Ю. И., Сухорукова Е. В., Закалкин П. В., Стеколыщикова Г. А. Способ адаптивного повышения адекватности модели информационно-телекоммуникационной системы // Проблемы экономики и управления в торговле и промышленности. 2015. №2(10). С. 94 – 100.

**ИНФОРМАЦИОННО-КОММУНИКАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ.
ПРИМЕНЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ТРЕНАЖЕРОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ
ЭФФЕКТИВНОСТИ ПОДГОТОВКИ ВОДИТЕЛЬСКОГО СОСТАВА
ТЫЛА**

Ю. А. Лукьянов, С. Ю. Черненко

*Военная академия материально-технического обеспечения
имени генерала армии А. В. Хрулёва*

Предлагается обсуждение возможности применения динамических тренажёров для подготовки водительского состава соединений, частей и организаций МТО, как результат – возможность получать квалифицированных специалистов, минимально расходуя ресурс автомобильной техники и ГСМ.

Основой боевой подготовки личного состава тыла является его обучение применительно к целям и задачам подготовки обеспечиваемой воинской части как в рамках общевойсковой подготовки, так и в системе подготовки по занимаемым должностям (подготовка по специальности) – для военнослужащих; профессиональной подготовки в сфере деятельности и охраны труда – для гражданского персонала.

В свою очередь одиночная подготовка сержантов, солдат тыла включает в себя:

- общевойсковую подготовку (овладение навыками общевойскового минимума) военнослужащих;
- интенсивную общевойсковую подготовку (для военнослужащих, проходящих военную службу по контракту);
- приобретение знаний, умений и навыков по занимаемой должности (по военно-учетной специальности);
- подготовку и сдачу зачетов на присвоение (подтверждение, изменение) классной квалификации, освоение смежной специальности;
- допуск к самостоятельной работе на вооружении и военной технике;
- подготовку к действиям в составе дежурных смен, экипажей, расчётов, команд, подразделений. [1]

Программы предметов общевойсковой подготовки являются одинаковыми для всех военнослужащих соединения (части, организации) (с учетом специфики вида (рода войск) Вооруженных сил) и их изменение находится вне компетенции органов военного управления МТО (за исключением воинских частей и организаций, непосредственно подчиненных заместителю Министра обороны (ответающему за материально-техническое обеспечение войск)).

В отличие от боевых частей, воинские части МТО в оперативном звене, подразделения тыла тактического звена и их органы управления в повседневной жизни в мирных условиях выполняют задачи по МТО (тыловому) обеспечению и одновременно готовятся к выполнению задач в соответствии с предназначением в военное время. Это накладывает определенный отпечаток на организацию учебы личного состава тыла, вносит специфические особенности во всю систему их подготовки.

Поэтому рассмотрим направления совершенствования и развития системы боевой подготовки тыла в контексте подготовки специалистов на основе необходимости совершенствования программ боевой подготовки во взаимосвязи с внедрением различных информационно-коммуникационных технологий.

Из огромного комплекса программ подготовки младших специалистов материально-технического обеспечения, остановиться хотелось бы на применении информационно-коммуникационных технологий при подготовке водительского состава подразделений мате-

риально-технического обеспечения. В данных подразделениях водители составляют от 30 до 80 % от всего личного состава подразделений МТО, следовательно, это самый объемный сегмент подлежащих обучению военнослужащих, как в количественном так и в качественном соотношении, который нельзя никак упустить, при выполнении программы подготовки младших специалистов. В связи с этим стопроцентный охват преподавателями или командирами подразделений личного состава, для качественной подготовки, как в вождении, так и в особенностях эксплуатируемой техники, не представляется возможным.

Учитывая, что до 70 % специальной и транспортной техники, которой оснащены подразделения материально-технического обеспечения, относятся к строевой группе эксплуатации, то есть, общий пробег не должен превышать 2 000 километров в год, что составляет максимальный пробег техники не более 150 – 170 км. в месяц. Данный километраж не позволяет полностью прочувствовать особенности эксплуатации и «поведения» автомобильной техники, а в особенности специальной. Так среднестатистический водитель на своем личном транспорте в год проезжает на автомобиле 10 – 25 тысяч километров, что примерно в 5 – 12 раз больше, чем установлено нормативными документами по эксплуатации военной техники, относящейся к строевой группе. А в связи с высокими требованиями по боеготовности и боеспособности войск, их материально-техническому обеспечению, данный вопрос крайне актуален.

Из вышеуказанного следует, что без внедрения информационно-коммуникационных технологий в процесс подготовки водителей, уровень их подготовленности будет традиционно оставаться на достаточно низком уровне.

В соответствии с приказом МО РФ «О принятии на снабжение ВС РФ динамического тренажёра вождения автомобиля КамАЗ-5350 и тренажёра вождения шасси МАЗ-543» указанные тренажёры приняты на снабжение ВС РФ и подлежат включению в штаты и таблицы к штатам воинских частей.

При оснащении классов подготовки младших специалистов материально-технического (тылового) обеспечения тренажерами, для подготовки водительского состава, специальными программами по моделированию дорожно-транспортных ситуаций, соблюдению правил дорожного движения, особенностей эксплуатации в различных климатических условиях, при большом разнообразии погодных явлений и резких их перемен, в дневное и ночное время, а также элементам экстремального вождения и при отработке вводных, особенностей при погрузке и разгрузке техники на эшелоны появляется возможность получать квалифицированных специалистов, минимально расходуя ресурс автомобильной техники и ГСМ.

Разработкой тренажерного комплекса предназначенного для обучения вождению и поддержанию навыков вождения водителей шасси занимается высокотехнологичная группа «Транзас» – признанный лидер в разработке и производстве тренажерных систем для гражданской транспортной отрасли – создает надежные высокотехнологичные решения для подготовки специалистов силовых ведомств России. Тренажеры «Транзаса» предоставляют возможность отрабатывать и совершенствовать навыки в организации и ведении боевых действий различных родов войск. [2]

На сегодняшний день динамические тренажеры вождения КАМАЗ-5350 на системе подвижности уже поставляются в учебные заведения Минобороны России. Также «Транзас» подготовила тренажёры экскаватора и автокрана, которые выполнены в соответствии с государственными стандартами РФ по разработке и производству вооружения и военной техники под контролем военной приемки и по результатам госиспытаний Минобороны и МВД РФ. Линейку тренажеров автоспецтехники, наряду с другими тренажерными системами производства «Транзас», отличает высокое качество визуализации, точность математического моделирования, дружественный интерфейс, гибкость конфигурации, возможность объединения в единую информационную среду для выполнения совместных упражнений. [3]

Благодаря использованию автотренажеров можно качественно повысить уровень подготовки водителей соединений, частей, подразделений тыла а также появляется возможность поддержания навыков вождения водителей с меньшими затратами, снизив при этом риски для

людей и техники, возможные во время обучения на реальных автомобилях. Кроме того, тренажеры «Гранзас» позволяют отрабатывать навыки управления автомобилем в различных дорожных и погодных условиях, что значительно повысит эффективность обучения.

Автотренажер грузового автомобиля является эффективным средством обучения и повышения квалификации водителей грузовых транспортных средств. Система позволяет приобрести и усовершенствовать такие практические навыки как:

- управление транспортным средством в соответствии с программой подготовки водителей категории «С»;
- управление транспортным средством в различных дорожных и погодных условиях.

В штате подразделений подвоза батальона материального обеспечения находится порядка 130 водителей, обучение которых очень затратно, да и не всегда эффективно. Тренажеры моделируют автомобили КАМАЗ и УРАЛ, а также другие специальные транспортные средства. Разработка и внедрение таких комплексов в процесс подготовки водительского состава убедительно свидетельствует об эффективности форм и методов обучения с использованием информационно-коммуникационных технологий.

После общей подготовки данных специалистов, необходимо будет переходить к индивидуальной подготовке водителей автоцистерн, крупногабаритных модулей, а также к перевозке опасных грузов и взрывчатых веществ.

В современных условиях проведения регулярных учений и проверок боеготовности войск с массовой перегруппировкой соединений, частей и подразделений маршем и перевозками со всей штатной техникой и запасами материальных средств, со сменой часовых поясов, климатических зон и рельефа местности становится наиболее актуальной боевая подготовка водительского состава подразделений тыла, а с использованием информационно-коммуникационных технологий, в частности динамических тренажеров эта задача становится выполнимой с наибольшей эффективностью.

Данная методика подготовки младших специалистов материально-технического обеспечения (водительского состава) может ярко отразиться на боеготовности войск, а в частности подразделений МТО, при организации материально-технического обеспечения. Снизит рост дорожно-транспортных происшествий при эксплуатации технических средств в населённых пунктах, повысит живучесть и мобильность техники тыла. Уже не страшно будет водителям оказаться после шоссе дорог автодрома в условиях горной обстановки или рампы погрузки техники на платформы эшелона.

Библиографический список

1. Программа боевой подготовки подразделений материально-технического обеспечения. М.: 2014.
2. <http://www.sudprom.ru>.
3. <http://www.arms-expo.ru>.

УДК 662.74

МОДЕЛИРОВАНИЕ ШПИНДЕЛЬНЫХ УЗЛОВ В ПРОГРАММЕ SOLIDWORKS

Д. А. Сергеев, Н. Р. Туркина, Т. В. Расчупкина

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

В настоящее время моделирование шпиндельных узлов позволяет решать не только задачи оптимизации конструкции, но, в некоторых случаях, решать обратную задачу – произво-

дить оценку жесткости опор, то есть фактическую величину предварительного натяга, а на этой основе оценивать состояние опор, качество их регулировки [1].

Для конечно-элементного моделирования анализа прочности шпиндельного узла в работе была использована программа SolidWorks, позволяющая в едином информационном пространстве интегрировать модули импорта геометрии модели, проведения эксперимента и оптимизации. Целью моделирования являлось определение закономерностей деформирования и анализа возникших напряжений шпиндельного узла с габаритными размерами: $l \times d$: 399×42 мм. Результаты моделирования конструкции представлены на рис. 1 и 2:

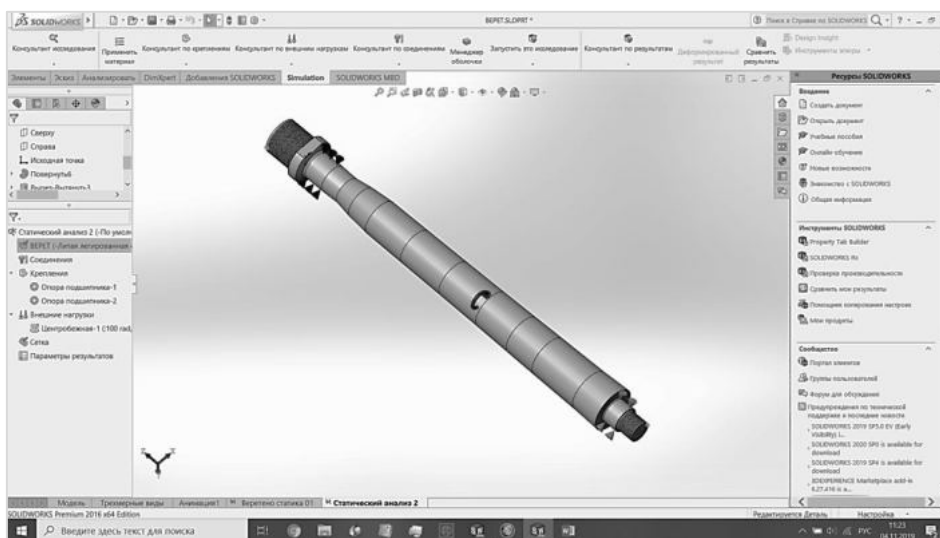


Рис. 1. 3D модель шпиндельного узла в программе SolidWorks

При изготовлении детали типа “Веретено” используются только качественные материалы, одним из таких материалов считается сталь 40Х - сталь конструкционная легированная, хромистая. Известно, что эта сталь используется для изготовления таких деталей как: оси, валы, вал-шестерни, плунжеры, штоки, коленчатые и кулачковые валы, кольца, шпиндели, оправки, рейки, губчатые венцы, болты, полуоси, втулки и другие улучшаемые детали повышенной прочности [2].

Для проверки физико-механических свойств детали была использована программа SolidWorks с расширением Simulation. В данной программе были проведены статистический анализ напряженно-деформированного состояния выбранной конструкции. В первом испытании к исследуемой детали с одного края был приложен вращающий момент ($M=300$ Нм) в двух противоположных направлениях (рис. 3).

Допускаемый прогиб вала не должен превышать 0,0001 – 0,0005 расстояния между опорами 1 или под зубчатыми колесами 0,01 – 0,03 модуля. Углы наклона оси вала в опорах не должны превышать 0,001 радиана при зубчатых колесах; то же в радианах, не более: 0,0025 – для цилиндрических роликоподшипников; 0,0016 – для конических роликоподшипников; 0,005 – для однорядных шарикоподшипников; 0,05 – для сферических подшипников. Моделирование проводилось для двух вариантов: деталь жестко закреплена с одной стороны и деталь зафиксирована жесткозакрепленным подшипником.

Полученные результаты сведены в таблицу 1. Второе испытание было проведено при приложении силы $F=6$ кН, направленной в противоположную сторону от зафиксированного края (рис. 4).

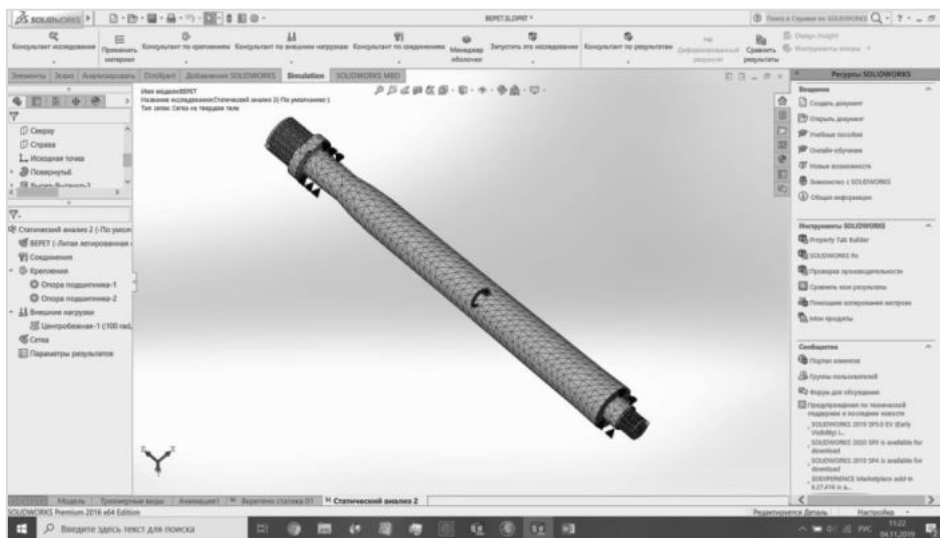


Рис. 2. Разбиение модели шпиндельного узла на конечные элементы

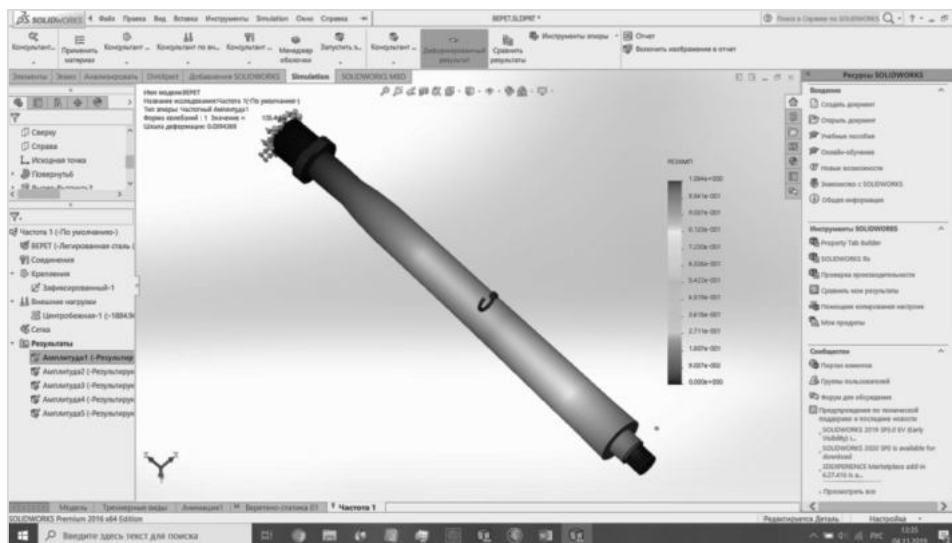


Рис. 3. Деталь жестко закреплена с одной стороны.

Аналогично было проведено исследование для детали, зафиксированной жестко закрепленным подшипником (рис. 5)

В ходе проведенного анализа, используя программное обеспечение SolidWorks с расширением Simulation, образец шпиндельного узла прошел испытания. Они показали, что подобранный материал и запас прочности механизма удовлетворяют поставленной цели.

Известно [1], что в ходе работы станка на шпиндельный узел действуют следующие виды нагрузок:

- 1) Q – нагрузка на веретено, (Н);

2) $P_{\text{max.сж}}$ – максимальное усилие сжатия, (Н);

3) $P_{\text{max.раст}}$ – максимальное усилие растяжения, (Н);

После изучения прототипа изделия спецназначения, который имеет массу $G = 97600$ Н, можем определить нагрузки Q , $P_{\text{max.сж}}$, $P_{\text{max.раст}}$:

$$Q = (d_{\text{ш}} * p) / 4 * P = (3.14 * 0.006) / (4 * 2.4 * 10^{-6}) = 20 \text{ кН}$$

где: $d_{\text{ш}}$ – диаметр штока, м; P – давление внутри цилиндра, Н; $Q = P_{\text{max.раст}} = 20$ кН;

$$P_{\text{max.сж}} = p * d_{\text{ш}} * \frac{P}{4} = 3.14 * 0,006 * \frac{2,4 * 10^6}{4} = 11 \text{ кН},$$

где $d_{\text{ш}}$ – диаметр штока, м; P – давление внутри цилиндра, Н.

При проведении теоретических прочностных расчетов было выяснено, что на деталь действуют силы: $P_{\text{max.раст}} = 20$ кН, $P_{\text{max.сж}} = 11$ кН, $Q = 20$ кН.

Таблица 1

Значения собственных частот и их отклонения

Массовое участие (Нормализовано)

Название исследования: Частота 1

Режим No.	Частота (Герц)	Направление X	Направление Y	Направление Z
1	105.4	0.0012152	0.67983	1.5272e-010
2	105.48	0.67974	0.0012135	3.7992e-011
3	888.48	0.015562	0.14599	1.8458e-008
4	888.83	0.14602	0.01554	4.1725e-011
5	1446	7.2198e-010	6.2379e-011	3.1485e-011
6	2526.2	0.018989	0.030457	5.8471e-006
7	2527.1	0.030461	0.018954	1.0248e-006
8	2731.5	2.7072e-008	2.4691e-007	0.85866
9	4705.9	0.018802	0.0062425	2.5982e-008
10	4708.3	0.0062281	0.018812	2.5909e-008
11	5861.2	4.8173e-009	4.1826e-010	1.6248e-013
12	7319.9	0.013868	0.0025944	7.1334e-009
13	7324.4	0.0025751	0.013976	1.6971e-008
14	9500.5	1.474e-009	1.4698e-007	0.049983
15	10089	0.0084646	0.0044312	2.4063e-007
		Сумма X = 0.94193	Сумма Y = 0.93804	Сумма Z = 0.90865

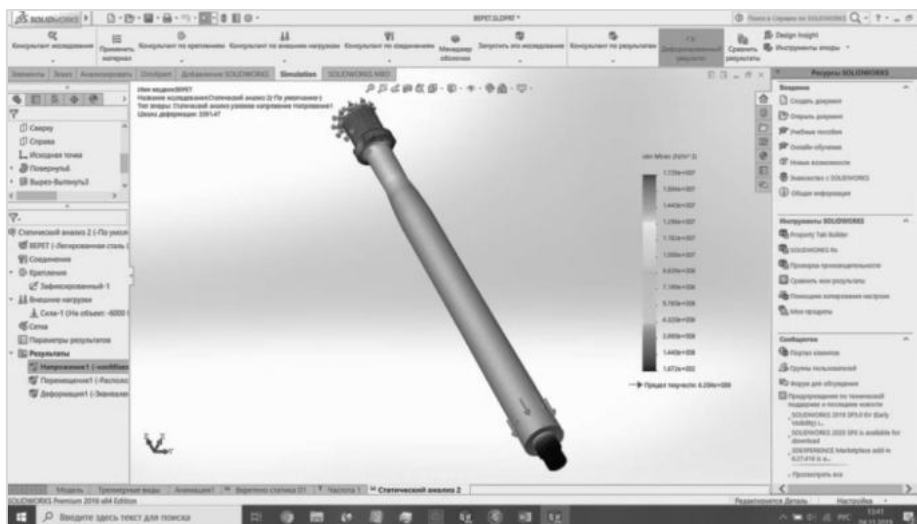


Рис. 4. Деталь зафиксирована с одной стороны

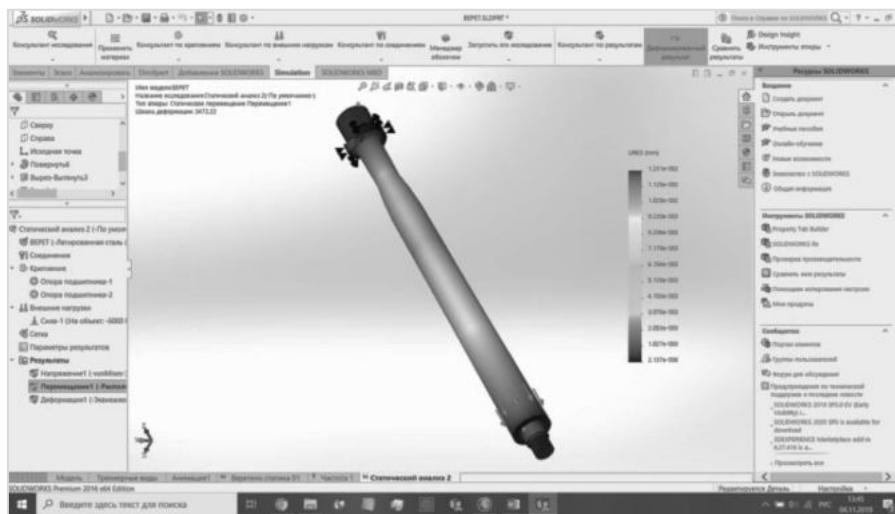


Рис. 5. Деталь зафиксирована жестко закрепленным подшипником

Таким образом, в данной работе представлена методика решения задачи оценки прочности шпиндельного узла. На основании анализа моделирования конструкции в программе SolidWorks и проведенных аналитических расчетов уточнялись предварительно выбранные размерные параметры шпиндельного узла.

Библиографический список

1. *Рохин В. Л.* Проектирование шпиндельных узлов на опорах качения. Ч.1. Типовые конструкции шпиндельных узлов. Методические указания. Курган: 1998. 28с.
2. *Туркина Н. Р., Шершнева О. И.* Разработка веб-приложения «Справочник конструкционных материалов» // В сб.: Восьмые Уткинские чтения. Труды ОНТК. СПб: БГТУ «Военмех», 2019. С. 287 – 289.

УДК 681.5.015.24

НАВЕДЕНИЕ БПЛА В ЗАДАННУЮ ТОЧКУ ПРИЦЕЛИВАНИЯ

А. А. Сизова, И. Л. Петрова, П. Д. Горохова

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

Задача о попадании ЛА в заданную область прицеливания в общем случае ставится следующим образом. Движение ЛА с аэродинамическим управлением в пространстве определяется следующей системой дифференциальных уравнений:

$$m \frac{dV}{dt} = -(c_{x0} + A\alpha^2)qS - G \sin\theta;$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = -G \cos\theta + c_y^\alpha \alpha qS;$$

$$\begin{aligned}
-mV \cos \theta \frac{d\Psi}{dt} &= c_z^\beta \beta q S ; \\
J_x \frac{d\omega_x}{dt} &= \left(m_x^{\bar{\omega}_x} \frac{\omega_x l}{V} + m_x^{\delta_3} \delta_3 \right) q S l ; \\
J_{y1} \frac{d\omega_{y1}}{dt} &= \left(m_y^\beta \beta + m_y^{\bar{\omega}_y} \frac{\omega_y l}{V} + m_y^{\delta_H} \delta_H \right) q S l ; \\
J_{z1} \frac{d\omega_{z1}}{dt} &= \left(m_z^\alpha \alpha + m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{\omega_z l}{V} + m_z^{\delta_B} \delta_B \right) q S l ; \\
\frac{d\mathcal{G}}{dt} &= \omega_z ; \\
\frac{d\varphi}{dt} &= \frac{\omega_y}{\cos \mathcal{G}} ; \\
\frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - tg \mathcal{G} \omega_y ; \\
\frac{dx}{dt} &= V \cos \theta \cos \Psi ; \\
\frac{dy}{dt} &= V \sin \theta ; \\
\frac{dz}{dt} &= -V \cos \theta \sin \Psi ; \\
\frac{d\delta_H}{dt} &= \frac{1}{T_{PH}} (k_{PH} u_1 - \delta_H) ; \\
\frac{d\delta_B}{dt} &= \frac{1}{T_{PB}} (k_{PB} u_2 - \delta_B) ; \\
\sin \alpha &= \frac{\sin \mathcal{G} - \sin \theta}{\cos \mathcal{G}} ; \quad \beta = \frac{\sin \psi \cos \mathcal{G} + \alpha \sin \psi \sin \mathcal{G} - \sin \Psi \cos \theta}{\cos \psi} ; \\
\gamma_c &= \frac{\beta \sin \mathcal{G} + \gamma \cos \mathcal{G}}{\cos \theta} ; \\
\delta_3 &= const ; \\
u_1 &= k_1 (N_{z3a\delta} - k_{nz} N_z) - k_{\omega y} \omega_y ; \\
u_2 &= k_2 (N_{y3a\delta} - k_{ny} N_y) - k_{\omega z} \omega_z ; \\
N_y &= \frac{V}{g} \frac{d\theta}{dt}, \quad N_z = -\frac{V}{g} \frac{d\Psi}{dt}.
\end{aligned} \tag{1}$$

Здесь $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ – скоростной напор; $\rho = \rho(y)$ – плотность воздуха на высоте y ; V – скорость ЛА; m – масса ЛА; θ – угол наклона траектории к горизонту; ψ – угол поворота траектории; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловая скорость вращения ЛА вокруг продольной, вертикальной и поперечной оси соответственно; γ – угол крена; φ – угол рыскания; γ_c – скоростной угол крена; α – угол атаки; β – угол скольжения; \mathcal{G} – угол тангажа; x, y, z – координаты центра

масс ЛА; G – сила тяжести; $C_{x0}, A, C_y^\alpha, C_z^\beta$ – безразмерные аэродинамические коэффициенты лобового сопротивления, подъемной и боковой силы; S – площадь миделевого сечения фюзеляжа; l – характерная длина корпуса ЛА; g – ускорение силы тяжести; J_x, J_y, J_z – моменты инерции ЛА относительно связанных осей Ox, Oy, Oz соответственно; $\bar{\omega}_x = \frac{\omega_x l}{V}$, $\bar{\omega}_y = \frac{\omega_y l}{V}$, $\bar{\omega}_z = \frac{\omega_z l}{V}$ – безразмерные значения проекций вектора угловой скорости ЛА; $m_x^{\bar{\omega}_x}, m_x^{\delta_\alpha}, m_y^\beta, m_y^{\delta_H}, m_y^{\bar{\omega}_y}, m_z^\alpha, m_z^{\delta_B}, m_z^{\bar{\omega}_z}$ – безразмерные коэффициенты аэродинамических моментов; δ_α – угол закладки элеронов; δ_B – угол закладки рулей высоты; δ_H – угол закладки рулей направления; T_{pn} – постоянная времени рулевого привода; k_{pn} – коэффициент усиления рулевого привода; u_1, u_2 – управляющие сигналы; $k_2, k_{ny}, k_{\omega z}$ – коэффициенты контура стабилизации в вертикальной плоскости; $k_1, k_{nz}, k_{\omega y}$ – коэффициенты контура стабилизации в горизонтальной плоскости; N_y, N_z – проекции перегрузки ЛА на оси Oy и Oz соответственно.

Система составлена в предположении, что углы $\alpha, \beta, \gamma, \gamma_c$ малы, а также малы значения угловых скоростей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$.

Углы отклонения рулей высоты и направления удовлетворяют ограничениям:

$$\begin{aligned} |\delta_B(t)| &\leq \delta_{B \max}, \\ |\delta_H(t)| &\leq \delta_{H \max}. \end{aligned} \quad (2)$$

На вход рулевого привода в продольной плоскости подается управляющий сигнал $u_2(t)$, а в боковой – $u_1(t)$, которые также ограничены:

$$\begin{aligned} |u_1(t)| &\leq u_{\max}, \\ |u_2(t)| &\leq u_{2\max}. \end{aligned} \quad (3)$$

Задано начальное положение ЛА:

$$\begin{aligned} t_0 = 0, V(0) = V_0, \theta(0) = \theta_0, \Psi(0) = \Psi_0, \omega_x(0) = \omega_{x0}, \omega_y(0) = \omega_{y0}, \omega_z(0) = \omega_{z0}, \\ \vartheta(0) = \vartheta_0, \varphi(0) = \varphi_0, \gamma(0) = \gamma_0, \delta_B(0) = \delta_{B0}, \delta_H(0) = \delta_{H0}, x(0) = x_0, y(0) = y_0, \\ z(0) = z_0, \end{aligned} \quad (4)$$

Движение заканчивается при:

$$y(T) = 0. \quad (5)$$

Момент T определяется в процессе спуска. Требуется попасть в область с отклонением от $x_{\text{зад}}$ и $z_{\text{зад}}$ не больше некоторой допустимой величины \mathcal{E} .

При решении задачи о попадании ЛА из текущей позиции в заданную область прицеливания используем методы оптимального управления.

Поставим следующую задачу оптимального управления о попадании ЛА в заданную область прицеливания.

Движение ЛА определяется системой дифференциальных уравнений (1) при ограничении на управление (3). Задано начальное положение ЛА (4) и граничное условие (5). Момент окончания прицеливания T определяется в процессе движения. Требуется определить программу движения ЛА, обеспечивающую минимум критерия:

$$J = \frac{1}{2} \cdot (x(T) - x_{\text{зад}})^2 + \frac{1}{2} \cdot (y(T) - y_{\text{зад}})^2 + \frac{1}{2} \cdot (z(T) - z_{\text{зад}})^2, \quad (6)$$

где $y_{\text{зад}} = 0$; $x_{\text{зад}}$, $z_{\text{зад}}$ – координаты заданной точки прицеливания.

Алгоритм решения задачи на основе принципа максимума. Для решения поставленной задачи оптимального управления используем необходимые условия принципа максимума. Возникающая при этом краевая задача решается методом последовательных приближений Крылова – Черноусько.

Функция Гамильтона для системы (1) с терминальным критерием (6) имеет вид:

$$\begin{aligned} H = & -\psi_V \frac{(c_{x0} + A\alpha^2)qS}{m} - \psi_V g \sin \theta + \psi_x V \cos \theta \cos \Psi + \psi_y V \sin \theta - \psi_z V \cos \theta \sin \Psi - \\ & - \psi_\Psi c_z^\beta \beta \frac{qS}{mV \cos \theta} + \psi_{\omega_x} \left(m_x^{\bar{\omega}_x} \frac{\omega_x l}{V} + m_x^{\delta_3} \delta_3 \right) \frac{qS}{J_x} + \psi_{\omega_y} \left(m_y^\beta \beta + m_y^{\bar{\omega}_y} \frac{\omega_y l}{V} + m_y^{\delta_H} \delta_H \right) \frac{qSl}{J_y} + \\ & + \psi_{\omega_z} \left(m_z^\alpha \alpha + m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{\omega_z l}{V} + m_z^{\delta_B} \delta_B \right) \frac{qSl}{J_z} + \psi_\psi \frac{\omega_y}{\cos \vartheta} + \psi_\vartheta \omega_z + \psi_\gamma (\omega_x - tg \vartheta \omega_y) + \\ & + \psi_\theta c_y^\alpha \alpha \frac{qS}{mV} - \psi_\theta \frac{g \cos \theta}{V} + \psi_{\delta_B} \frac{1}{T_{pn}} (k_{pn} (k_y (u_2 - k_{ny} \frac{qS}{mg} c_y^\alpha \alpha) - k_{\omega_z} \omega_z) - \delta_B) + \\ & + \psi_{\delta_H} \frac{1}{T_{pn}} (k_{pn} (k_z (u_1 - k_{nz} \frac{qS}{mg} c_z^\beta \beta) - k_{\omega_y} \omega_y) - \delta_H). \end{aligned} \quad (7)$$

Сопряженная система уравнений имеет вид:

$$\begin{aligned} \frac{d\psi_V}{dt} = & -\frac{\partial H}{\partial V} = \psi_V c_{x0} \frac{\rho VS}{m} + \psi_V A \alpha^2 \frac{\rho VS}{m} - \psi_\theta c_y^\alpha \alpha \frac{\rho S}{2m} - \psi_\theta \frac{g \cos \theta}{V^2} - \psi_\Psi \frac{c_z^\beta \beta \rho S}{\cos \theta 2m} - \\ & - \psi_{\omega_x} m_x^{\bar{\omega}_x} \frac{\omega_x \rho Sl^2}{2J_x} - \psi_{\omega_x} \frac{\rho VSl}{J_x} m_x^{\delta_3} \delta_3 - \psi_{\omega_y} \frac{\rho VSl}{J_y} (m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_H} \delta_H) - \psi_{\omega_y} m_y^{\bar{\omega}_y} \frac{\omega_y \rho Sl^2}{2J_y} - \\ & - \psi_{\omega_z} \frac{\rho VSl}{J_z} (m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_B} \delta_B) - \psi_{\omega_z} m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{\omega_z \rho Sl^2}{2J_z} - \psi_x \cos \theta \cos \Psi - \psi_y \sin \theta + \psi_z \cos \theta \sin \Psi + \\ & + \psi_{\delta_B} \frac{k_{pn}}{T_{pn}} k_y k_{ny} \frac{\rho VS}{mg} c_y^\alpha \alpha + \psi_{\delta_H} \frac{k_{pn}}{T_{pn}} k_z k_{nz} \frac{\rho VS}{mg} c_z^\beta \beta; \\ \frac{d\psi_\theta}{dt} = & -\frac{\partial H}{\partial \theta} = \psi_V g \cos \theta - \psi_V A \alpha \frac{\rho V^2 S \cos \theta}{m \cos \vartheta} + \psi_\theta c_y^\alpha \frac{\rho VS \cos \theta}{2m \cos \vartheta} - \psi_\theta \frac{g \sin \theta}{V} + \\ & - \psi_\Psi \frac{c_z^\beta \rho VS \sin \Psi \sin \theta}{\cos \theta 2m \cos \psi} - \psi_{\omega_y} \frac{\rho V^2 Sl}{2J_y} m_y^\beta \frac{\sin \Psi \sin \theta}{\cos \psi} + \psi_{\omega_z} m_z^\alpha \frac{\rho V^2 Sl \cos \theta}{2J_z \cos \vartheta} + \\ & + \psi_x V \sin \theta \cos \Psi - \psi_y V \cos \theta - \psi_z V \sin \theta \sin \Psi + \\ & + \psi_{\delta_B} \frac{k_{pn}}{T_{pn}} k_y k_{ny} \frac{\rho V^2 S}{2mg} c_y^\alpha \frac{\cos \theta}{\cos \vartheta} - \psi_{\delta_H} \frac{k_{pn}}{T_{pn}} k_z k_{nz} \frac{\rho V^2 S}{2mg} c_z^\beta \frac{\sin \Psi \sin \theta}{\cos \psi}; \end{aligned}$$

$$\frac{d\psi_\Psi}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \Psi} = -\psi_\Psi \frac{c_z^\beta}{\cos \theta} \frac{\rho VS}{2m} \frac{\cos \Psi}{\cos \psi} + \psi_{\omega_y} \frac{\rho V^2 Sl}{2J_y} m_y^\beta \frac{\cos \Psi \cos \theta}{\cos \psi} +$$

$$+ \psi_x V \cos \theta \sin \Psi + \psi_z V \cos \theta \cos \Psi - \psi_{\delta H} \frac{k_{pn}}{T_{pn}} k_z k_{nz} \frac{\rho V^2 S}{2mg} c_z^\beta \frac{\cos \Psi \cos \theta}{\cos \psi};$$

$$\frac{d\psi_{\omega_x}}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \omega_x} = -\psi_{\omega_x} m_x^{\omega_x} \frac{\rho V S l^2}{2J_x} - \psi_\gamma;$$

$$\frac{d\psi_{\omega_y}}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \omega_y} = -\psi_{\omega_y} m_y^{\omega_y} \frac{\rho V S l^2}{2J_y} - \frac{\psi_\varphi}{\cos \vartheta} + \psi_\gamma \operatorname{tg} \vartheta + \psi_{\delta H} \frac{k_{pn}}{T_{pn}} k_{\omega_y};$$

(8)

$$\frac{d\psi_{\omega_z}}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \omega_z} = -\psi_{\omega_z} m_z^{\omega_z} \frac{\rho V S l^2}{2J_z} - \psi_\vartheta + \psi_{\delta B} \frac{k_{pn} k_{\omega_z}}{T_{pn}};$$

$$\frac{d\psi_\Psi}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \Psi} = -\psi_\Psi \frac{c_z^\beta}{\cos \theta} \frac{\rho VS}{2m} \frac{d\beta}{d\psi} - \psi_{\omega_y} \frac{\rho V^2 Sl}{2J_y} m_y^\beta \frac{d\beta}{d\psi} + \psi_{\delta H} \frac{k_{pn}}{T_{pn}} k_z k_{nz} \frac{\rho V^2 S}{2mg} c_z^\beta \frac{d\beta}{d\psi};$$

$$\frac{d\psi_\vartheta}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \vartheta} = \psi_V A \alpha \frac{\rho V^2 S}{m} \frac{d\alpha}{d\vartheta} - \psi_\theta c_y^\alpha \frac{\rho V^2 S}{2mV} \frac{d\alpha}{d\vartheta} + \psi_{\delta B} \frac{k_{pn}}{T_{pn}} k_y k_{ny} \frac{\rho V^2 S}{2mg} c_y^\alpha \frac{d\alpha}{d\vartheta} -$$

$$- \psi_{\omega_z} m_z^\alpha \frac{\rho V^2 Sl}{2J_z} \frac{d\alpha}{d\vartheta} - \psi_\Psi \frac{c_z^\beta}{\cos \theta} \frac{\rho VS}{2m} \frac{d\beta}{d\vartheta} + \psi_{\omega_y} \frac{\rho V^2 Sl}{2J_y} m_y^\beta \frac{d\beta}{d\vartheta} - \psi_{\delta H} \frac{k_{pn}}{T_{pn}} k_z k_{nz} \frac{\rho V^2 S}{2mg} c_z^\beta \frac{d\beta}{d\vartheta};$$

$$\frac{d\psi_\gamma}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \gamma} = 0;$$

$$\frac{d\psi_x}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial x} = 0;$$

$$\frac{d\psi_y}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial y} = 0;$$

$$\frac{d\psi_z}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial z} = 0;$$

$$\frac{d\psi_{\delta B}}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \delta_B} = -\psi_{\omega_z} m_z^{\delta_B} \frac{\rho V^2 Sl}{2J_z} + \frac{\psi_{\delta B}}{T_{pn}};$$

$$\frac{d\psi_{\delta H}}{dt} = -\frac{\partial H}{\partial \delta_H} = -\psi_{\omega_y} m_y^{\delta_H} \frac{\rho V^2 Sl}{2J_y} + \frac{\psi_{\delta H}}{T_{pn}}.$$

Рассмотрим условия трансверсальности для момента времени T :

$$[\partial J / \partial t - H]^T \Big|_{t=T} \delta z_T = 0; \quad (9)$$

$$[\partial J / \partial z + \psi]^T \Big|_{t=T} \delta z_T = 0, \quad (10)$$

где $z^T = [V, \theta, \Psi, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \psi, \vartheta, \gamma, \delta_B, \delta_H, x, y, z]$,

$\psi^T = [\psi_V, \psi_\theta, \psi_\Psi, \psi_{\omega_x}, \psi_{\omega_y}, \psi_{\omega_z}, \psi_\psi, \psi_\vartheta, \psi_\gamma, \psi_{\delta B}, \psi_{\delta H}, \psi_x, \psi_y, \psi_z]$.

Из условия (9) находим:

$$H|_{t=T} = 0. \quad (11)$$

Условие (10) в развернутом виде имеет вид:

$$\begin{aligned} & \psi_V(T)\delta V_T + \psi_\Theta(T)\delta\Theta_T + \psi_\Psi(T)\delta\Psi_T + \psi_{\omega_x}(T)\delta\omega_{xT} + \psi_{\omega_y}(T)\delta\omega_{yT} + \\ & + \psi_{\omega_z}(T)\delta\omega_{zT} + \psi_\psi(T)\delta\psi_T + \psi_g(T)\delta g_T + \\ & + \psi_\gamma(T)\delta\gamma_T + \psi_{\delta_B}(T)\delta\delta_{BT} + \psi_{\delta_H}(T)\delta\delta_{HT} + (x(T) - x_{зад} + \psi_x)\delta x_T \\ & + (y(T) - y_{зад} + \psi_y)\delta y_T + (z(T) - z_{зад} + \psi_z)\delta z_T = 0. \end{aligned}$$

Так как при $t = T$ фазовые координаты $V, \theta, \Psi, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \psi, \vartheta, \gamma, \delta_B, \delta_H, x, z$ могут принимать любые значения, то из условия трансверсальности, в силу независимости вариаций $\delta V_T, \delta\Theta_T, \delta\Psi_T, \delta\omega_{xT}, \delta\omega_{yT}, \delta\omega_{zT}, \delta\psi_T, \delta\vartheta_T, \delta\gamma_T, \delta\delta_{BT}, \delta\delta_{HT}, \delta x_T, \delta z_T$ получаем следующие граничные условия для фазовых координат сопряженной системы:

$$\begin{aligned} \psi_V(T) = 0, \quad \psi_\Theta(T) = 0, \quad \psi_\Psi(T) = 0, \quad \psi_{\omega_x}(T) = 0, \quad \psi_{\omega_y}(T) = 0, \quad \psi_{\omega_z}(T) = 0; \\ \psi_\psi(T) = 0, \quad \psi_g(T) = 0, \quad \psi_\gamma(T) = 0, \quad \psi_{\delta_B}(T) = 0, \quad \psi_{\delta_H}(T) = 0, \quad \psi_x(T) = x_{зад} - x(T), \\ \psi_z(T) = z_{зад} - z(T). \end{aligned} \quad (12)$$

Значение $\psi_y(T)$ находим из (11):

$$\psi_y(T) = \frac{-\psi_x(T)\cos\Theta(T)\cos\Psi(T) + \psi_z(T)\cos\Theta(T)\sin\Psi(T)}{\sin\Theta(T)}. \quad (13)$$

Таким образом, задача оптимального управления сводится к краевой задаче – найти решение системы уравнений (1) и (8), фазовые координаты которых удовлетворяют начальным условиям (4) и граничным условиям (12), (13). Кроме того, согласно принципу максимума, функция Гамильтона при оптимальном управлении должна достигать максимума. Причем управления $u_1(t)$ и $u_2(t)$ должны удовлетворять ограничению (3).

Функцию Гамильтона представим в виде $H = H_0 + H_1 u_1 + H_2 u_2$, где:

$$\begin{aligned} H_0 = & -\psi_V \frac{(c_{x0} + A\alpha^2)qS}{m} - \psi_V g \sin\theta + \psi_\theta c_y^\alpha \alpha \frac{qS}{mV} - \psi_\theta \frac{g \cos\theta}{V} + \psi_{\omega_x} \left(m_x^{\bar{\omega}_x} \frac{\omega_x l}{V} + m_x^{\delta_3} \delta_3 \right) \frac{qS}{J_x} + \\ & + \psi_{\omega_y} \left(m_y^\beta \beta + m_y^{\bar{\omega}_y} \frac{\omega_y l}{V} + m_y^{\delta_H} \delta_H \right) \frac{qSl}{J_y} - \psi_\Psi c_z^\beta \beta \frac{qS}{mV \cos\theta} + \psi_{\omega_z} \left(m_z^\alpha \alpha + m_z^{\bar{\omega}_z} \frac{\omega_z l}{V} + m_z^{\delta_B} \delta_B \right) \frac{qSl}{J_z} + \\ & + \psi_\psi \frac{\omega_y}{\cos\vartheta} + \psi_g \omega_z + \psi_\gamma (\omega_x - tg\vartheta\omega_y) + \psi_x V \cos\theta \cos\Psi + \psi_y V \sin\theta - \psi_z V \cos\theta \sin\Psi + \\ & + \psi_{\delta_B} \frac{1}{T_{pn}} (k_{pn} (k_y (-k_{ny} \frac{qS}{mg} c_y^\alpha \alpha) - k_{\omega_z} \omega_z) - \delta_B) + \psi_{\delta_H} \frac{1}{T_{pn}} (k_{pn} (k_z (-k_{nz} \frac{qS}{mg} c_z^\beta \beta) - k_{\omega_y} \omega_y) - \delta_H); \\ & H_1 = \frac{k_{pn} k_z}{T_{pn}} \psi_{\delta_H}; \quad H_2 = \frac{k_{pn} k_y}{T_{pn}} \psi_{\delta_B}. \end{aligned} \quad (14)$$

Функция H достигает максимума при следующих значениях управления:

$$\tilde{u}_1(t) = \begin{cases} +u_{MAX}, & \text{если } H_1 > 0; \\ -u_{MAX}, & \text{если } H_1 < 0. \end{cases} \quad (15)$$

$$\tilde{u}_2(t) = \begin{cases} +u_{MAX}, & \text{если } H_2 > 0; \\ -u_{MAX}, & \text{если } H_2 < 0. \end{cases} \quad (16)$$

Исследования показывают, что режим особого управления в данной задаче на отличном от нуля интервале времени не возникает.

Результаты расчета оптимальной траектории прицеливания. Принятые значения параметров математической модели ЛА: $l=7.2$ м; $S=0.664$ м²; $m=2600$ кг; $J_z=16834$ кг м², $m_z^\alpha=-0.0094$ 1/град; $m_z^{\delta_B}=-0.0034$ 1/град; $m_z^{\bar{\omega}_z}=-0.823$; $c_y^\alpha=0.15$ 1/град; $c_y^{\delta_B}=0.05$ 1/град; $c_{x0}=0.288$; $A=2.5$; $k_{ny}=k_{nz}=0.4$; $k_1=k_2=0.06$; $k_{\omega y}=k_{\omega z}=3$.

Моделирование проводилось при следующих начальных условиях: $x_0=550$ км; $y_0=15000$ м; $V_0=1250$ м/с; $\theta_0=0^0$; $\delta_{Bmax}=\delta_{Hmax}=30^0$; $t_0=500$ с.

Графики траекторий движения ЛА при движении в точки с координатами $x_{зад}=600$ км, $x_{зад}=630$ км и $x_{зад}=640$ км, $z_{зад}=10$ км представлены на рис. 1 (вертикальная плоскость) и рис. 2 (горизонтальная плоскость).

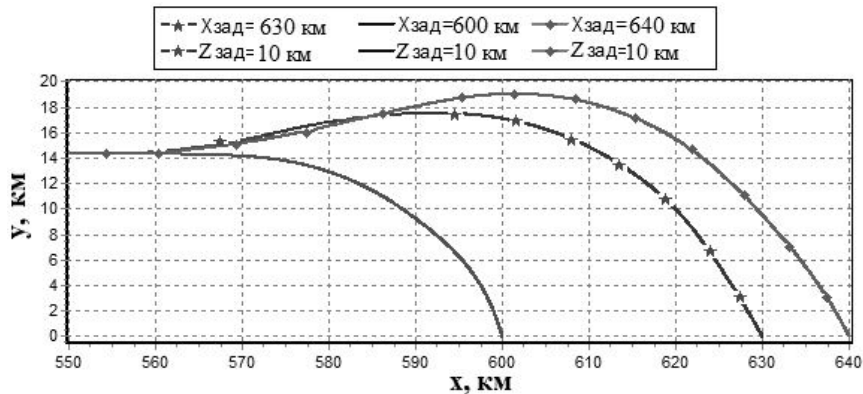


Рис. 1. Траектории прицеливания в вертикальной плоскости для различных $x_{зад}$

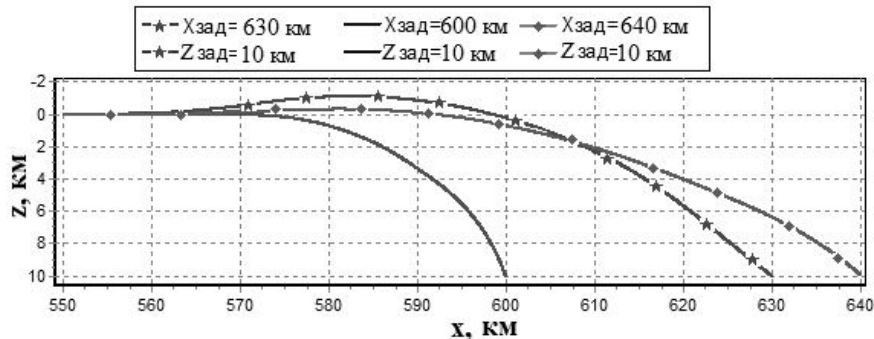


Рис. 2. Траектории прицеливания в горизонтальной плоскости для различных $x_{зад}$

На рис. 3 показаны оптимальные программы управления ЛА в боковой $\tilde{y}_1(t)$ и продольной $\tilde{y}_2(t)$ плоскостях при движении в заданную точку прицеливания $x_{зад} = 630$ км, $z_{зад} = 10$ км.

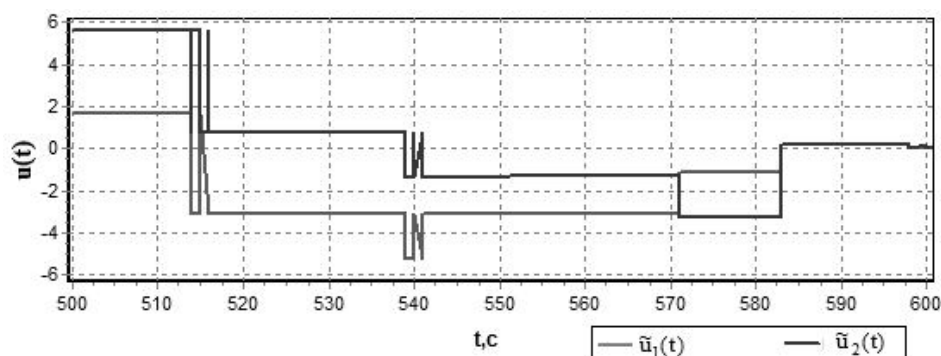


Рис. 3. Управляющий сигнал в боковой $\tilde{y}_1(t)$ и продольной $\tilde{y}_2(t)$ плоскостях

Библиографический список

1. Дмитриевский А. А., Лысенко Л. Н. Прикладные задачи теории оптимального управления движением беспилотных летательных аппаратов. М.: 1978. 328 с.
2. Толтегин О. А. Численные методы решения задач оптимального программного управления: учебное пособие. Л.: ЛМИ, 1987.
3. Теляков Р. Ф. Исследование сходимости метода последовательных приближений при решении задачи спуска ЛА в заданную точку // Труды МНТК «Пятые Уткинские чтения». СПб: БГТУУ «Военмех», 2011. С. 162 – 163.

УДК 004.052

ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ ОПТОЭЛЕКТРОННЫХ УСТРОЙСТВ, РАБОТАЮЩИХ В УСЛОВИЯХ КОСМОСА

В. А. Стамболян, А. Д. Губарев

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

Введение. Развитие современной техники специального назначения характеризуется высокими требованиями к надежности, сжатыми сроками проектирования и внедрения в эксплуатацию. Особенно данные требования актуальны при использовании изделий в экстремальных условиях. Подбор долговечных и надежных устройств является первоочередной задачей для дальнейшей эксплуатации в сложных технических системах космических аппаратов (КА). Следование принципу «максимальной эффективности при минимальных затратах и допустимых рисках» привели к тенденции использования в бортовой аппаратуре КА коммерческих оптоэлектронных изделий, что повлекло за собой трудности при проектировании и оценке их надежности.

Совершенствование аппаратуры на борту КА позволяет расширить задачи, выполняемые в процессе полета, что достигается в большей степени за счет оптоэлектронных устройств (ОЭУ), поскольку с их помощью КА определяет свое положение (гироскоп), осуществляется система межспутниковой связи (волоконно-оптическая связь), проводятся исследования (интерферометр) и т.д.

Таким образом, объектом исследования является оптоэлектронная техника, используемая в космических условиях. Предметом исследования являются процессы отказов и восстановления данных систем.

Целью исследования является освещение проблем использования оптоэлектронных систем на КА и методы оценки и повышения их надежности.

Задачи исследования:

1. Анализ влияния космических факторов на надежность оптоэлектронных устройств;
2. Анализ методики испытаний оптоэлектронных устройств;
3. Рекомендации для повышения надежности оптоэлектронных систем.

Факторы, влияющие на надежность ОЭУ специального назначения. Прежде чем КА отправится в космос, вся его аппаратура должна подвергаться большому количеству предполетных аттестаций на работоспособность, долговечность и надежность, поскольку космические условия являются очень суровыми и всегда существует большой риск как для системы, так и для человеческих жизней. Пример некоторых агрессивных для оптоэлектроники условий космической среды: вакуум (10^{-9} торр), температура (0-3 °K), вибрации (± 10 г), излучение, воздействие высокоэнергетических ионов.

Факторы космического пространства, пагубно влияющие на аппаратуру КА, могут быть поверхностными (космический вакуум, солнечное УФ излучение, собственная атмосфера КА, заряженные частицы низкой энергии, микрочастицы метеорной материи и космического мусора) – то есть оказывающими влияние на открытые части аппаратуры, и проникающими (электроны и ионы радиационных поясов Земли, крупные частицы метеорной материи и космического мусора) – то есть оказывающими влияние на элементы оборудования, находящиеся на борту КА, и на глубокие слои материала [1]. В качестве примера можно привести исследование поломки лазерных диодных матриц (рис. 1) Центром Космических полетов NASA. Данные матрицы использовались в лазерном высотомере GLAS.

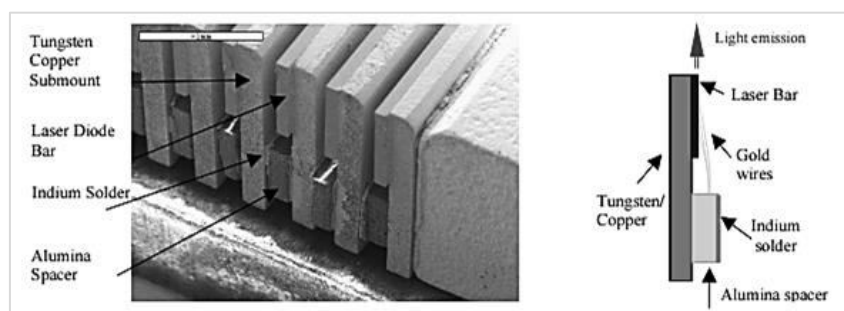


Рис. 1. Изображение сборки диодной матрицы

Матрицы показывали работоспособность на Земле, но при выходе в космос провода из золота, соединяющие диод с теплообменником из алюминия, оборвались. Индий в космосе начал проявлять свойство мигрирования (чего не происходило на Земле), затек в монтажные отверстия и образовал с золотом интерметаллид, который был гораздо хуже по прочности, чем золото (рис. 2). Все это привело к выходу диодной матрицы из строя [2].

Также воздействие высокого вакуума влияет на: сублимацию металлических и неметаллических материалов; коэффициент трения, поскольку в вакууме улетучиваются поверхност-

ные газовые пленки материалов и исчезают оксидные пленки, защищающие их поверхность; условия теплопередачи, поскольку в глубоком вакууме отсутствуют конвективный теплообмен и теплопроводность среды.

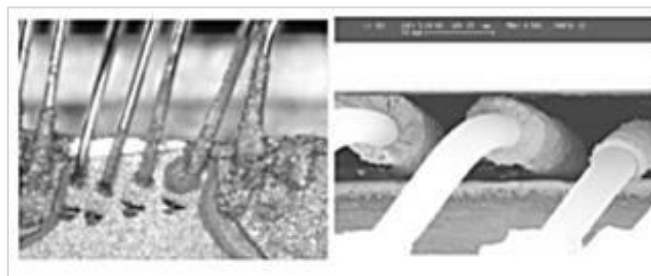


Рис. 2. Образование интерметаллида золота с индием

Кроме того, одной из важнейших причин повышенного уровня отказов и сбоев в оптоэлектронных системах на борту КА является излучение. При этом радиационные условия могут значительно отличаться как от обстоятельств конкретного полета (орбита, продолжительность, конструкция КА), так и от ситуации в космическом пространстве (солнечная активность, магнитосфера Земли). Очевидно, что одним из важнейших требований при проектировании бортовой оптоэлектронной аппаратуры (ОЭА) является учет влияния всех этих факторов на основе существующих моделей радиационных полей в околоземном космическом пространстве на радиационную стойкость комплектующих оптоэлектронной аппаратуры, их работоспособность в радиационных полях космического пространства [1].

Очевидной для КА является опасность метеоритов. Микрометеоры, ударяясь о поверхность КА, взрываются и образуют своеобразные кратеры, диаметр которых намного больше размеров самого кратерообразующего микрометеора. Поверхность постепенно разрушается, так как увеличивается ее шероховатость, что влечет за собой изменение оптических свойств и нарушение теплового режима работы [3].

Необходимо отметить, что использование подвижных частей в конструкции оптоэлектронных систем отрицательно влияет на надежность аппаратуры. Трение взаимодействующих деталей в условиях космического вакуума приводит к их быстрому разрушению и адгезии. Даже при выполнении специальных мер не удастся обеспечить продолжительную эксплуатацию подвижных частей, а герметизация прибора не всегда возможна из-за ограничений на массово-геометрические характеристики КА [4].

Влиянию суровых условий космоса подвержен весь КА, и основной проблемой будем считать то, что испытания аппаратуры проводятся в лабораторных условиях. Имитация космических условий является очень трудоемкой и затратной задачей, поэтому при расчете надежности устройств и систем будем опираться на физическое и математическое моделирование. Физическое моделирование реализуется в виде проведения экспериментов над макетом изделия, отвечающего тем же признакам, что и проектируемый объект. Математическое моделирование представляет из себя расчет надежности элементов и подсистем КА. При типовом расчете надежности исходными являются данные о надежности объектов-аналогов, составных частей и комплектующих элементов рассматриваемой аппаратуры по опыту их применения в аналогичных или близких условиях эксплуатации.

Методы расчета показателей надежности ОЭУ. Расчеты надежности ОЭУ классифицируются на предварительные (приближенные) и окончательные. Предварительные выполняют на ранних стадиях проекта, обычно на стадии эскизного проекта, окончательные – на стадии технического проекта.

Примером приближенного расчета является обобщенный метод, то есть учет электрического режима, температуры и других параметров выполняется приближенно с помощью обобщенного эксплуатационного коэффициента $k_{Э.ОБ}$. (для лабораторных условий $k_{Э.ОБ} = 1$, для космоса $k_{Э.ОБ} = 1,5$, для запуска ракеты $k_{Э.ОБ} = 10 \dots 44$).

Суммарную интенсивность отказов ОЭУ определяют по формуле:

$$\Lambda_{ОБ} = k_{Э.ОБ} * \sum_{j=1}^k \lambda_{0j} n_j, \quad (1)$$

где λ_{0j} – среднегрупповое значение интенсивности отказов элементов, k – число сформированных групп однотипных элементов, n_j – количество элементов в j -й группе.

Значение вероятности безотказной работы ОЭУ космических комплексов следует определять по формуле:

$$P_0(t) = e^{-\Lambda_{ОБ} * t}, \quad (2)$$

где t – время функционирования изделия.

Следует помнить, что окончательный расчет всегда проводится на основе конкретных условий среды и характера устройства.

Проведение испытаний ОЭУ. Основная цель испытаний ОЭУ — выявление их способности сохранять заданные свойства в условиях эксплуатации. С целью сокращения объема и длительности ресурсных испытаний авторами статьи рекомендуются методы ускоренных испытаний, обеспечивающие получение необходимой информации о надежности в более короткие сроки. Испытания проводятся в следующей последовательности: входной контроль, отбраковочные испытания, диагностический неразрушающий контроль и выборочный разрушающий контроль.

Во время стендовых испытаний ОЭУ должны подвергаться воздействиям, имитирующим космические условия: тепловвакуумные испытания, радиационные испытания, проверка на герметичность, ударно-вибрационные, прочностные испытания, проверка устойчивости приборов на воздействие акустического шума, постоянного ускорения, космического мусора и др.

В случае успешного завершения испытаний прибор следует считать надежным, в противном случае на основании сделанных выводов и рекомендаций прибор подлежит возврату для доделок и повторных испытаний. При этом производят не простое исправление замеченных дефектов, а выявляют и устраняют причины неисправностей и отклонения параметров и характеристик от заданных норм. После этого прибор испытывают заново по полной или частичной программе [5].

Методы повышения надежности ОЭУ:

- резервирование;
- уменьшение интенсивности отказов системы, включающее в себя такие мероприятия, как:

- 1) упрощение системы;
- 2) выбор наиболее надежных элементов;
- 3) облегчение электрических, механических, тепловых и других режимов работы элементов;
- 4) стандартизация и унификация элементов и узлов;
- 5) совершенствование технологии производства;
- 6) автоматизация производства;
- 7) проведение профилактических мероприятий при эксплуатации аппаратуры;
- сокращение времени непрерывной работы;
- уменьшение среднего времени восстановления работоспособного состояния.

При выборе более надежных элементов следует оценить, во сколько раз реализуется выигрыш надежности, по формуле:

$$G_Q = \frac{1 - e^{-\frac{\lambda * t}{k}}}{1 - e^{-\lambda * t}} \quad (3)$$

где k – количество раз, во сколько уменьшена интенсивность отказов [6].

Зависимость выигрыша надежности от значения интенсивности отказов приведены на рис. 3.

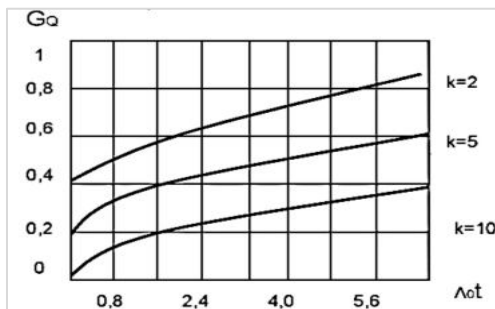


Рис. 3. Зависимость выигрыша надежности от значения интенсивности отказов

При сокращении времени непрерывной работы необходимо рассматривать две системы:

$$P(1) = e^{-\lambda * t} \quad \text{и} \quad P(2) = e^{-\frac{\lambda * t}{k}},$$

где k – коэффициент, показывающий, во сколько время работы второй системы меньше, чем первой.

На рис. 4 можно увидеть, что особенно большой эффект дает сокращение времени работы резервированной системы [3].

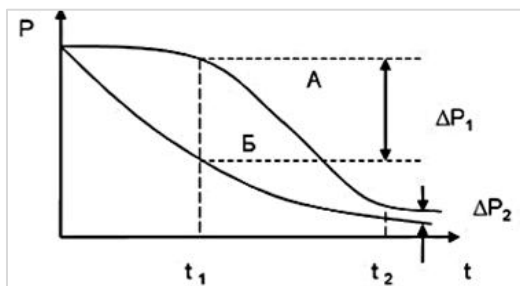


Рис. 4. Зависимость вероятности безотказной работы от сокращения времени работы (А – резервированная система, Б – нерезервированная система)

В случае использования ОЭУ в космических условиях стандартизировать и унифицировать систему является достаточно сложной задачей, поскольку о влиянии космоса на ОЭУ еще мало информации и каждое исследование является в большей степени уникальным, поэтому большой упор нужно делать на совершенствование технологии производства. Так как оценка надежности не систематизирована, то точность оценки зависит во многом от профессиональной компетенции экспертной группы.

В качестве рекомендации по повышению надежности аппаратуры было предложено сканирование системы в процессе ее эксплуатации. Практический опыт и натурные испытания указывают, что основной фактор, снижающий надёжность оптических устройств, есть «массовый» износ поверхности конструкции ОЭУ. По этой причине сканирующая система (СС) должна иметь возможность с задаваемой периодичностью измерять динамику изменения «массового» износа, а также измерять шероховатость поверхности, подвергаемой внешним

воздействиям [7]. Таким образом, сканирующая система должна иметь высокую производительность в тяжелых условиях, водо- и пыленепроницаемость, точность, высокое качество сканирования; обеспечивать сканирование труднодоступных (или недоступных) мест. Также желательно, чтобы СС была неподвижной, устойчивой и обладала сравнительно небольшими массогабаритными характеристиками с целью сохранения параметров КА и экономии средств. В качестве примера такой системы можно привести лазерный сканер Leica ScanStation P50. Его характеристики представлены в таблице 1.

Таблица 1
Характеристики Leica ScanStation P50

Параметр	Значение
Диапазон точности	1,2 мм + 10*10 ⁶ по всему диапазону (режим 120 м/270 м)
Угловая точность	8" горизонтальная, 8" вертикальная
Длина волны	1550 нм / 650 нм
Скорость сканирования	До 1 000 000 точек в секунду
Поле зрения	360° горизонтальное 270° вертикальное
Рабочая температура	От -20°C до +50°C
Защищенность	IP54

Для аппаратуры, используемой в КА, требуются ужесточенные проверки на надежность и дополнительные исследования поведения материалов в космосе. При особых случаях следует проводить испытания устройств на других КА до эксплуатации, однако, это является дорогостоящей задачей.

Библиографический список

1. *Никольский Ю. В.* Факторы, определяющие надёжность и долговечность конструкций бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://cyberleninka.ru/article/n/factory-opredelyayuschie-nadyozhnost-i-dolgovechnost-konstruktsiy-bortovoy-radioelektronnoy-apparatyury-kosmicheskikh-apparatov-2> (дата обращения 16.10.2019).
2. *Melanie N. Ott, Barry Coyle D.* Qualification and Issues with Space Flight Laser Systems and Components [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://www.researchgate.net/publication/253298756_Qualification_and_issues_with_space_flight_laser_systems_and_components_-_art_no_61001V (дата обращения 16.10.2019).
3. Надежность технических систем и техногенный риск [Электронный ресурс]. Лекция. Режим доступа: <https://ppt-online.org/234279> (дата обращения 16.10.2019)
4. *Старовойтов Е. И.* Анализ надежности лазерных локационных систем для управления движением космических аппаратов. М.: Наука и Образование: Научное издание. 2014. С. 203.
5. *Дубиновский А. М., Панков Э. Д.* Стендовые испытания и регулировка оптико-электронных приборов. Справочник. Л: Машиностроение, ЛО, 1986. 152 с.
6. *Жаднов В. В., Артюхова М. А.* Метод расчетной оценки показателей надежности бортовой аппаратуры космических аппаратов. Пенза: ПГУ, 2014. 260 с.
7. *Абульханов С. Р., Харитонов С. И.* Информационно-измерительная система для оценки эксплуатационных характеристик светотехнических устройств. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://cyberleninka.ru/article/v/informatsionno-izmeritelnaya-sistema-dlya-otsenki-ekspluatatsionnyh-harakteristik-svetotekhnicheskikh-ustroystv> (дата обращения 20.10.2019).

ПРОГРАММНЫЙ МОДУЛЬ РАСПОЗНАВАНИЯ ВЗРЫВЧАТЫХ ВЕЩЕСТВ НА ОСНОВЕ МЕТОДА МАШИННОГО ОБУЧЕНИЯ

А. С. Стукалова, В. С. Павлов, С. Ю. Страхов

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

Введение. Своевременное обнаружение взрывчатых веществ (ВВ) является на сегодняшний день достаточно актуальной задачей, так как способствует предотвращению террористических актов, которые могут повлечь за собой гибель множества людей.

Существует достаточно большое число методов обнаружения ВВ [1]. Среди них, например, использование животных, натренированных на поиск взрывчатых веществ, проведение различного рода досмотров и сканирований подозрительных вещей и лиц с помощью рентгеновских установок, системы обнаружения ВВ на основе ядерных методов, детекторы паров ВВ (газоанализаторы), оптические методы и методы комплексного анализа. Все эти способы хороши, но большинство из них справляется с поставленной задачей только при непосредственном наличии взрывчатого вещества у террориста, а для эффективной борьбы с терроризмом немаловажной является возможность определить наличие ВВ не только в момент досмотра, но и любое взаимодействие с ним ранее по их «отпечаткам» (следам оставленных ВВ).

Одним из перспективных методов контактного обнаружения малых количеств (менее 1 мкг) ВВ является абсорбционная спектроскопия [2,3], основанная на взаимодействии электромагнитного излучения с исследуемыми веществами и измерении его поглощения как функции длины волн или их частоты согласно закону Бугера-Ламберта-Бера.

Поскольку все вещества имеют свои оригинальные спектры поглощения, то по спектральному распределению прошедшей через вещество интенсивности излучения можно это вещество идентифицировать. В частности, ВВ имеют инфракрасные (ИК) спектры поглощения, сконцентрированные в диапазоне 5...10 мкм и обусловленные валентными и деформационными колебаниями молекул в их составе [2, 3].

Для практической реализации абсорбционной спектроскопии в задаче обнаружения малых количеств ВВ на различных предметах в [4] предложено использование метода нарушенного полного внутреннего отражения (НПВО), схема которого представлена на рис. 1.

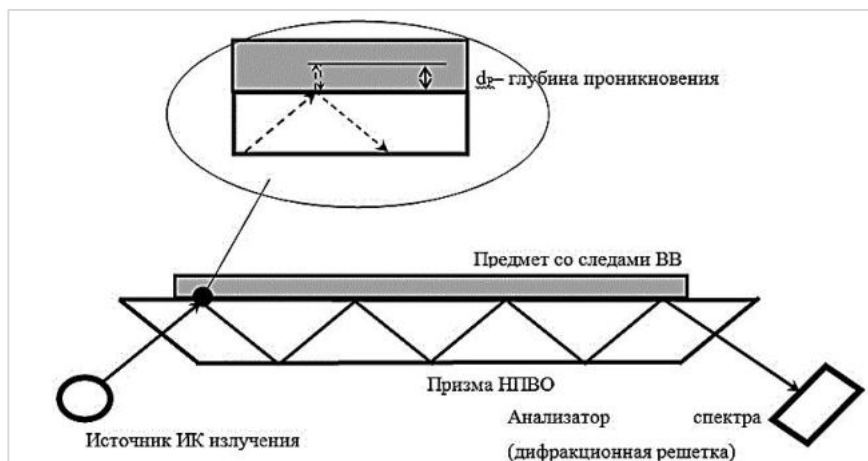


Рис. 8. Схема реализации метода абсорбционной спектроскопии НПВО

НПВО – явление, основанное на проникновении световой волны из оптически более плотной среды 1 в менее плотную среду 2 на глубину, соизмеримую с длиной волны излучения d_p . Если среда 2 не поглощает излучение, то нарушение полного внутреннего отражения не происходит, и вся энергия излучения возвращается в среду 1. Если при проходе излучения в среду 2 происходит частичное поглощение света на длинах волн, соответствующих спектру поглощения среды, то возникает эффект НПВО. Таким образом, спектр проходящей через призму волны содержит информацию о спектре поглощения среды 2, приложенной к призме. На практике в качестве среды 2 может выступать предмет, проверяемый на наличие на нем ВВ. Теория метода НПВО подробно изложена в [5].

На сегодняшний день технология абсорбционной спектроскопии с использованием НПВО реализована в серийных приборах НПП «Лазерные системы» (Санкт-Петербург). Выпускаемый детектор следов взрывчатых и опасных веществ предназначен для экспресс-контроля наличия следов ВВ на пальцах рук, документах, других поверхностях, в жидкостях, а также в образцах, которые предположительно являются опасными веществами [2,6].

Применение методов машинного обучения в задаче обработки данных. Задача распознавания является, по своей сути, задачей классификации веществ. Классификация объектов определяется на основе каких-либо схожих или несхожих признаков этих объектов. Выявлением закономерностей (признаков) в данных занимается область науки – машинное обучение. Поскольку известно, что спектр вещества является его «визитной карточкой», то выявляя закономерности в них, можно решить задачу распознавания ВВ.

Главной задачей машинного обучения является автоматическое определение взаимозависимостей между наблюдаемыми и скрытыми переменными объекта, с тем, чтобы для произвольного объекта по его наблюдаемым компонентам можно было оценить возможные значения скрытых компонент.

Методы метрической классификации (метод ближайших соседей, метод парзеновского окна, метод потенциальных функций) требуют хранения всей обучающей выборки (необоснованное расходование памяти) и, как правило, плохо работает, когда признаков много, из-за «проклятия размерности».

Методы классификации объектов на основе разделимости базируются на построении разделяющей гиперплоскости в пространстве объектов. Чаще применяются линейные классификаторы, такие как логистическая регрессия, метод опорных векторов (SVM), линейный дискриминант Фишера, однослойный перцептрон.

Основная идея классификатора на основе разделимости заключается в разделении пространства признаков на подпространства с помощью разделяющей гиперплоскости. В зависимости от того, в какое из подпространств попал объект, производится его классификация в тот или иной класс. Такой классификатор несет в себе информацию как о классе объекта, так и о степени принадлежности этого объекта к данному классу.

Из приведенных методов классификации был выбран метод опорных векторов. Этому послужили следующие причины:

1) При тестировании работы простейших классификаторов показал хорошие результаты. В случае удачного подбора параметров модели и её усложнения классификатор явно должен работать лучше.

2) может обеспечить сложную модель при осуществлении его дальнейшей настройки, обеспечить построение нелинейных разделяющих поверхностей.

3) Предоставляет возможность осуществления беспризнакового распознавания, т. е. нет необходимости самим формировать признаки для спектров ВВ и безопасных веществ.

4) SVM позволяет осуществлять многоклассовую классификацию.

5) Для построения разделяющей гиперплоскости используется не все обучающие данные, а только их часть (свойство разреженности SVM).

Метод опорных векторов. Метод опорных векторов является линейным классификатором вида (1), который в качестве оценки качества классификатора эмпирического риска

использует её аппроксимирующую кусочно-линейную функцию потерь $L(M_i)$ (2) и L_2 -регуляризатор. Итоговый функционал качества имеет вид (3) [7].

$$a(\vec{x}) = \text{sign}\left(\sum_{j=1}^n w_j x_j - w_0\right) = \text{sign}(\langle \vec{w}; \vec{x} \rangle - w_0) \quad (1)$$

где \vec{x} – вектор признакового описания размером $1 \times n$; \vec{w} – вектор нормали к разделяющей гиперплоскости размером $1 \times n$ (вектор весов); w_0 – скалярный порог (смещение гиперплоскости).

$$L(M_i) = \max\{0; 1 - M_i(\vec{w}, w_0)\} = (1 - M_i)_+ \quad (2)$$

$$Q(\vec{w}, w_0) = \sum_{i=1}^l L(M_i(\vec{w}, w_0)) + \gamma \|\vec{w}\|^2 \rightarrow \min_{\vec{w}, w_0} \quad (3)$$

Построение функционала качества (3) основано на принципе максимизации расстояния (зазора) между разделяющей гиперплоскостью и ближайшими объектами обоих классов. Этот принцип способствует более надежной и уверенной классификации объектов [7, 8, 9].

С помощью условий теоремы Каруша-Куна-Таккера приходят к задаче оптимизации (4), зависящей только от двойственной к \vec{w} переменной $\vec{\lambda}$ [7, 10].

$$-L(\vec{\lambda}) = -\sum_{i=1}^l \lambda_i + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^l \sum_{j=1}^l \lambda_i \lambda_j y_i y_j \langle \vec{x}_i; \vec{x}_j \rangle \rightarrow \min_{\vec{\lambda}} \quad (4)$$

$$0 \leq \lambda_i \leq C, i = 1, \dots, l;$$

$$\sum_{i=1}^l \lambda_i y_i = 0.$$

Решив задачу оптимизации (4) по минимизации квадратичного функционала, которая имеет единственное решение, вследствие того, что он выпуклый, получаем значения λ_i для каждого объекта обучающей выборки.

Таким образом, по результатам промежуточных вычислений и решения задачи (4) конечным решением являются вектор коэффициентов $\vec{\lambda} = (\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_l)$, вектор весов $\vec{w} = (w_1, w_2, \dots, w_n)$ и скалярный порог w_0 , где λ_i – коэффициент значимости объекта \vec{x}_i обучающей выборки.

В итоге алгоритм классификации будет выглядеть как (5).

$$a(\vec{x}) = \text{sign}\left(\sum_{i=1}^l \lambda_i y_i \langle \vec{x}_i; \vec{x} \rangle - w_0\right) \quad (5)$$

Классификатор (5) строит линейную разделяющую поверхность, которая получается в результате скалярного произведения в исходном пространстве объектов обучающей выборки. При замене скалярного произведения нелинейной функцией, называемой ядром, в исходном пространстве будет строиться нелинейная, в общем случае, разделяющая поверхность. При этом в постановке задачи (4) и в самом классификаторе (5) надо просто заменить скалярное произведение ядром со скалярным произведением. Таким образом, общая задача оптимизации имеет формулу (6), а классификатор (7).

$$-L(\vec{\lambda}) = -\sum_{i=1}^l \lambda_i + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^l \sum_{j=1}^l \lambda_i \lambda_j y_i y_j K(\vec{x}_i; \vec{x}_j) \rightarrow \min_{\vec{\lambda}}$$

$$0 \leq \lambda_i \leq C, i = 1, \dots, l;$$

$$\sum_{i=1}^l \lambda_i y_i = 0.$$

$$a(\vec{x}) = \text{sign}\left(\sum_{i=1}^l \lambda_i y_i K(\vec{x}_i; \vec{x}) - w_0\right)$$

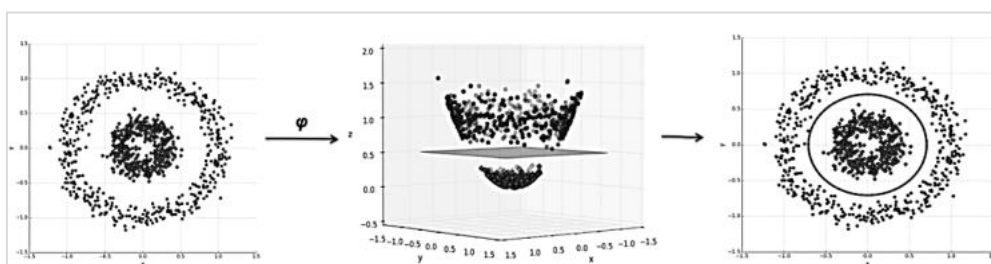


Рис. 2. Нелинейный SVM: слева – исходное пространство признаков; в центре – признаки в спрямляющем пространстве; справа – разделяющая поверхность в исходном пространстве после применения функции ядра

Идея нелинейного SVM заключается в переходе к базису большей размерности, называемому спрямляющим. Там исходные объекты окажутся линейно разделимыми и можно будет построить в нём разделяющую гиперплоскость. Либо можно просто подбирать ядра – функцию, которая переводит скалярное произведение объектов исходного пространства в спрямляющее. На рис. 2 приведен пример нелинейного SVM [7].

Показатели качества бинарных классификаторов. При осуществлении подбора параметров алгоритма, проверки полученной модели и сравнений построенных моделей алгоритмов между собой необходимо уметь оценивать качество их работы. Для этого могут использоваться разные показатели оценки качества работы алгоритма (метрики).

Будем считать, что классификатор имеет вид (8) [10]:

$$a(\vec{x}) = [a(\vec{x}) > t] \quad (8)$$

где t – порог принятия решения в пользу определенного класса. В SVM в формулах (1) и (7) порог обозначался w_0 ; $a(\vec{x})$ – класс, к которому относит объект, построенный классификатор при заданном пороге t ; $b(\vec{x})$ – значение (оценка) нашего классификатора.

Операция $[]$ – Нотация Айверсона – логическая операция. Если условие, записанное в квадратных скобках, истинно, то результат 1. Если наоборот, то 0.

1) Метрика «доля правильных ответов» (ассигасу) показывает долю правильно указанных классификатором ответов, т. е. количество правильно указанных классификатором положительных и отрицательных меток ко всем указанным ответам. Метрика рассчитывается по формуле (9) [10, 11, 12].

$$\text{accuracy}(a, x) = \frac{1}{l} \sum_{i=1}^l [a(x_i) = y_i] \quad (9)$$

где l – количество обучающих или тестовых данных с известными ответами.

Данная метрика не дает информации о качестве алгоритма если в обучающей выборке сильно отличается количество данных в классах.

2) Матрица ошибок классификации – это способ сравнения ответов алгоритма с реальными ответами. Так мы получаем сразу четыре статистических параметра оценки качества работы классификатора. Все образцы, для которых классификатор выдал ответ, можно разделить на четыре группы [10, 11-13]: истинно негативный (TN) – отрицательные объекты, верно найденные классификатором; неверно негативный (FN) – отрицательные объекты, неверно найденные классификатором, т. е. «пропуск сигнала»; истинно положительный (TP) – положительные объекты, верно найденные классификатором; неверно положительный (FP) – положительные объекты, неверно найденные классификатором, т. е. «ложная тревога»

3) Точность, полнота, F-мера - более информативные характеристики, которые не зависят от баланса между классами, вводятся через элементы матрицы ошибок [10, 11 – 13].

Характеристика «точность» (precision) показывает долю объектов, названных классификатором положительными (взрывчатыми) и при этом действительно являющимися положительными (10).

$$precision = \frac{TP}{TP + FP} \quad (10)$$

Характеристика «полнота» (recall) показывает долю объектов положительного класса из всех объектов, принадлежащих к положительному классу, выделенную классификатором (11).

$$recall = \frac{TP}{TP + FN} = \frac{TP}{l_+} \quad (11)$$

где l_+ – объекты, принадлежащие к положительному классу (взрывчатые).

Точность и полнота не зависят от соотношения размеров классов и учитывают различие в цене допущенных ошибок. Чем выше точность, тем меньше ложных срабатываний, а чем выше полнота, тем меньше ложных пропусков. При этом уменьшение ошибок по одной характеристике ведет к их увеличению по другой. В случае обнаружения ВВ стоит максимизировать «полноту», нежели «точность».

Интегральной характеристикой метрик точности и полноты является F-мера (12).

$$F_1 = \frac{2 \cdot precision \cdot recall}{precision + recall} \quad (12)$$

Показатель качества (12) является средней гармонической «точности» и «полноты» и принимает значения от 0 до 1. F-мера достигает максимума при полноте и точности, равными единице, и близка к нулю, если одна из метрик близка к нулю.

Таким образом, точность, полнота и F-мера подходят для оценки качества классификатора на несбалансированных выборках, которые учитывают цену последствий различных ошибок.

Заключение. На основе метода опорных векторов был разработан программный детектор ВВ. Для экспериментального подтверждения работоспособности разработанного программного обеспечения была разработана методика проведения экспериментов, подтвердившая его работоспособность и хорошие показатели качества построенных с помощью него моделей, которые в результате экспериментов показали высокую долю правильного обнаружения (не менее 0,98) и устойчивость работы вне зависимости от обучающих данных. Результаты приведены в таблице 1 (на след. странице).

Библиографический список

1. Existing and Potential Standoff Explosive Detection Techniques // National Academies Press, 2004. 144 p.
2. Борейшо А. А., Страхов С. Ю., Коновалов К. А., Романов А. Ю., Дружинин С. Л., Перхина Е. В. Практическая реализация технологии абсорбционной спектроскопии в приборе для

обнаружения следовых количеств взрывчатых веществ на предметах // Специальная техника. 2009. № 2. С.10 – 14.

3. *Страхов. С. Ю.* Перспективы развития оптических средств обнаружения следовых количеств взрывчатых веществ // Специальная техника. 2009. № 1. С. 2 – 10.

4. *Elena V. Bertseva; Andrey V. Savin.* Explosives trace detection in the process of biometrical fingerprint identification for access control // Proceedings SPIE Vol.6594, 2007.

5. *Харрик Н.* Спектроскопия внутреннего отражения. Перевод с англ. В. М. Золотарева М.: Мир, 1970. 336 с.

6. Интернет ресурс: www.lsystems.ru.

7. *Воронцов К. В.* Вычислительные методы обучения по прецедентам (теория обучения машин) / [Электронный ресурс]. URL: <http://www.machinelearning.ru/wiki/images/6/6d/Voron-ML-1.pdf>.

8. *Федоренко Ю. С.* Особенности применения алгоритма SVM для построения рекомендательной системы // Электронный журнал. Молодежный научно-технический вестник. 2015. № 3. С. 17 – 31.

9. Классификация данных методом опорных векторов [Электронный ресурс]. URL: <https://habr.com/post/105220/>.

10. Курс машинного обучения Евгения Соколова [Электронный ресурс]. URL: <https://github.com/esokolov/ml-course-msu>.

11. Метрики качества классификации-1 [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.coursera.org/learn/vvedenie-mashinnoe-obuchenie/lecture/IVuAc/mietriki-kachiestva-klassifikatsii-1>.

12. Как заставить работать бинарный классификатор чуточку лучше [Электронный ресурс]: URL: <https://habr.com/post/228963/>.

13. Проверка статистических гипотез [Электронный ресурс]. URL: <http://profitraders.com/Math/StatHypoTest.html>.

Таблица 1
Результаты проверки работы обученной модели

На перекрестной проверке		Эксперимент 1		Эксперимент 2	
		Предсказанный класс		Предсказанный класс	
		БВ	ВВ	БВ	ВВ
Реальный класс	БВ	569	0	569	0
	ВВ	0	502	0	502
На контрольной выборке		Предсказанный класс		Предсказанный класс	
		Предсказанный класс		Предсказанный класс	
		БВ	ВВ	БВ	ВВ
Реальный класс	БВ	241	0	241	0
	ВВ	1	164	0	165
По всей имеющейся базе веществ		Предсказанный класс		Предсказанный класс	
		Предсказанный класс		Предсказанный класс	
		БВ	ВВ	БВ	ВВ
Реальный класс	БВ	889	13	887	15
	ВВ	2	729	0	731

**ФОРМИРОВАНИЕ ЕДИНОГО ИНФОРМАЦИОННОГО
ПРОСТРАНСТВА НА РАННИХ ЭТАПАХ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА
ТЕХНИЧЕСКИ СЛОЖНЫХ ИЗДЕЛИЙ**

Б. А. Черныш, А. С. Картамышев

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»

Ресурсы являются основным объектом управленческой деятельности на производственном предприятии. За автоматизацию управления производственными ресурсами отвечает класс систем под общим названием ERP. Эти системы, наряду с CAD/CAE/CAM и PDM/PLM образуют семейство систем управления жизненным циклом изделия. Полноценная интеграция систем управления жизненным циклом позволяет оптимизировать процессы планирования и учета на предприятии на всех этапах. Система управления документами формирует единое информационное пространство, содержащее полное дерево документации по изделию.

Основной объект менеджмента на предприятии – это ресурсы: человеческие, финансовые, материально-технические, нематериальные. При изготовлении сложной наукоемкой продукции по заказу государственных (правительственных) учреждений большое внимание уделяется управлению ресурсами производства (производственные мощности, складские запасы, незавершенное производство и т.д.). Ошибки в данном направлении управленческой деятельности весьма критичны и могут повлечь существенное удорожание производимой продукции и увеличение накладных расходов. Существует несколько методологий, призванных стандартизировать решение типичных задач управления ресурсами:

- MPS (Master Planning Scheduling – объемно-календарное планирование) – формирование плана пополнения запасов на основе плана продаж и оценка финансовых результатов по периодам [1];
- MRP (Material Requirement Planning – планирование потребности в материалах) – создание программы производства и состава изделия (BOM – Bill of Materials), опираясь на потребности объемно-календарного плана производства и текущего состояния запасов;
- CRP (Capacity Requirements Planning – планирование потребности в мощностях) – служит для разработки плана производственных мощностей;
- MRP II (Manufacturing Resource Planning – планирование производственных ресурсов) – совместное планирование материальных потоков и производственных мощностей, объединение MRP и CRP;
- ERP (Enterprise Resource Planning – планирование ресурсов предприятия) – наиболее полная стратегия управления ресурсами, в дополнение к перечисленным выше методологиям включает множество других модулей (управления проектами, финансами, закупками, поддержки принятия решений и пр. [2]). Далее в тексте и иллюстрациях под ERP будет подразумеваться вся совокупность систем управления ресурсами предприятия.

Системы ERP в задачах управления ресурсами оперируют данными, полученными в результате маркетинговых исследований, фундаментальных и прогнозных НИР, нормирования требований к качеству продукции и прочих работ, выполняемых в рамках жизненного цикла (ЖЦ) изделия, начиная с этапа исследования. Результаты этих работ, как правило, представляют собой документы (текстовые, табличные, чертежи, модели, схемы, спецификации, маршрутные карты и т.д.). В качестве основных средств создания конструкторских и технологических документов на предприятии используются CAD/CAM/CAE-системы с последующей их интеграцией в PDM/PLM-систему (Product Data Management/Product Lifecycle Management).

Перечисленные программные системы получили широкое распространение в качестве систем управления жизненным циклом (СУ ЖЦ) изделий [3]. Роль этих и некоторых других си-

стем в каждом из этапов, а также обобщенный поток данных между ними схематично можно представить следующим образом (рис. 1). Каждая из систем в определенной степени автономна и выполняет конкретную, возложенную на нее задачу. При этом роль интеграционной основы для построения единого информационного пространства (ЕИП) играет PDM/PLM-система.

В контексте рассмотренных задач управления ресурсами можно выделить недостаток такой интеграции систем: конструкторские и технологические документы появляются в ЕИП лишь в момент их фактического создания в соответствующих системах. Это означает, что на этапах исследования и ранних стадиях этапа проектирования определенные документы (результаты маркетинговых исследований, НИР, предварительных схем деления и т.д.) фактически существуют, но хранятся в разрозненных источниках, в разных подразделениях, в несогласованном состоянии, без интеграции в ЕИП. Это, в свою очередь, требует дополнительных затрат при вводе и использовании документов в СУ ЖЦ, приведении их к согласованному виду, выявлении связей документов, построении дерева документации по проекту.

Для формирования ЕИП, начиная с самых ранних этапов ЖЦ изделия, на предприятии в качестве основы для интеграции всех СУ ЖЦ предлагается система управления документами (СУД). Ключевой функцией СУД является формирование и поддержка единого реестра конструкторской и технологической документации в виде дерева документов на всем протяжении ЖЦ изделия. При этом на ранних этапах, когда реальных документов в СУ ЖЦ еще не существует, но запланировано их создание (например, графиком выпуска документации по договору с заказчиком), СУД поддерживает ввод метаданных (прототипов) будущих документов в виде набора предопределенных атрибутов.

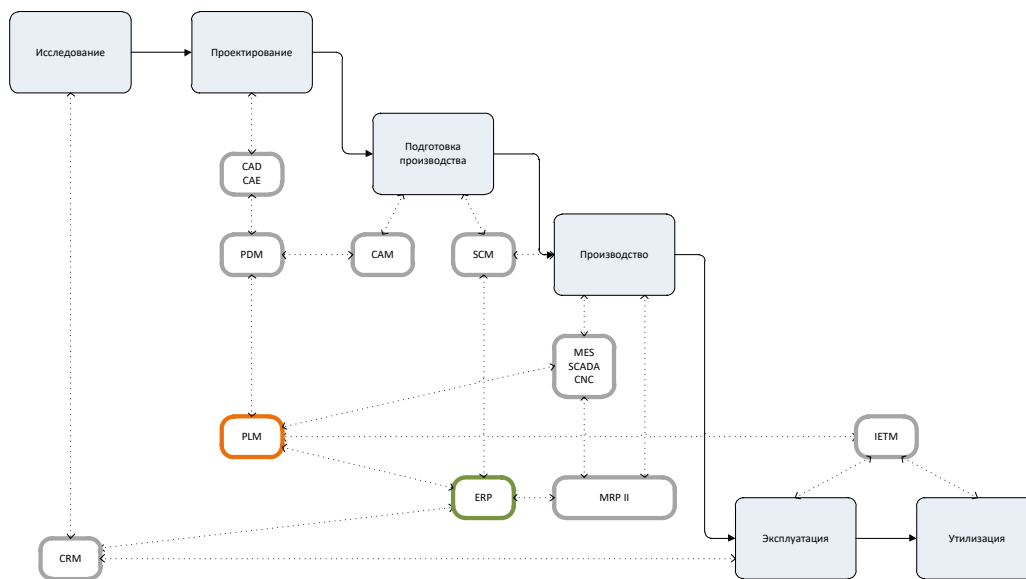


Рис. 1. Системы управления жизненным циклом изделия

Набор атрибутов сущностей дерева определяется, исходя из требований и глубины интеграции систем. В общем случае, определен следующий перечень:

- UID – уникальный идентификатор – является ключевым полем для интеграции с СУ ЖЦ;
- проект – головное изделие, в разрезе которого строится дерево;
- вид документа. Основой для наполнения справочника видов документов является ГОСТ 2.102-2013 [4];

- обозначение, наименование, инвентарный номер документа. Обозначение является уникальным полем в пределах всего дерева. Структура обозначения, как правило, определяется стандартами предприятия, поддержание уникальности возлагается на подразделения нормоконтроля;

- документ-основание – документ, на основании которого появляется запись в дереве. В условиях исполнения гособоронзаказа перед предприятием встает задача обоснования появления того или иного документа в пакете документов для заказчика. Данный атрибут как раз содержит ссылку на формальное основание для создания конкретного документа в СУД. Так, например, Министерство Обороны РФ (МО), Госкорпорация «Роскосмос» выпускают ведомственные нормативные акты, определяющие перечень предоставляемой документации при заключении контрактов с предприятиями-изготовителями. В соответствии с этими актами требуемые документы разрабатываются в обязательном порядке и включаются в итоговый пакет, независимо от того, перечислены ли они в положениях договора между заказчиком и производителем или нет. В качестве примера ведомственного акта МО можно привести ГОСТ РВ 15.203-2001 [5];

- стадия ЖЦ – конкретная стадия этапа ЖЦ изделия;
- состав изделия – показывает, применительно к какой структуре состава изделия разрабатывается документ;

- исполнитель – подразделение, ответственное за выпуск документа;
- собственник – владелец документа после передачи изделия заказчику;
- атрибуты, используемые в учетных системах – ресурсы, нормативы и т.п.;
- атрибуты аудита – редакция (версия), дата/время изменения, редактор и т.д.

Одни атрибуты, такие как UID, обозначение, используются на всем протяжении ЖЦ, другие – дополняются, или корректируются по мере продвижения изделия по дальнейшим этапам. На основании этих прототипов и в привязке к ним создаются реальные документы в СУ ЖЦ. Важными требованиями в данном случае являются обязательное существование документа в СУД и его уникальность в заданной позиции дерева. Как результат, все документы в различных системах имеют однозначную привязку к уникальным сущностям СУД. Такой подход позволяет, с одной стороны, начиная с самых ранних этапов иметь единое актуальное дерево документации по проекту, с другой стороны – использовать это дерево в качестве основы для интеграции с СУ ЖЦ.

Можно выделить следующие основные преимущества такой интеграции:

- возможность выполнять оценку плановых показателей, осуществлять планирование запасов и потребности в мощностях в ERP-системах;
- привязка документов к задачам в системе управления проектами (СУП) позволит получать актуальную информацию о работах в разрезе дерева документации по проекту для подразделений, отвечающих за организацию труда на предприятии;
- упрощение процесса подготовки пакета документов по проекту для заказчика на основе построенного дерева (каждый документ может иметь атрибут-флаг, указывающий, будет ли он включен в итоговый пакет документации).

Место СУД в ЖЦ изделия и потоки взаимодействия с другими системами схематично представлено на рис. 2.

Для достижения максимальной гибкости в интеграции систем должны соблюдаться следующие базовые принципы интегрированной информационной поддержки жизненного цикла изделий (ИПИ) [1]:

- прикладные программные средства отделены от данных;
- структуры данных и интерфейс доступа к ним стандартизованы;
- данные об изделии, процессах и ресурсах не дублируются, число ошибок в них минимизируется, обеспечивается полнота и целостность информации;

- прикладные средства работы с данными представляют собой типовые коммерческие решения (либо типовые решения с открытым исходным кодом) различных производителей, что обеспечивает возможность дальнейшего развития.

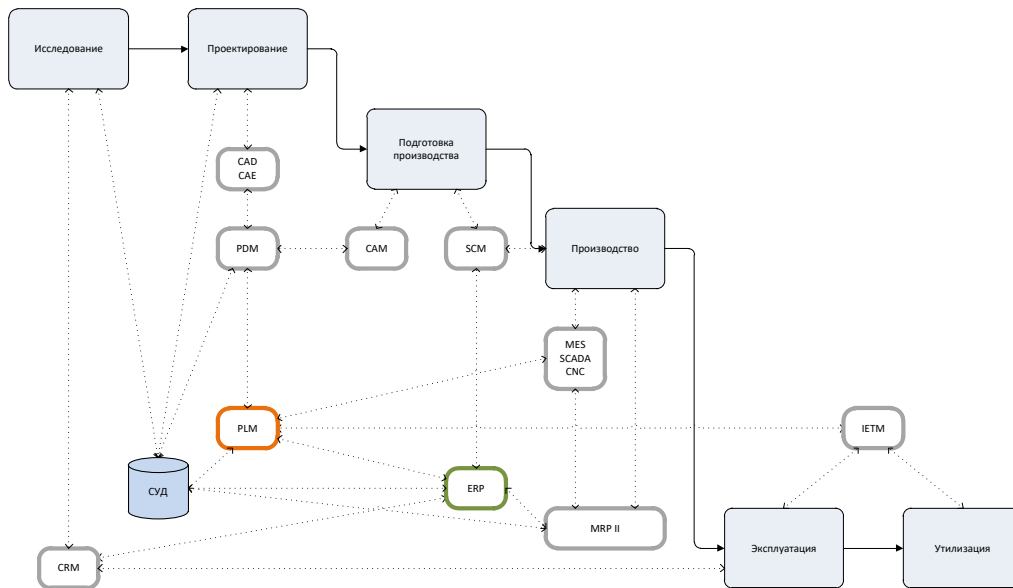


Рис 2. Система управления документами в жизненном цикле изделия

Описанный функционал дополняет встроенный в систему редактор схем деления (рис. 3), разработанный на основании ГОСТ Р 2.711-82 [6], позволяющий создавать схемы деления любого уровня и вложенности.

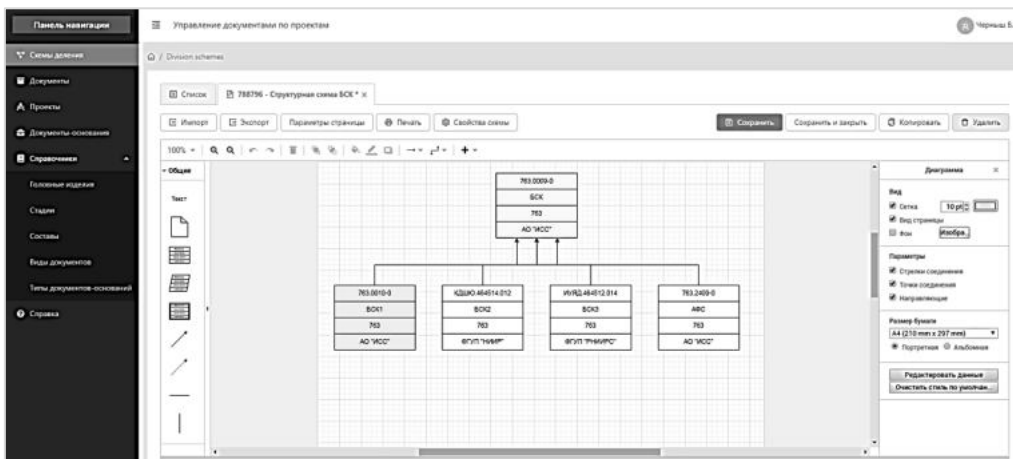


Рис. 3. Редактор схемы деления изделия на составные части

Помимо того, что схема деления изделия на составные части является самостоятельным документом, возможности редактора позволяют генерировать отдельные документы из составных частей изделия, либо, наоборот, формировать схемы деления на основании имею-

щихся в системе документов. Поддерживаются возможности интерактивного перехода к вложенным схемам и документам, привязанным к схеме.

Выводы. Задачи автоматизации управления производством требуют точного и оптимального планирования, детального учета, полноты и актуальности данных об изделиях и производственной среде, бесперебойного функционирования процессов подготовки производства, выпуска, производственного учета. Несмотря на противоречия в требованиях к качеству планирования и учета с одной стороны, и к данным об изделии и бесперебойности процессов, с другой, необходимо обеспечить оптимальное соотношение показателей работы (точность, оперативность) всех СУ ЖЦ на предприятии. Для организации оперативного обмена информацией между разнородными СУ ЖЦ и оптимизации их использования необходимо наличие ЕИП, доступного всем участникам ЖЦ. СУД в виде дерева документации с широким набором атрибутов документов позволяет иметь единый источник данных для интеграции всего спектра автоматизированных информационных систем предприятия.

Библиографический список

1. Доросинский Л. Г., Зверева О. М. Информационные технологии поддержки жизненного цикла изделия. Ульяновск: Зебра, 2016. 243 с.
2. Яблочников Е. И., Фомина Ю. Н., Саломатина А. А. Компьютерные технологии в жизненном цикле изделия. Учебное пособие. СПб: СПбГУ ИТМО, 2010. 188 с.
3. Филиппов П. В., Шумаев М. Ю., Марченко А. В. Применение информационных технологий для управления жизненным циклом судов и морской техники // Транспорт Российской Федерации. 2016. № 1(62), С. 32 – 35.
4. ГОСТ 2.102-2013. Единая система конструкторской документации. Виды и комплектность конструкторских документов. М.: Стандартинформ, 2014. 12 с.
5. ГОСТ РВ 15.203-2001. Государственный военный стандарт РФ. Система разработки и постановки продукции на производство. Военная техника. Порядок выполнения опытно-конструкторских работ по созданию изделий и их составных частей. Основные положения. М.: Госстандарт России.
6. ГОСТ Р 2.711-82. Единая система конструкторской документации. Схема деления изделия на составные части. М.: Стандартинформ, 2008. 8 с.

УДК 621.43:629

РАЗРАБОТКА НОВЫХ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ СИСТЕМ СМАЗКИ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ВОЗДУШНОГО И АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

В. А. Алтунин, М. В. Львов, А. А. Щиголев, А. С. Каськов

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

В различных ВРД, гибридных двигателях и ЭУ ЛА применяемые авиационные моторные масла находятся в очень сложных термодинамических условиях [1, 2]. Современные системы смазки должны надёжно обеспечивать: смазку подвижных деталей; охлаждение нагретого масла; фильтрацию, очистку и восстановление многоциклового масла; прокачку масла по всем каналам смазки и охлаждения; работу системы контроля за работой системы смазки.

Ресурс двигателя в значительной степени зависит от масляной системы и ресурса подшипников. Например, по статистике, досрочные съёмы двигателей с эксплуатации в связи с отказами системы смазки и подшипников составляет 10...14% [3]. В перспективных ГТД температура подшипников, предполагается, будет достигать 593К [3]. Это потребует использование новых масел и систем смазки с применением перспективных решений существующих проблем.

Одним из опасных тепловых процессов в моторных авиационных маслах является процесс осадкообразования [4 – 8]. Из-за осадкообразования могут происходить и происходят аварийные ситуации, связанные с частичным и полным закоксовыванием масляных каналов, масляных форсунок и масляных фильтров; преждевременные и несанкционированные выходы из строя масляных систем и самих двигателей и ЭУ ЛА. Поэтому исследования тепловых процессов в существующих авиационных моторных маслах и разработка новых конструктивных схем систем смазки являются актуальными и необходимыми.

Результаты экспериментальных исследований позволили шире использовать электростатические поля (Е) для борьбы с осадкообразованием – по его предотвращению и уменьшению; для интенсификации теплоотдачи к моторным маслам и повышения эффективности их охлаждения; для повышения эффективности очистки масел в ходе полёта; для эффективного смешения двух и более моторных.

Предложены следующие перспективные способы и методы борьбы с осадкообразованием в масляных системах:

- применение электростатических полей (Е) внутри масляных систем (для предотвращения и уменьшения осадка);
- изменение конструкции масляных каналов и деталей и их поверхностей (для затормаживания и ограничения процесса осадкообразования);
- резервирование каналов, форсунок, деталей и агрегатов масляных систем (для увеличения их ресурса);
- создание каналов, форсунок с центральной осевой иглой: для контроля за степенью закоксованности; для удаления твёрдого углеродистого осадка; для обеспечения вынужденной конвекции масла за счёт электрического ветра (Е);
- разработка и применение новых конструктивных схем форсунок, маслоподводящих и маслоотводящих каналов: без Е; с Е; гибридных (для предотвращения (и уменьшения) осадкообразования, для интенсификации теплоотдачи, для удаления осадка).

Использование материалов доклада будет способствовать созданию широкого класса новых систем смазки повышенных характеристик.

Библиографический список

1. Яновский Л. С., Дубовкин Н. Ф., Галимов Ф. М. и др. Инженерные основы авиационной химмотологии. Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2005. 714 с.
2. Яновский Л. С., Дубовкин Н. Ф., Галимов Ф. М. и др. Горюче-смазочные материалы для авиационных двигателей. Казань: Изд-во «Мастер Лайн», 2002. 399 с.
2. Ерзиков А. М., Такмовцев В. В., Филипов А. А. Повышение надежности работы трибо-технических элементов авиационного двигателя // Точная наука. 2016. №3. С. 52 – 61.
3. Алтунин В. А., Алтунин К. В., Щиголов А. А. и др. Проблемы осадкообразования в моторных маслах двигателей и энергоустановок наземного, воздушного и аэрокосмического базирования // В сб. «ОНТК «Седьмые Уткинские чтения». СПб: БГТУ «Военмех», 2015. С. 71 – 74.
7. Алтунин В. А., Алтунин К. В., Гортъшов Ю. Ф., Щиголов А. А. и др. Влияние магнитных и электростатических полей на тепловые процессы в авиационных моторных маслах двигателей и энергоустановок летательных аппаратов // Вестник Казанского гос. технич. ун-та им. А.Н. Туполева. 2016. №1. С. 60 – 66.
8. Алтунин В. А., Львов М. В., Каськов А. С. Пути решения проблем осадкообразования в моторных маслах двигателей и энергоустановок наземного, воздушного и аэрокосмического базирования // Матер. докл. Всеросс. научно-практ. конф. с международным участием: «Новые технологии, материалы и оборудование Российской авиакосмической отрасли», посвящ. 130-летию со дня рождения выдающегося авиаконструктора А.Н. Туполева. («АКТО – 2018»). Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2018. Т. 1. С. 365 – 369.
9. Алтунин В. А., Алтунин К. В., Львов М. В., Каськов А. С., Щиголов А. А. Исследование тепловых процессов в моторных авиационных маслах и системах смазки двигателей летательных аппаратов // Матер. докл. 43 Академических чтений по космонавтике, посвящ. памяти акад. С.П. Королёва и др. выдающихся отечественных учёных – пионеров освоения космического пространства. РАН. РАКЦ. РОСКОСМОС. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. Т. 1.

УДК 004.5 : 629.76

ОПЫТ ПОВЫШЕНИЯ КАЧЕСТВА ПОДГОТОВКИ СПЕЦИАЛИСТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РАЗРАБОТАННОГО ИНТЕРАКТИВНОГО ПРИЛОЖЕНИЯ ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ МАТЕРИАЛЬНОЙ ЧАСТИ РАКЕТНОГО ОРУЖИЯ

В. А. Бородавкин, А. В. Зажигаев, И. О. Гришкевич, С. А. Чириков

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

Приведены подходы к разработке и методы реализации учебного интерактивного приложения, предназначенного для изучения материальной части ракетного оружия на основе использования современных технологий 3D визуализации.

Одной из важных сторон подготовки специалистов-ракетчиков является их знакомство с реальными образцами ракетной техники. Дисциплина «Основы устройства и функционирования изделий», реализуемая на кафедре А1 «Ракетостроение» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф.

Устинова для всех студентов факультета ракетно-космической техники направлена на детальное изучение нескольких образцов боевых ракет различного целевого назначения. Основными задачами занятий по изучению материальной части являются:

- ознакомление с конструктивно-компоновочными решениями, конструкцией, составом бортовой аппаратуры ракет различного целевого назначения;
- изучение устройства и особенностями функционирования основных узлов и агрегатов конкретного образца ракетного оружия;
- выработка устойчивых навыков в изучении технических описаний, чтении чертежно-конструкторской документации и развитие пространственного мышления.

Для этого традиционно используются возможности спецкабинета материальной части, в котором находятся учебно-разрезные изделия и учебно-методические материалы – описания и конструкторская документация на них. Формы проведения занятий – практические в составе группы и самостоятельные индивидуальные.

Современные технические средства и компьютерные технологии теоретически позволяют значительно повысить эффективность таких занятий за счет применения современных технологий 3D визуализации.

С целью проверки на практике методических возможностей упомянутых технологий на кафедре А1 «Ракетостроение» в инициативном порядке было разработано учебное интерактивное приложение, способное дать пользователю полное описание и представление об устройстве и принципах работы изучаемого образца ракетной техники, в соответствии со всеми стандартами и требованиями, предъявляемыми к электронным учебным пособиям.

Разработанное приложение предназначено для обеспечения углубленного самостоятельного изучения студентом образца ракетного оружия вне сетки учебных занятий и не требует его нахождения в кабинете материальной части.

Основой решения задачи разработки приложения является использование современного игрового ядра «Unity», позволяющего выполнить полную визуализацию изучаемого изделия и на этой основе выстроить учебный процесс.

Разработка учебного приложения была выполнена в несколько этапов. В качестве изучаемого изделия была принята немецкая зенитная неуправляемая ракета «Тайфун – Ф», размещенная в спецкабинете материальной части кафедры А1 и снабженная необходимыми учебно-методическими материалами [1, 2].

На первом этапе была разработана высокополигональная 3D модель изделия, выполненная в пакетах «NX» и «Blender». Такой выбор обеспечил наибольшую точность и корректность модели, при импорте в среду «Unity» [3, 4].

Вторым этапом стала разработка структуры учебного приложения. Было принято решение разделить пакет на два модуля.

Первый модуль выполнен в виде динамической презентации. В ней пошагово приводится вся информация об изделии, начиная с исторической справки, и заканчивая подробным описанием и принципом работы всех структурных элементов. Переход между информационными блоками сопровождается движением камеры по изделию, анимацией сборки и работы обозреваемого узла на детали. В завершении блока, пользователю предлагается тест по теме пройденной интерактивной лекции, в результате которого выставляется оценка. Такой подход обеспечивает усваиваемость лекционного материала, подкрепляя его конкретными зрительными образами.

Второй модуль позволяет изучать изделие в режиме свободного обзора. Пользователь может свободно перемещать камеру по всей рабочей области, совершать полную разборку и сборку изделия. При выделении любого узла или детали, в верхнем информационном окне появляется ее полное описание, в том числе информация по материалам и технологиям их переработки. Это позволяет пользователю восполнить оставшиеся пробелы в понимании устройства, особенностей функционирования и технологии изготовления, как отдельных узлов, так и изделия в целом. Также, в этом режиме обеспечен доступ к оцифрованной чертеж-

но-конструкторской документации на изделие, вызов которой можно осуществить из боковой панели. Такое решение служит для выработки у пользователя навыков чтения чертежа и работы с ним.

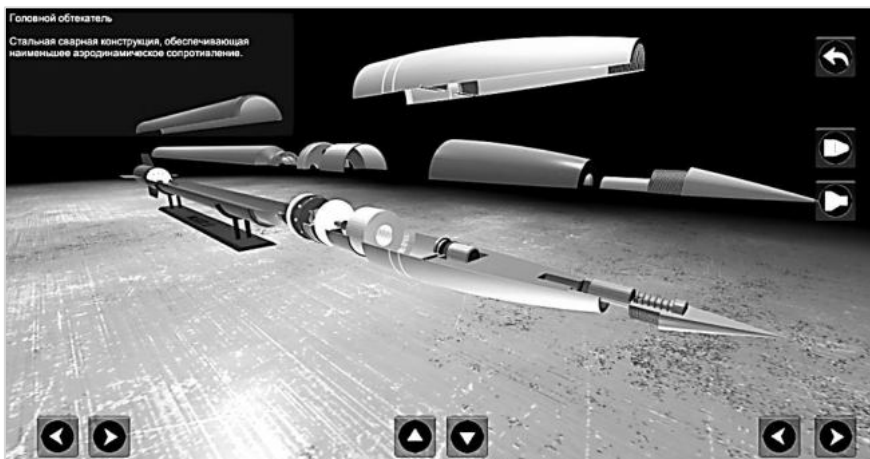


Рис. 1. Пример экранной формы визуализации изучаемого образца в режиме свободного обзора

На третьем этапе отрабатывались подходы к реализации визуальной составляющей учебного приложения. Очевидно, что изучаемое изделие следует выполнить в естественных, для него цветах. В целях концентрации внимания пользователя на изделии, пространство вокруг рабочей области было решено затемнить, подсвечивая только значимые элементы. Рабочий интерфейс было решено выполнить в виде интуитивно понятных кнопок в нижней части экрана, не отвлекающих пользователя от учебного процесса.

Пробная эксплуатация приложения на группе студентов подтвердила правильность реализованных практических подходов. Был отмечен большой интерес студентов к использованию приложения, хотя выбранный образец ракетного оружия изучается только факультативно. Особый интерес у обучаемых вызвал вариант работы с приложением, выведенным на устройство отображения шлема виртуальной реальности.

Разработанная концепция создания интерактивных учебных приложений, на наш взгляд, обладает следующими преимуществами:

- открытой архитектурой и возможностью быстрого и относительно простого расширения номенклатуры изучаемых изделий путем замены 3D модели и описания к ней;
- обеспечения возможности виртуального изучения студентами образцов техники, которыми не располагает учебное заведение;
- встроенным модулем контроля усвоения учебного материала, на основе которого может быть построен фонд оценочных средств по изучаемой дисциплине;
- возможностью встраивания в электронную образовательную среду и использования в режиме дистанционного обучения удаленного пользователя;
- обеспечением возможности переноса приложения на портативные устройства, такие как планшетный компьютер или смартфон;
- возможностью адаптации приложения к работе с устройствами виртуальной реальности.

Однако следует отметить, что предлагаемый подход к изучению образцов ракетного оружия не лишен недостатков. К ним в первую очередь нужно отнести ошибки, связанные с искаженным представлением о реальных размерах изучаемого изделия, что обусловлено особенностями восприятия человеком объектов виртуальной реальности. Поэтому использование разработанного приложения не может полностью исключить необходимость проведения за-

нятий на материальной части, поскольку истинные размеры объекта лучше всего воспринимаются именно на учебно-разрезном изделии.

Другим существенным недостатком использования приложения является сложность восприятия чертежно-конструкторской документации с экрана монитора и экранов мобильных устройств, особенно если чертеж выполнен на крупном формате (A0, A1), содержит большое количество отдельных выносных видов, разрезов и сопровождается объемными техническими требованиями. При изучении таких документов бумажный вариант оказывается более предпочтительным.

Таким образом, при разработке интерактивного приложения был получен уникальный практический опыт переноса современных технологий, используемых в игровой индустрии, в образовательную среду.

Практическим результатом выполненной инициативной работы явилось создание и апробация концепции учебного приложения и ее реализация в виде модульного интерфейса, который может быть в дальнейшем использован в разработке электронных учебных пособий различного профиля.

Подводя итог, следует отметить, что, несмотря на высокую степень детализации и качество визуализации, интерактивные электронные пособия не способны полностью заменить практические занятия на изучаемой материальной части, «живом железе». Однако, разумное совмещение традиционного и вновь разработанного подходов позволяет более эффективно реализовать учебный процесс, обеспечив его полным спектром существующих технических решений.

Библиографический список

1. Кузнецов К. Реактивное оружие Второй Мировой. М.: Эксмо, 2010. 480 с.
2. Гомзин Ю. В. Пособие по изучению неуправляемых ракет. Л: ЛМИ, 1973. 73 с.
3. Goldstone W. Unity Game Development Essentials // Unity Game Development Essentials, 2009.
4. Hocking J. Unity in Action: Multiplatform Game Development in C# // Manning, 2015.

УДК 656.022

ПЛАНИРОВАНИЕ МАРШРУТНОЙ СЕТИ ОБЩЕСТВЕННОГО ТРАНСПОРТА

В. Г. Кондратенко, Ю. А. Капитонов

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

Вопросы планирования маршрутной сети, являются одной из значимых проблем в стратегическом планировании общественного транспорта. Они включают в себя поиск линий (маршрутов) и соответствующих интервалов движения в сети, таким образом, чтобы удовлетворить необходимый спрос на поездки. Основной целью стратегического планирования общественного транспорта является создание интегрированной сбалансированной транспортной системы, а также социально-экономическое развитие, повышение привлекательности для жизни и работы людей, расширение производства, сферы обслуживания, повышение конкурентоспособности, общественной и инвестиционной активности.

Стратегия достаточно обширно охватывает различные вопросы, такие как:

- удовлетворение разных групп и объектов транспортной инфраструктуры, включая автомобильные дороги, остановки общественного транспорта, здания, сооружения и площадки транспортных компаний, мосты и тоннели;

- сохранение существующих сегодняшних потребностей, для удовлетворения потребностей в будущем зарезервировать накопленные ресурсы;
- обеспечение функциональной особенности транспортной системы по всем направлениям, как внешней, так и внутренней.

Внутренние функции заключаются в обеспечении достаточной связности всех районов и участков городского пространства между собой и городским центром, с внешними путями сообщения. Внешние функции обеспечивают связь города с другими узлами транспортной сети, обслуживание потоков пассажиров, которые двигаются с пересадками. Внутренние и внешние интересы дополняют и одновременно конфликтуют друг с другом.

Общественным транспортом называют пассажирский транспорт, который предоставляет услуги по перевозке жителей по маршрутам, которые транспортная компания заблаговременно устанавливает, доводя до общего сведения способ доставки (транспортное средство), размер и форму оплаты, гарантируя постоянные интервалы движения.

Важнейший вопрос, который решается при планировании маршрутов, является минимизация расходов перевозчика, с одной стороны, с другой пассажир, который стремится, как можно скорее добраться в конечный пункт. Неудобство пользователя обычно измеряется общим временем в пути пассажира, или количеством пересадок во время поездки.

В значительной степени рассматривается в качестве жизнеспособного варианта, для устойчивой транспортировки пассажиров в городских районах, предлагая такие преимущества, как повышение мобильности, снижение аварийности, сокращение пробок на дорогах и загрязнения воздуха, а также применения экологического вида транспорта, сохраняя при этом соображения социальной справедливости. Тем не менее, в последнее время, такие факторы, как социально-экономический рост, потребность в персонализированной мобильности, увеличение количества частных транспортных средств и разрастание городов, привели к переходу на частные транспортные средства и уменьшению доли общественного транспорта в ежедневных поездках на работу (это отмечается многими авторами в социально-экономической литературе по транспорту).

Практическая важность проектирования сетей общественного транспорта вызвала значительный интерес в исследовательском сообществе, которое разработало множество подходов и моделей для проблем проектирования сети транспортных маршрутов, включая различные уровни детализации и сложности проектирования.

В этом смысле планирование и проектирование экономически эффективной сети общественного транспорта необходимы для повышения ее конкурентоспособности и доли рынка для коммерческих организаций. Задачу, которая формально описывает сети общественного транспорта, называют задачей *проектирования сети транспортных маршрутов*. Основное внимание уделяется оптимизации группы подзадач, отражающих эффективность сетей общественного транспорта в условиях эксплуатационных и ресурсных ограничений, таких как количество и протяженность маршрутов общественного транспорта, размещение остановок, допустимые интервалы движения транспорта и количество доступного по пассажироместности транспорта.

Процесс проектирования включает в себя пять этапов:

- (1) инфраструктура; анализ и совершенствование
- (2) проектирование маршрутов;
- (3) установка частот (интервалов движения);
- (4) разработка графиков движения (расписаний с учетом интервалов);
- (5) планирование режимов работы водителей;

Схема движения расположения маршрутов основывается на пассажиропотоках: маршруты создаются для обеспечения прямой или косвенной связи между местами и районами, которые создают и привлекают спрос на транзитные поездки, такие как жилые и связанные с деятельностью центры. Например, пассажиропоток между центральным деловым районом и пригородом диктует проект радиальных маршрутов, в то время как потребность в поездках меж-

ду различными районами может привести к выбору кругового маршрута, соединяющего их. Ожидаемые доходы от услуг, приоритетные направления маршрутов и доступные ресурсы обычно определяют структуру сети маршрутов. Формы маршрута обычно ограничены их длиной и прямоотой (прямота маршрута подразумевает, что формы маршрута максимально прямые, между соединенными точками использованием данных дорог и пересечением с другими транзитными маршрутами). Желательным результатом является набор маршрутов, соединяющих местоположения в пределах зоны обслуживания, в соответствии с заданными критериями проектирования.

Различают диаметральные, радиальные, кольцевые тангенциальные (хордовые) маршруты, а также маршруты, подводящие к станции метро и крупным железнодорожным вокзалам.

Матрица корреспонденции - это основной показатель интенсивности передвижения населения по городу. Она показывает, сколько жителей перемещается из одного транспортного района в другой. Чтобы создать матрицу корреспонденций, приближенную к реальности, необходимо разбить город на транспортные районы.

Изучение литературы по математическим моделям расчета маршрутов [1 – 4 и др.] позволяет сделать следующие выводы:

1. На сегодняшний день не существует единой общепризнанной и апробированной методики расчета набора маршрутов (автобусных, троллейбусных линий) для городской транспортной сети. Существуют отдельные методики расчета с целью удовлетворения потребностей пассажиров и методики расчета с целью минимизации затрат автотранспортных предприятий при выполнении некоторого обязательного минимума услуг.

При этом разделяются даже концептуальные основы в задаче удовлетворения потребностей пассажиров. В одних методиках максимизируется число пассажиров, перевезенных в прямых, беспересадочных маршрутах. В других минимизируется общая сумма времени, необходимая для перевозки пассажиров с учетом возможных пересадок. Из экономической литературы по общественному транспорту известно, что даже в разных странах Европы разные предпочтения. Например, во франкоязычных странах приветствуется прямые беспересадочные поездки. В германоязычных странах стремятся к минимизации общего времени поездки. Данная задача более сложная, поскольку требует еще решения задачи синхронизации расписаний движения на пересекающихся маршрутах.

2. Методика расчета маршрутов на основании минимизации расходов автотранспортных предприятий, возможно, следовало бы реализовать для практических примеров как пример возможного альтернативного решения. Предпочтительнее использовать критерий максимальной прибыли, в которых на основании спроса на перевозку формируются доходная часть.

3. Все методики расчета используют примерно одни и те же исходные данные. Это дорожная сеть, точное положение остановок, нагрузка по времени суток, матрица корреспонденций (матрица QD поездок), что облегчает сравнение результатов расчетов по различным методикам.

4. Сами методики расчета маршрутов исторически совершенствовались. В период до примерно 1990 года использовался подход, в котором задавались существующие маршруты и добавленные на первый взгляд разумные маршруты. В процессе решения отбрасывались избыточные, из набора предложений. Математический аппарат - оптимизация с эвристическими процедурами поиска оптимумов (поиск с запретами, генетические алгоритмы, имитация отжига). В период после 1990 года предлагаются методики расчета маршрутов как задачи линейного целочисленного программирования.

Метод решения – метод генерации столбов. Это точный итерационный метод решения, в котором последовательно на каждом шаге итераций рассчитывается еще более лучший вариант. Метод доказан теоретически, используется для задач линейного программирования большой размерности. Его основные особенности, по сравнению с ранее существовавшими математическими моделями, заключаются в том, что пассажирские маршруты могут, заданы заранее, как исторически сложившиеся, а новые или откорректированные старые линии генерируются динамически как результат оптимизационных расчетов.

Обобщенная математическая модель, ее параметры и переменные. Один из вариантов линейной математической модели расчета линий описан в [2]. Он требует уточнения постановки задачи и детализации ограничений для реальных задач.

Транспортная сеть представляется графом $G = (N, E)$, где N - набор остановок общественного транспорта, E - набор дуг возможных соединений. Маршруты начинаются и заканчиваются на диспетчерских станциях, положение которых также внесено в граф G . Известна матрица корреспонденций D , то есть спрос d_{st} на поездку от остановки s до остановки t . Размер матрицы $V \times V$. Между остановками s и t имеется набор промежуточных остановок и элементарных дуг e , входящих в набор дуг E . Набор промежуточных остановок образует простой путь p как бинарный вектор. Этому вектору соответствует время поездки τ_p , стоимость перевозки C_p и доход от продажи билетов $PROF_p$. Набор простых путей p образует множество P .

Существующие маршруты могут быть внесены в множество P со своим бинарным набором остановок и параметрами этих маршрутов.

Для каждой элементарной дуги графа может быть рассчитан поток пассажиров y_e как разность едущих, входящих и выходящих пассажиров. Аналогично образуется поток пассажиров y_p на каждом простом пути p . Эти значения должны быть меньше, или равны суммарной пассажироместимости транспортных средств, работающих на линиях l , в которые входят эти пути. Линии l являются искомыми величинами. Они также характеризуются бинарным набором остановок, временем поездки и стоимостными параметрами. Но также они характеризуются типом транспортных средств (пассажироместимость ТС обозначим K_l) и интервалом движения (частотой f_l). Частота движения определяется числом транспортных средств, работающих на линии в течении рассматриваемого интервала времени, и может ограничена сверху (величиной Δ). Таким образом, обобщенная математическая модель может быть записана следующим образом – требуется минимизировать:

$$\min LF(\tau_l, y_l, C_l, PROF_l, x_l) \quad (1)$$

при ограничениях

$$y(P_{st}) = d_{st} \quad \forall (s, t) \in N \quad (2)$$

$$y(P_e) - \sum_{(e) \in l} K_l * f_l \leq 0, \quad \forall e \in E \quad (3)$$

$$f(L_e) \leq A, \quad \forall e \in E \quad (4)$$

$$x_l \in \{0, 1\}, \quad \forall l \in L \quad (5)$$

где LF – линейная функция.

Данная модель относится к модели задач о многопродуктовых сетевых потоках. Она может быть решена методом генерации столбцов.

В настоящее время производится работа по детализации данной модели.

Библиографический список

1. *Спирин И. В.* Организация и управление пассажирскими автомобильными перевозками. Учебник. М.: Академия. 2010. 400 с.
2. *Borndorfer B., Grüttschel M., Pfetsch M. A.* Column-Generation Approach to Line Planning in Public Transport // TRANSPORTATION Science, Vol. 41, No. 1, February 2007, pp. 123 – 132.
3. *Kepaptsoglou K., Karlaftis M.* Transit Route Network Design Problem: Review. J. Transp. Eng. August 2009. 491 – 505.
4. *Schöbel A.* Line planning in public transportation: models and methods. OR Spectrum 34, 491 – 510.

**НЕОБХОДИМОСТЬ МАРКЕТИНГОВОГО ПЛАНИРОВАНИЯ
И АНАЛИЗА ВНУТРЕННЕЙ СРЕДЫ
ДЛЯ УСПЕШНОГО СТАНОВЛЕНИЯ ПРЕДПРИЯТИЯ**

К. В. Колесник, М. В. Мирославская

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

В настоящее время в России наблюдается рост интереса к маркетингу, как рыночной концепции реализации товаров, услуг и управления производством в условиях конкурентного рынка. Наш отечественный предприниматель не имеет достаточного количества знаний в области маркетинга. При решении тех или иных задач управленческого или коммерческого характера, используется незначительный круг подходов, что так же свидетельствует о недостаточном уровне опыта в сфере маркетинга. Всё это приводит к неэффективной деятельности организации.

В различных сферах предприятия испытывают значительную конкуренцию. Вследствие отсутствия грамотного маркетингового плана не все компании смогут выжить в конкурентной борьбе.

Поэтому, чтобы адаптироваться к условиям внешней среды, пройти успешное становление на рынке, а так же вывести продажи на новый уровень предприятиям необходимо уделять больше внимания использованию внутренних факторов эффективности функционирования предприятия и внедрение маркетингового планирования. Выходя на рынок, предприятие должно закрепить свое положение в нем и в деловом сообществе.

Период, когда предприятие проходит свое становление, является уязвимым для него. Это должно подтолкнуть высшее руководство к мысли о необходимости поиска и принятия таких стратегических бизнес решений, которые помогут как можно быстрее преодолеть данный этап, укрепив при этом положение фирмы на рынке.

Одним из таких решений предлагается рассмотреть маркетинговое планирование и анализ внутренней среды. Основными целями маркетингового планирования являются:

- описание идеи, ее систематизация со стороны руководства и донесение ее до персонала;
- формирование маркетинговых целей, контроль их достижения;
- разумное распределение ресурсов фирмы.

В свою очередь план маркетинга – это документ, в котором прописан план развития компании в стратегическом направлении. Он помогает выявить перспективные направления и потенциальные возможности.

Анализ внутренней среды маркетинга считается отправной точкой разработки стратегии и тактики маркетинга, а также первым шагом маркетингового планирования. Он обеспечивает базу для определения миссии и целей организации и основу для выработки стратегии поведения, позволяющей организации осуществить свою миссию и достичь своих целей.

Таким образом, маркетинговое планирование и анализ внутренней среды помогают предприятию в успешном становлении посредством:

- наличия важной аналитической информации;
- возможности быстрого реагирования в условиях меняющейся внешней среды;
- оптимального использования всех ресурсов;
- управления важнейшими процессами;

Проведение маркетингового планирования помогает предприятию подготовиться к возможным изменениям. Как и анализ внутренней среды, планирование играет одну из априорных ролей в деятельности фирмы. Очень важно, чтобы все маркетинговые мероприятия находили правильное отражение в деятельности организации. В противном случае может произойти ситуация, в которой ресурсы будут использованы нецелесообразно. Например, хоро-

шая реклама и продвижение среди потребителей бесполезны, если у компании будет наблюдаться нехватка продукции.

Таким образом, деятельность любого предприятия, не проанализировавшего внутреннюю среду и не составившего плана дальнейшего развития, может привести его к ликвидации, что, к сожалению, наблюдается в наше время.

Поэтому анализ внутренней среды и маркетинговое планирование помогают рационально преодолеть препятствия, которые возникают в процессе становления фирмы, способствуют ее развитию и являются залогом успешной деятельности компании в условиях функционирования современного рынка.

Библиографический список

1. *Соловьева Е. Н.* Роль маркетингового планирования в создании нового и развитии существующего бизнеса // *Маркетинг и маркетинговые исследования.* 2005. № 2. С. 2 – 9.
2. *Сокович Е. В.* Роль маркетингового планирования в развитии промышленных предприятий // *Развитие в современной России: вопросы экономики, менеджмента, маркетинга: сб. науч. тр. / под науч. ред. Т. Д. Бурменко.* Иркутск, 2009.
3. *Растова Ю. И., Масино Н. Н., Фирсова С. А., Шматко А. Д.* Экономика организации: учебное пособие. М.: КНОРУС, 2018. 200 с. (Среднее профессиональное образование).
4. *Котлер Ф.* Маркетинг менеджмент. Экспресс-курс. 2-е изд. / Пер. с англ. под ред. С. Г. Божук. СПб: Питер, 2006. 464 с. (Серия «Деловой бестселлер»).

УДК 629.78(091)

ПЕРВАЯ РАБОТА ПРОФЕССОРА Н. А. РЫНИНА В ОБЛАСТИ КОСМОНАВТИКИ И РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

М. Н. Охочинский

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

В 1918 г. при разборе архива Санкт-Петербургского департамента полиции, разгромленного «революционной» толпой, был найден пакет, хранившийся почти сорок лет, если судить по надписям на упаковке. При вскрытии в нем обнаружили предсмертное письмо народовольца Николая Ивановича Кибальчича, написанное им за несколько дней до исполнения смертного приговора. Найденный пакет был отправлен в редакцию журнала «Былое» – издание регулярно публиковало документы и материалы из истории революционного движения, и послание Кибальчича могло оказаться достаточно интересным ([1], с. 41 – 42).

Но письмо Кибальчича содержало технический текст с набросками некоей конструкции, проект летательного аппарата, и не воздухоплавательного прибора, а именно аппарата тяжелее воздуха. Решив опубликовать этот проект, издатели журнала посчитали, что здесь был бы полезен научный комментарий. Редакции потребовался консультант, человек, разбирающийся именно в технических вопросах. И в качестве такового был приглашен Николай Алексеевич Рынин, профессор Института инженеров путей сообщений, в Петрограде того времени – признанный авторитет в области воздухоплавания и авиации ([2], с. 181).

Н. А. Рынин, изучив направленные ему материалы, подготовил положительный отзыв, и предсмертное письмо Н. И. Кибальчича было опубликовано в № 9–10 журнала «Былое» за 1918 год. Публикация предварялась статьей Н. А. Рынина «О проекте воздухоплавательного прибора системы Н. Кибальчича» [3], в которой автор оценивал проект народовольца с технической точки зрения.

Внимательное прочтение статьи, представляющей, по сути, развернутый комментарий к опубликованному проекту летательного аппарата, позволяет нам сегодня сделать следующие выводы.

Во-первых, Н. А. Рынин уже тогда, в 1918 г. обладал достаточным представлением о ракетных двигателях и мог квалифицированно оценивать идеи их конструктивной реализации. В частности, анализируя изложенные Кибальчицем технические предложения по устройству «воздухоплавательного прибора», он пишет: «...Кибальчич дает лишь идею устройства и действия прибора, не подтверждая практическую осуществимость его ни расчетами, ни конструктивными чертежами – недостаток, свойственный многим, недостаточно технически образованным изобретателям...» ([3], с. 122). Далее в своей статье Рынин приводит критические замечания по конструкции Кибальчича, с современной точки зрения вполне грамотные. В частности, отмечая недостатки проекта, Н. А. Рынин выделил следующие (цитируем дословно его статью; [3], с. 122 – 123):

«...1) быстрое нагревание стенок цилиндра и трудность их охлаждения, 2) трудность регулировки эффекта взрыва, 3) значительная быстрота сгорания смеси и, в связи с этим необходимость брать в полет большое количество ее, 4) значительный вес цилиндров, 5) в частности, в проекте Кибальчича, большое сопротивление движению представляет платформа, на которой располагается воздухоплаватель и т. д.».

Во-вторых, текст статьи показывает, что Н. А. Рынин внимательно следил за публикациями, в том числе и зарубежными, посвященными истории авиации, или, если говорить шире, истории полетов человека. Так, подчеркивая роль проекта Кибальчича в истории науки и техники, он упоминает об изданной в 1916 г. в Лондоне книге «Aerial Russia» by Lieut.-Col. V. Roustam-Bek, цитируя фрагмент со стр. 12 этого издания: «...зародыши русской авиации следует отнести к началу царствования императора Александра III, который наследовал в 1881 году своему убитому отцу. Говорят, что один из убийц Александра II-освободителя, искусный инженер и математик Кибальчич (Kibaltich), будучи заключен в Петропавловской крепости, разрабатывал проект воздушного корабля. После казни Кибальчича этот проект был представлен на усмотрение военного министра, генерала Ванновского, который сильно заинтересовался этим проектом» ([3], с. 123). Перечень работ в области реактивного полета, упоминаемых Рыниным, только подтверждает наш вывод и показывает немалую осведомленность автора вступительной статьи в данном вопросе.

Приведем для справки большую цитату из статьи Н. А. Рынина (как и ранее, здесь сохранены орфография и пунктуация первоисточника): «...после Кибальчича ту же идею разрабатывал К. Циолковский, первые печатные статьи которого о реактивных двигателях относятся к 1903 году (Научное обозрение, №5). Аналогичный прибор был предложен французом Лореном, который даже взял во Франции патент на свое изобретение (за № 390256) в 1909 году (см. журнал «L'Aerophile», 1909, р. 464). Некоторые расчеты, относящиеся к подобному двигателю, даны Рене Арну в журнале «L'Aerophile», 1 mai, 1909.

В 1911 году шведский полковник Унге применяет тот же принцип для воздушной торпеды – рода бомбы, которая должна лететь по принципу ракеты, вращаться и взрываться, попадая в цель.

Схематический проект реактивной летательной машины по тому же принципу был составлен А. Гороховым в 1911 году (журнал «Воздушный Путь» 1911 г. № 2). Довольно подробные расчеты и описание устройства реактивных двигателей дает К. Циолковский в своей вышеупомянутой статье (Вестник Воздухоплавания, №№19, 20, 21).

Развитие этой работы сделано К. Циолковским в статье: «Исследование мировых пространств реактивными приборами». Калуга. 1914 г. Повидимому, эта же идея заинтересовала известного русского исследователя в области аэродинамики Д. П. Рябушинского, как нам это пришлось слышать от него на торжественном заседании 24 апреля 1914 года в основанном им аэродинамическом институте, в Кучине (близ Москвы). Наконец, заслуживает внимания книга Я. Перельмана: «Межпланетные путешествия», 1915

г., в которой автор делает критику всех фантастических проектов достичь соседних планет и наибольшее внимание обращает именно на реактивные двигатели, как на единственные, по его мнению, при помощи которых, может быть, удастся осуществить эту мечту». ([3], с. 123 – 124). А рукописные пометки, сделанные Рыниным на авторском экземпляре статьи, еще более расширяют список известных ему работ в области реактивного движения (документ этот хранится сегодня в архиве РАН [4]).

Можно сформулировать два важных вывода, которые подчеркивают то научно-историческое значение, которое эта статья Н. А. Рынина имеет в наше время.

1. Грамотный технический комментарий, содержащийся в статье Рынина, позволял оценить предложенные Н. И. Кибальчицем идеи, определяя место его проекта «воздухоплавательного прибора» в истории науки и техники.

Рынин подчеркнул ([3], с. 123), что «...насколько мне удалось разобраться в русских и иностранных сочинениях по воздухоплаванию, за Н. И. Кибальчицем должен быть установлен приоритет в идее применения реактивных двигателей к воздухоплаванию (подчеркнутой мной – М. О.), в идее, правда, практически еще не осуществленной, но в основе правильной и дающей заманчивую перспективу в будущем, в особенности, если мечтать о межпланетных путешествиях».

2. Статья «О проекте воздухоплавательного прибора системы Н. Кибальчица» стала самой первой работой Николая Алексеевича Рынина в области ракетной техники и космонавтики ([5], с. 99).

Библиографический список

1. Охочинский М. Н. Очерки истории космонавтики и ракетной техники. СПб: БГТУ «Военмех», 2012. Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ», №3. 176 с.
2. Охочинский М. Н. О первой публикации проекта воздухоплавательного прибора системы Н. И. Кибальчица // В сб. «Наука и техника: вопросы истории и теории». Материалы XXXVIII международной конференции Санкт-Петербургского отделения национального комитета по истории и философии науки и техники РАН. Выпуск XXXIII. СПб: СПб Ф ИИЕТ РАН, 2017. С. 181 – 182
3. Рынин Н. А. О проекте воздухоплавательного прибора системы Н. Кибальчица // Былое. 1918. № 10–11, кн. 5–6 (32–33). С. 122 – 124.
4. Архив РАН. Ф. 928. Оп. 1. Д. 119.
5. Охочинский М. Н. Вопросы космонавтики в научном творчестве профессора Николая Алексеевича Рынина // Вестник КРСУ. 2019. №12. С. 97 – 102.

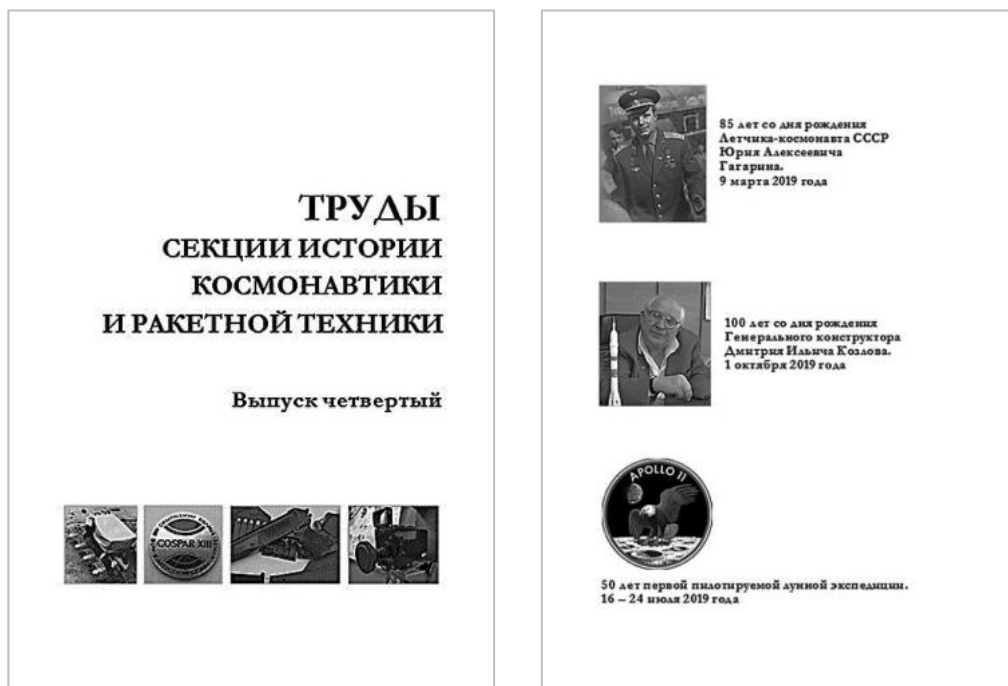
АВТОРЫ СБОРНИКА

Абрамова Н. А.	178	Зверева А. О.	84
Аверина А. Д.	231	Ибрагимова Я. Г.	53
Алексеева М. М.	10	Калинин М. С.	18
Алехина Я. И.	172, 176	Калмыков П. Н.	18
Алтунин В. А.	312	Капитонов Ю. А.	316
Амирханов Е. И.	209	Карасенко А. О.	260
Андрюшкин А. Ю.	179, 183, 187	Карганов В. В.	239
Анискевич Ю. В.	74	Картамышев А. С.	264, 307
Арешкин А. Г.	89	Каськов А. С.	312
Артюхова М. А.	14	Ким А. А.	53
Афанасьев Е. О.	179, 183, 187	Киришина А. А.	179, 183, 187
Бабаев С. А.	234	Киселев И. А.	94
Батарев С. В.	168	Ковалев А. Д.	251
Батов В. Ю.	239	Колесник К. В.	320
Башарина Т. А.	172, 1764	Колыванов А. Ю.	79
Белов А. П.	113	Комарова О. С.	89, 91
Беспалов В. А.	251	Кондратенко В. Г.	316
Богданов Д. Ю.	155, 245	Копьев П. С.	91
Бородавкин В. А.	313	Короткий С. Н.	178
Бородин И. К.	20	Кофнов О. В.	270
Вагнер И. В.	23	Красных В. В.	94
Верихов В. В.	123	Крылов В. А.	231
Винник П. М.	192	Кудрявцев С. И.	98
Вихрова И. А.	10	Кудряшов И. П.	98
Войко У. А.	45	Кулаков К. С.	20, 149
Волостных В. А.	38	Лагутик М. А.	105
Гель В. Э.	38	Лаптинский А. И.	10
Генали М. А.	106	Лауга О. С.	260
Гляков М. Ю.	40	Лентовский В. В.	89, 91, 143, 171
Головин И. В.	45	Липатников В. А.	275
Голубев С. С.	251	Лукьянов Ю. А.	282
Гончаров М. Г.	172	Львов М. В.	312
Горохова П. Д.	46, 108, 288	Львич С. Н.	172, 176
Гришкевич И. О.	313	Любимов И. В.	139
Губарев А. Д.	295	Любушкин К. Э.	255
Гуреев А. А.	255	Максимов Д. А.	201
Гусейнов Р. Д.	201	Марков А. В.	234
Далбаева Н. И.	53	Марченко И. А.	121
Демьянов А. А.	59, 123	Мешков С. А.	139, 231
Дмитриев А. Л.	64, 117	Мещеряков С. А.	179, 183, 187
Дмитриева А. А.	23	Мирославская М. В.	320
Драчёв В. О.	239	Михайлин А. И.	20
Дубонос А. С.	260	Наумова А. А.	106
Евглевская Н. В.	260	Никитин В. А.	18
Ежова Е.	67	Никольский С. В.	38
Ермолаева Ю. В.	74	Новиков И. А.	209
Ефремов Н. Ю.	203	Носова В. С.	176
Жаркой М. Ф.	79	Олехвер А. И.	192
Зажигаев А. В.	313	Орешина О. А.	203

Осокин А. П.	18	Стукалова А. С.	301
Охочинский М. Н.	23, 321	Суровов Д. С.	139
Павлов В. С.	301	Терешенкова О. А.	53
Павлов Д. А.	251	Тихонов А. А.	142
Петров А. В.	38	Тихонов В. А.	275
Петрова И. Л.	46, 108, 255, 288	Торточаков С. В.	275
Петрова Т. В.	139	Трефилова Ю. Н.	143
Помазов В. С.	20	Трилис А. В.	221
Попенков Е. Ю.	149	Туркина Н. Р.	284
Правдивый С. И.	251	Тучин В. А.	59
Привалов А. Е.	113	Файфер И. Н.	225
Разумихина Е. В.	117	Федоров Д. Л.	89, 91, 143, 171
Расулов З. Н.	192	Филиппова А. А.	144
Расчупкина Т. В.	284	Цаканян Г. В.	23
Реготов Г. А.	121	Цимбалистый А. В.	84
Розе А. Н.	123	Чакрян Г. С.	105
Романов А. Е.	127	Челушкин М. Н.	149
Савелов В. А.	133	Черненко С. Ю.	282
Савелова К. Э.	133	Черныш Б. А.	264, 307
Саврико А. В.	176	Чириков С. А.	45, 313
Саламатова Т. С.	18	Шаронов А. Н.	155, 160, 166
Салихьянов Д. Р.	225	Шаронов Е. А.	160
Сергеев А. А.	94	Шатохин И. С.	155, 160, 166
Сергеев В. В.	105	Шевченко Е. А.	171
Сергеев Д. А.	284	Шелудяков А. М.	270
Сизова А. А.	46, 108, 288	ШигOLEV А. А.	312
Силаев М. Ю.	215	Шкиря М. С.	40
Стамболян В. А.	295	Шматов Д. П.	172, 176
Стаценко А. А.	106	Шульга К. Л.	84
Страхов С. Ю.	301	Юнаков И. Л.	234

К печати выпуск подготовили:
Д. М. Охочинский, М. Н. Охочинский

Подписано в печать 25.04.2020. Формат 60×84 1/8
Бумага офсетная. Усл. печ. л. 40,75. Тираж 150 экз. Заказ № 754
Балтийский государственный технический университет «Военмех»
Типография ООО «Издательство ИНФО-ДА»
С.-Петербург, Столярный пер., д. 10/12



**Труды Секции истории космонавтики и ракетной техники. Вып. 4-й.
Под ред. В. Н. Куприянова и М. Н. Охочинского.
СПб: БГТУ «Военмех», 2019. 342 с.**

Сборник, выпущенный в свет в год 85-летия со дня рождения первого космонавта Земли, Героя Советского Союза Юрия Алексеевича Гагарина, посвящен вопросам научно-исторических исследований, связанных с развитием ракетно-космической техники, анализом творческой деятельности выдающихся ученых и конструкторов, с оценкой их вклада в космонавтику и ракетостроение.
Большинство материалов сборника содержат информацию, впервые представляемую исследователями.