Форум школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием

«Космическое приборостроение»

сборник научных трудов

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ
ТОМСКИЙ ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»

СБОРНИК НАУЧНЫХ ТРУДОВ

ФОРУМ ШКОЛЬНИКОВ, СТУДЕНТОВ, АСПИРАНТОВ И МОЛОДЫХ УЧЕНЫХ С МЕЖДУНАРОДНЫМ УЧАСТИЕМ «КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ»

Издательство
Томского политехнического университета
2013

УДК 629.78
ББК 39.62

Космическое приборостроение: сборник научных трудов Форума школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием «Космическое приборостроение» / Национальный исследовательский Томский политехнический университет. − Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2013. − 339 с.

В сборнике представлен широкий круг исследований аспирантов, студентов, молодых учёных и школьников. Сборник посвящён теоретическим и практическим аспектам космического приборостроения.

ISBN 978-5-4387-0213-9

УДК 629.78
ББК 39.62

Сборник издан при финансовой поддержке РФФИ
Грант № 13-08-06803-мол_г

© ФГБОУ ВПО «Национальный исследовательский Томский политехнический университет», 2013
© Обложка. Издательство Томского политехнического университета, 2013

СОДЕРЖАНИЕ

ПЛЕНАРНЫЕ ДОКЛАДЫ

Ананьин А. А.
ТЕХНОЛОГИИ «NATIONAL INSTRUMENTS» В КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ 14

Бориков В. Н., Мамаев А. И.
РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ НАНЕСЕНИЯ СЛОИСТЫХ ГРАДИЕНТНЫХ ОКСИДНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ 19

Гормаков А. Н.
ВКЛАД КАФЕДРЫ ТОЧНОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ В РАЗРАБОТКУ НОВОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И ПОДГОТОВКУ СПЕЦИАЛИСТОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ 21

Дмитриев В. С., Гладышев Г. Н., Янгулов В. С.
КОСМИЧЕСКИЙ СОЛНЕЧНЫЙ ПАРУСНЫЙ КОРАБЛЬ 26

Зыков В. М.
ИСПЫТАНИЯ ЭЛЕКТРОННЫХ КОМПОНЕНТОВ ЛЁТНЫХ ПАРТИЙ НА ДОЗОВЫЕ ЭФФЕКТЫ И ИХ РОЛЬ В ОБЕСПЕЧЕНИИ НАДЕЖНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА 27

Карпенко С. О.,Потапов А. В., Халезов А. Б., Ивлев Н. А., Попов А. В., Сивков А. С.
ТАБЛЕТСАТ – МИКРОСПУТНИКОВАЯ ПЛАТФОРМА ДЛЯ НАУЧНЫХ, ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ И ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ЗАДАЧ 36

Коблов Н. Н., Чекрыгин С. С.
АВТОМАТИЧЕСКОЕ ФОРМИРОВАНИЕ ЛИСТА РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОННОГО ДОКУМЕНТООБОРОТА КОНСТРУКТОРСКОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ 36

Курбатов Е. М.
СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ПРЕЦИЗИОННЫХ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ И УСТРОЙСТВ РАЗРАБОТКИ И ПРОИЗВОДСТВА ОАО ИСС 40

Малыгин Д. В.
ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ МНОГОЦЕЛЕВОЙ ПЛАТФОРМЫ «СИНЕРГИЯ» 41

Малыгин Д. В.
ТРЕХМЕРНАЯ ИНТЕГРАЦИЯ ЭЛЕКТРОННЫХ КОМПОНЕНТОВ ПОДСИСТЕМ МНОГОЦЕЛЕВОЙ ПЛАТФОРМЫ «СИНЕРГИЯ» 44

Сивков А. С., Карпенко С. О.
КОНЦЕПЦИЯ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ МИКРОСПУТНИКА С АРХИТЕКТУРОЙ PLUG AND PLAY 46

Сунцов С. Б.
ПРОГНОЗИРОВАНИЕ НАДЁЖНОСТИ УЗЛОВ И БЛОКОВ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ 47

Тверяков О. В.
ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ И УСТРОЙСТВА ОАО «НПЦ «ПОЛЮС» 48

Sergey V. Uchaikin, Hardeep Sanghera
LOW FIELD MAGNETIC SENSING WITH ANISOTROPIC MAGNETORESISTIVE SENSORS 49

СЕКЦИЯ №1
СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

Акашев Д. И., Якимовский Д. О., Яковец О. Б.
СИЛОВЫЕ ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ КОМПЛЕКСЫ ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ 56

Андронов А. А.
МАГНИТНОЕ ПОЛЕ ЗЕМЛИ И ЕГО ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДЛЯ НАКЛОННО-НАПРАВЛЕННОГО БУРЕНИЯ НЕФТЯНЫХ И ГАЗОВЫХ СКВАЖИН 58

Битуева М. И.
МОМЕНТ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ В ГЕРМОКАМЕРЕ ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА 61

Бритова Ю. А., Дмитриев В. С.
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА КОНСТРУКЦИЙ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОРГАНОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ 63

Васильев Е. Н.
УНИФИЦИРОВАННАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ПЛАТФОРМА 65

Вторушин С. Е.
ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПЕРВИЧНЫМИ КОЛЕБАНИЯМИ МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА 68

Ву Доан Кет
ИССЛЕДОВАНИЕ УСТРОЙСТВА ПЕРЕДАЧИ ПИТАНИЯ И ИНФОРМАЦИИ НА ПЛАТФОРМУ ТРЕХОСНОГО ГИРОСТАБИЛИЗАТОРА 71

Гушляк А. Г.
ОПОРНО-ПОВОРОТНОЕ УСТРОЙСТВО 76

Дмитриева Е. М.
ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕСУРСА ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ОРГАНА НА БАЗЕ УПРАВЛЯЕМОГО ПО СКОРОСТИ ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО МЕТОДУ ВЕРОЯТНОСТИ ОТКАЗА ПОДШИПНИКОВ 78

Жвырбля В. Ю.
МАГНИТОМЕТР ДЛЯ БЕТАТРОНА 81

Зорина Е. В.
ПАССИВНЫЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ 83

Карцан И. Н., Карцан Р. В.
РАСЧЕТ ВЕРОЯТНОСТНО-ВРЕМЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ИНФОРМАЦИОННОГО ОБМЕНА В СЕТИ МАЛОГОБАРИТНЫХ СПУТНИКОВ-РЕТРАНСЛЯТОРОВ 85

Карцан Р. В.
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АДАПТИВНЫХ ФАЗИРОВАННЫХ АНТЕННЫХ РЕШЕТОК ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ И ПОДАВЛЕНИЯ ПОМЕХ НА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ 88

Козин-Поддубный В. М.
КОМБИНИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ 90

Кутырева Н. И.
ИССЛЕДОВАНИЕ ЛАМИНАРНОГО ТЕЧЕНИЯ В ПЛОСКОМ СИММЕТРИЧНОМ КАНАЛЕ ПЕРЕМЕННОЙ ШИРИНЫ 92

Ло Ван Хао, Буй Дык Бьен
УПРАВЛЕНИЕ ВЕНТИЛЬНОГО ДВИГАТЕЛЯ 93

Макаров А. Д., Якимовский Д. О.
МАГНИТНАЯ СИСТЕМА СБРОСА КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ 95

Медведков А. А.
БЕСКАРДАННАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА НА ОСНОВЕ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ ОРБИТАЛЬНЫХ АППАРАТОВ 97

Нгуен Чонг Иен
ИССЛЕДОВАНИЕ УСТРОЙСТВА ПЕРЕДАЧИ ПИТАНИЯ И ИНФОРМАЦИИ НА ПЛАТФОРМУ ТРЕХОСНОГО ГИРОСТАБИЛИЗАТОРА 100

Поляков М. В., Полякова А. В.
ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЙ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ОРГАН ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ МАЛЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ 104

Почухнева Е. Л.
СИСТЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ 107

Самаганов А.В.
ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМ ГЛОНАСС и GPS 110

Самодуров И. Н.
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГИБКИХ СВЯЗЕЙ В ГРАВИТАЦИОННОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ 112

Смолянский В. А.
ПАССИВНЫЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ (ГРАВИТАЦИОННЫЕ) МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ 114

Худякова С.А.
АНАЛИЗ ИЗМЕНЕНИЯ РАДИУСА КРИВИЗНЫ ЦИКЛОИДАЛЬНОГО ПРОФИЛЯ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ КОЭФФИЦИЕНТА СМЕЩЕНИЯ 117

Чекмарёв С. А.
СОЗДАНИЕ И ОТЛАДКА ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЙ АРХИТЕКТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО ПРОЦЕССОРА 120

Шигин Г. В.
СПОСОБЫ ВЫВОДА НА ОРБИТУ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ 122

Ширинов Р. И.
ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ УСТРОЙСТВА В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ 124

СЕКЦИЯ №2

ЭЛЕКТРОННЫЕ СИСТЕМЫ И УСТРОЙСТВА В КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ

Афанасьев А. А.
УМЕНЬШЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННОЙ ИЗБЫТОЧНОСТИ РЕЧИ ПРИ ЕЕ ПЕРЕДАЧЕ ПО СИСТЕМАМ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ 126

Бадьин С. С.
УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ДЛЯ АКУСТИЧЕСКИХ СИСТЕМ 128

Баранов П. Ф.
ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ ЕМКОСТИ В ТОК В МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ГИРОСКОПАХ 131

Батенков К. А.
МАТРИЧНАЯ ФОРМА ОПЕРАЦИЙ МОДУЛЯЦИИ И ДЕМОДУЛЯЦИИ СИСТЕМ СВЯЗИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ 134

Габбасова С. Б.
ОЦЕНКА ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНОСТИ ЭКСТРЕМАЛЬНОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ СЭП КА 137

Гасс К. В.
ОСЦИЛЛИСТОРНЫЕ СЕНСОРЫ ТЕМПЕРАТУРЫ В КОСМИЧЕСКОЙ ЭЛЕКТРОНИКЕ 139

Гончар В. В.
СПЕКТРОМЕТР С ОПТИЧЕСКОЙ ФИЛЬТРАЦИЕЙ ПОРЯДКОВ ДЛЯ СПУТНИКОВЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЗЕМЛИ 141

Грехов И. С.
«HEPHAESTUS»СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ (СМКА) 143

Дайнаков А. Н.
КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ 3-Х КОМПОНЕНТНОГО МАГНИТОМЕТРА НА МАГНИТОРЕЗИСТОРАХ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ 145

Довыденко Е. А.
ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ С ПРИМЕНЕНИЕМ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ 148

Дуплавый И. В., Выслоух С. П.
МЕДИКО-БИОЛОГИЧЕСКИЕ НАНОСИСТЕМЫ В КОСМОСЕ 151

Екимова О. Ю., Зыль К. А.
ТЕМПЕРАТУРНЫЙ АНАЛИЗ ПАКЕТНОГО ЭЛЕМЕНТА ДВИГАТЕЛЯ 153

Екимова О. Ю., Зыль К. А.
ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИИ ПЛАСТИНЫ НА ВИД СИЛОВОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПАКЕТНЫМ ЭЛЕМЕНТОМ 155

Екимова О. Ю., Зыль К. А.
ПРИМЕНЕНИЕ ПРОГРАММНОГО ПРОДУКТА COMSOLMULTIPHYSICS ДЛЯ АНАЛИТИЧЕСКОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ТОКА И ТЕМПЕРАТУРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК 160

Зыль К. А., Екимова О. Ю.
ЗАВИСИМОСТЬ СИЛОВОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПАКЕТНОГО ЭЛЕМЕНТА ОТ ГЕОМЕТРИИ ПЛАСТИНЫ 164

Исайченко В. И.
ТЕЛЕМЕТРИЯ ИСЗ 166

Коротыш А. А.
МНОГОПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ПРОЦЕССА ОБРАБОТКИ ДЕТАЛЕЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ 168

Коротыш А. И.
ДИАГНОСТИКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ИНСТРУМЕНТА В ПРОЦЕССЕ ОБРАБОТКИ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ 169

Макарова Н. В.
ПРИМЕНЕНИЕ ПРЕЦИЗИОННЫХ ПЕРЕДАЧ В РЕДУКТОРАХ ПРИВОДОВ СИСТЕМ И УЗЛОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ 170

Проценко Н. А.
РАЗРАБОТКА БАЙПАСНОГО УСТРОЙСТВА АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИМ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕМ НА ОСНОВЕ МАТЕРИАЛА С ЭФФЕКТОМ ПАМЯТИ ФОРМЫ 173

Семенцов А. О.
МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОЛЕБАНИЯМИ ВИБРОПРИВОДА МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА 176

Татарников Е. В.
КОСМИЧЕСКИЙ ЛИФТ 179

Широченко Р. С., Широченко Д. С.
КОММЕРЧЕСКИЕ ПЛИС ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В КОСМОСЕ 180

СЕКЦИЯ №3
МЕТОДЫ КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА И ИСПЫТАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Алхимов Ю. В., Алхимов В. Ю., Лобанов Ф. П.
РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЙ КОМПЛЕКСНОГО КОНТРОЛЯ БУРИЛЬНЫХ ТРУБ И БУРОВОГО ИНСТРУМЕНТА. ВИХРЕТОКОВЫЙ ТОЛЩИНОМЕР 183

Вершинин Д. А.
АЛГОРИТМИЧЕСКАЯ КОРРЕКЦИЯ ОРИЕНТАЦИИ ОСЕЙ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ ДАТЧИКОВ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ 185

Викторова В. О.
МЕТОДЫ ПАЙКИ И ОТМЫВКА ПЕЧАТНЫХ УЗЛОВ В СОВРЕМЕННОМ ПРОИЗВОДСТВЕ 188

Водзик Д. П.
РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ СИСТЕМЫ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ КОМПОЗИТНХ МАТЕРИАЛОВ 191

Гаврила А. Ф., Калиниченко Н. П.
МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ВИДЕОЭНДОСКОПА EVERESTXLG3^{m} 192

Кодермятов Р. Э., Самодуров И. Н.
МАКЕТ МОМЕНТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ЛЕНТОЧНОЙ НАМОТКОЙ 196

Ковалев М. К.
ПРОИЗВОДСТВО ПРИБОРА ДЛЯ НАНЕСЕНИЯ МАРКИРОВКИ НА РЕНТГЕНОВСКИЕ СНИМКИ 198

Коржеманов Д.Н.
МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАДИАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ ЭЛЕКТРОННЫХ КОМПОНЕНТОВ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ 201

Кравченко Д. С.
ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ ЭМИССИИ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ГОРНЫХ ПОРОД 203

Куйбышев Р. Р.
МАГНИТНО-ИМПУЛЬСНЫЙ КОНТРОЛЬ ТОЛСТОСТЕННЫХ ТРУБ 204

Михайленко М. А.
ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА БЕСПЛЕНОЧНОЙ РАДИОГРАФИИ В АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ 208

Мишин М. А.
АНАЛИЗ СВОЙСТВ ПЕНОАЛЮМИНИЯ ПОД ВОЗДЕЙСТВИЕМ ДВИЖУЩЕГОСЯ ИСТОЧНИКА ЭНЕРГИИ 211

Мормоев А. Е.
СВЯЗЬ ПРОЧНОСТИ КОНТАКТА АРМАТУРЫ И БЕТОНА С ПАРАМЕТРАМИ МЕХАНОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАНИЙ 212

Наманджуев Э. Д., Суржиков В. П.
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КВАДРАТУРНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ ДЛЯ ОБРАБОТКИ СИГНАЛА ОТКЛИКА ИЗ ОБРАЗЦА ПРИ МЕХАНОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАНИЯХ В УСЛОВИЯХ ОДНООСНОГО СЖАТИЯ 215

Никишева В. А., Щербинина А. В.
ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАВИСИМОСТИ МЕТРОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНТРОЛЬНЫХ ОБРАЗЦОВ ИЗ НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ ОТ ТЕМПЕРАТУРЫ 217

Овсянникова Т. В., Яворович Л. В.
ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК МЕХАНОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАНИЙ В ДИЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СТРУКТУРАХ 219

Пакулько С. Ю.
АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ МОМЕНТОВ ИНЕРЦИИ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ ПРИБОРОВ 222

Савченко С. В.
МЕТАЛЛОГРАФИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ПОКРЫТИЙ НА ОСНОВЕ СТАЛИ Р6М5, ПОЛУЧЕННЫХ ПЛАЗМЕННОЙ ПОРОШКОВОЙ НАПЛАВКОЙ 224

Самардак Н. В.
МЕТОДЫ УРАВНОВЕШИВАНИЯ ДЕТАЛЕЙ ПРИ СТАТИЧЕСКОЙ БАЛАНСИРОВКЕ 225

Тимошенков Н. А., Новосёлов П. А.
ПРИБОР КОНТРОЛЯ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА ИЗОЛИРУЮЩИХ ДЫХАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ 227

Томашук А. С.
ВОПРОСЫ ПОСТРОЕНИЯ АДАПТИВНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ 229

Фалилеев А. Д.
ЛАБОРАТОРНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МАТЕРИАЛОВ 232

Чеховских С. И.
ВЛИЯНИЕ МАСШТАБНОГО ФАКТОРА НА ПАРАМЕТРЫ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ОТКЛИКА ПРИ УПРУГОМ УДАРНОМ ВОЗБУЖДЕНИИ БЕТОНА 234

Чигодаева Д. В.
СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КОНВЕРСИИ МЕТАНА В УГЛЕРОД И ВОДОРОД 237

Чулков А. О.
ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБОВ ВОЗДЕЙСТВИЯ УЛЬТРАЗВУКОВОЙ СТИМУЛЯЦИИ ПРИ ТЕПЛОВИЗИОННОМ КОНТРОЛЕ УГЛЕПЛАСТИКА 240

СЕКЦИЯ №4
ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И ИЗГОТОВЛЕНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Архипов В. С.
МОДИФИЦИРОВАННЫЙ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНО-ИТЕРАЦИОННЫЙ АЛГОРИТМ РАЗМЕЩЕНИЯ 242

Волошко О. В., Барандич Е. С.
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОБРАБАТЫВАЕМОСТИ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ 243

Голодных Е. В.
РЕГИСТРАЦИЯ ГАММА-ИЗЛУЧЕНИЯ В КОСМОСЕ 245

Коломейцев А. А.
КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ В ПРОЕКТИРОВАНИИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ 248

Лапига А. С.
АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ РАЗРАБОТКА ОПЕРАЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛИ НА ОСНОВАНИИ EE3D-МОДЕЛИ 250

Огородник Т. Н.
МОДЕЛИРОВАНИЕ СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ И ПРИБОРОВ В КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ 251

Полякова А. В., Поляков М. В.
МОДИФИКАЦИЯ ЭЛЕКТРОМОБИЛЯ 253

Почуев М. И.
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПЕЧАТНЫХ ПЛАТ ПЕРСПЕКТИВНОЙ СИСТЕМЫ АВТОНОМНОЙ РАДИОНАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ СОВМЕСТИМОСТИ 256

Роговой А. Н.
АВТОМАТИЗИРОВАНННАЯ ОБРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ 259

СЕКЦИЯ №5
МОЛОДЕЖЬ И КОСМОС

Буй Дык Бьен
МОБИЛЬНЫЙ РОБОТ 261

Камилжанов А. К.
КОСМИЧЕСКИЕ ЛУЧИ И ИХ СВОЙСТВА 263

Лысанова А. А.
КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ПРОБИТИЯ ЛЕДЯНОЙ СФЕРОЙ ДЮРАЛЮМИНИЕВЫХ ПРЕГРАД 268

Мартынко Е.
ВОЗМОЖНЫЕ ОБЪЯСНЕНИЯ ЭФФЕКТА «ПИОНЕРА» 271

Мухамедова Р.
КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР 272

Мухамедова Р.
ПЛАНЕТЫ ВНЕ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ 274

Мухамедова Р.
ТЕОРИЯ ПЛАНЕТООБРАЗОВАНИЯ 276

Немчанинов А.
MASAT-1 278

Николаев М.
КОСМОС И МОЛОДЕЖЬ 281

Новоселов К. А.
ЭЛЕКТРОННЫЙ КУРС «ПОЗНАВАТЕЛЬНАЯ АСТРОНОМИЯ» 283

Пичугина Д. В., Кровякова Е. С.
СПОСОБЫ ВЫВЕДЕНИЯ СПУТНИКА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ ЗЕМЛИ 286

Резниченко Е.
КОСМИЧЕСКИЙ ЭВАКУАТОР 289

Стахеев М. В.
ВЛИЯНИЕ ЛУНЫ НА ЗЕМЛЮ 292

Суханова А. А.
КОСМИЧЕСКАЯ ПСИХОЛОГИЯ 293

Тюленин Д.
РАССВЕТ НАД ВЕСТОЙ 295

Швейцер А. А.
НАША ГАЛАКТИКА 302

Штапуренко О. В.
ПЛАНЕТА МАРС 306

СЕКЦИЯ №6
SPACE INSTRUMENT MAKING

T. N. Balandina, E. A. Balandin
DEVOLOPING SENSOR OF CORIOLIS FLOWMETER 309

S. B. Gabbasova
DIE AUSWERTUNG VON ENERGIEEFFIZIENZ DER EXTREMEN SOLARZELLEN-REGELUNG FÜR STROMVERSORGUNGSSYSTEM VON SATELLITEN 312

I. O. Gorda
VIBRODIAGNOSTICS OF SMALL SPACECRAFTS 314

A. A. Kairbekova
DIE SCHICHTEN FÜR DIE FLUGAPPARATE 316

R. K. Kusainov
PLASMASCHIRM ALS RAUMSCHIFF-SCHUTZ VOR KOSMISCHER STRAHLUNG 316

A. A. Kuzma
ANGLE SENSOR LAYOUT BALL GYROSCOPE 317

E. V. Marenkova
PARFÜM MIT DEM METALLGERUCH 320

M. S. Plekhanov
PRECISION ELECTROMECHANICAL DRIVER FOR SPACE SYSTEMS 321

A. A. Porkhunov, E. A. Tarakanets
ELECTRIC POWER SUPPLY SYSTEM FOR SMALL SPACECRAFTS 324

E. A. Tarakanets
ELECTROMECHANICAL EXECUTIVE BODY FOR ORIENTATION SYSTEM OF SMALL SPACECRAFTS 326

S. E. Vtorushin
ENTWIKLUNG EINES COMPUTER-MODELLS VOM MIKROMECHANISCHEN GYROSKOP 328

K. A. Zyl, O. Yu. Ekimova
DEVELOPMENT OF INSTALLATIONS FOR THE RESEARCH LINEAR MOTOR WITH A BATCH ELEMENT 332

Исакин И. А.
EFFECT OF CUPRUM ON THE MICROSTRUCTURE AND PROPERTIES OF IRON-BASED HARDFACING ALLOYS DEPOSITED BY PLASMA TRANSFERRED ARC PRICESS 334

Разумова А. А., Захаров М. Г.
UNSERSONNENSYSTEM 336

Хайдукова В. М., Неудахина Н. А.
WIEFUNKTIONIERENDIERAKETEN 337

ТЕХНОЛОГИИ «NATIONAL INSTRUMENTS» В КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ

Ананьин А.А.
National Instruments, 119361, г. Москва, ул. Озерная, д.42,
E-mail: artem.ananin@ni.com

Вот уже более 30 лет компания National Instruments предоставляет самые современные измерительные технологии ведущим мировым компаниям, работающим в области аэрокосмоса. Мы постоянно расширяем число своих заказчиков благодаря созданию инновационных подходов к решению сложных технологических задач испытаний, измерения, управления и автоматизации.

В России вот уже более 7 лет мы сотрудничаем с ведущими предприятиями аэрокосмической отрасли, такими как: НПО «Сатурн», ГосНИИ Авиационных Систем, ОАО «Компания Сухой», ФГУП «ЦИАМ» им. П.Баранова, ОАО «Пермские моторы», ЦАГИ, ТНТК им Г.М. Бериева, ООО «АВИАОК Интернейшенел», БЕТА ИР, ОАО «Элемент», ОАО МППП «Салют», ОАО «УМПО», КВЗ, НПП «Аэросила», ГПНПКГ «Зоря-Машпроект», УАП «Гидравлика», УНПП «Молния», ЦСКБ-Прогресс, СГАУ, УГАТУ, ПГТУ и многие другие.

Предлагаемые нами решения основаны на самых современных компьютерных и промышленных технологиях, таких как высокоскоростные шины передачи данных PCI, PCI Express, PXI, PXI Express, USB и Ethernet, быстрые процессоры, операционные системы реального времени, надёжные платформы с ПЛИС, среды графического и текстового программирования - LabVIEW, LabWindows/CVI, Measurement Studio. Создавая свои системы на базе технологий National Instruments, вы получаете требуемую функциональность, максимальную производительность и быстрое внедрение системы.

Модульные технологии оборудования и программного обеспечения NI позволяют с минимальными затратами разрабатывать измерительные системы различной конфигурации и сложности:

Системы для проведения стендовых испытаний;

Многоканальные модульные системы для измерения статических и динамических сигналов с датчиков, сохранения данных на RAID-массивы и управления стендовыми испытаниями. Многофункциональные среды разработки и готовые программы для стендовых испытаний;

Бортовые системы сбора данных;

Высоконадежные системы мониторинга узлов и агрегатов летательных аппаратов, оснащённые контроллерами реального времени, ПЛИС и модулями ввода/вывода аналоговых, цифровых сигналов и авиационных интерфейсов. Платформы позволяют проводить мониторинг, обработку и отображение параметров в реальном времени;

Автоматизированные системы тестирования БРЭО;

Модульные системы PXI для проведения автоматизированных тестов бортового оборудования, авионики, электронных блоков, систем связи и навигации;

Системы управления и имитаторы;

Технологии National Instruments для отладки и разработки систем управления, имитаторов, а также комплексного программно-аппаратного моделирования с замкнутым циклом «Система управления - объект испытаний».

Наша компания предлагает комплексный подход на базе самых современных технологий и для реализации задач в авиационной и ракетно-космической промышленности.

В авиационной промышленности технологии National Instruments используются на всех этапах производства при реализации следующих компонентов и систем: авионика; конструкции; HIL - аппаратно-программное моделирование, натурно-математическое моделирование; двигатели; тренажеры.

В ракетно-космической промышленности мы предлагаем самые современные средства проектирования, разработки и тестирования таких компонентов и систем как: бортовая аппаратура; конструкции; HIL - аппаратно-программное моделирование, натурно-математическое моделирование; двигатели.

Основные направления в России, ключевые проекты:

Предприятия ракетно-космической промышленности, находящиеся в ведении Роскосмоса	**Задача**
НИЦ РКП / НИИ ХимМаш (Пересвет)	Подразделение ИУС: Системы управления стендами огневых испытаний ракетных двигателей по проектам Русь, Ангара, Союз-2 и др.
НИЦ РКП / НИИ ХимМаш (Пересвет)	Сектор стендовых испытаний ИС-102: Измерительные системы для стенда огневых испытаний ракетных двигателей по проектам Ангара и др.
РКК Энергия (Королев)	Автоматизация стендовых испытаний стыковочных узлов космических аппаратов
РКК Энергия (Королев)	Автоматизация испытаний электро-пневмо клапанов топливной системы двигателей космических аппаратов
Протон ПМ (Пермь)	Измерительные системы для стендов испытаний ракетных двигателей
Центр Келдыша (Москва)	Измерительные системы для стендов испытаний ракетных двигателей
ЦНИИМаш (Королев)	Комплекс прочности: измерительно-вычислительный комплекс для проведения прочностных испытаний изделий РКТ
НПОМаш (Реутов)	Автоматизация теплопрочностных испытаний ракетно-космической техники
КБ ХиМаш (Королев)	Стендовые испытания элементов конструкции ракетных двигателей
ЮжМаш (Украина)	Автоматизация огневых испытаний ракетных двигателей
Центр Келдыша (Москва)	Измерительные системы для стендов испытаний ракетных двигателей
ИСС им. Решетнева (Красноярск)	Имитаторы ГЛОНАСС, системы отработки систем космической радиосвязи
РНИИ КП (Москва)	Имитаторы ГЛОНАСС, системы отработки систем космической радиосвязи
НИИ КП (Москва)	Имитаторы и тестирование БРЭО и наземного оборудования спасательных систем Коспас-Sarsat
НИИ ПП (Москва)	КПА для тестирования БРЭО и полезной нагрузки
ЦСКБ Прогресс (Самара) + Оптэкс (Зеленоград)	Многоканальные комплексы для тестирования оптикоэлектронных систем
Субмикрон (Зеленоград)	Автоматизация испытаний электронной аппаратуры бортовых вычислителей
ЦЭНКИ (Москва)	Автоматизация испытаний электронных блоков
Геофизика Космос (Москва)	Автоматизация испытаний электронных блоков космических аппаратов

И как пример использования нашего оборудования в решении конкретных задач, приведем решение пользователей.

Работа, проведенная СПбГЭТУ «ЛЭТИ», была посвящена исследованию помехозащищенности канала управления космическим аппаратом.

Разрабатываемая лабораторная работа направлена на достижение следующих целей:

- закрепление знаний обучающихся о методах повышения помехоустойчивости каналов передачи командно-программной информации;
- совершенствование навыков энергетического расчёта космических радиолиний;
- исследование энергетического потенциала командных радиолиний для различных систем передачи информации.

Объектом исследования является помехоустойчивость радиотехнической системы передачи командно-программной информации. Исследование проводится на примере канала управления российским модулем «Заря» международной космической станции.

В настоящее время управление модулем «Заря» осуществляется командно-измерительной системой «Компарус». В процессе выполнения лабораторной работы предполагается исследовать помехоустойчивость этой системы в режиме передачи разовых команд.

Особенность передачи командно-программной информации в рассматриваемой системе состоит в следующем.

Вся командно-программная информация передается кадрами.

Каждый кадр состоит из 16-ти циклов обмена. Сообщение, передаваемое в цикле обмена, называется элементарным.

Цикл обмена состоит из 64-х периодов М-последовательности. Число символов в периоде М-последовательности определяется выбранной скоростью передачи информации и может быть равно 511, 2047 или 8191 при длительности символа 1 мкс.

Это означает, что образующий полином М-последовательности имеет 9-ю, 11-ю или 13-ю степень соответственно.

Таким образом, например, при длительности периода М-последовательности $T_{ПСП} = 511$ мкс длительность цикла обмена составит $T_Ц = 64 \cdot 511$мкс = 32704 мкс.

Период следования кадров равен 16-ти циклам обмена или 1024 периодам М-последовательности ($T_{ПСП}$). Следовательно, при длительности посылки $T_{ПСП} = 511$ мкс длительность кадра составляет

$T_К = 16T_Ц = 523264$ мкс $\approx 0{,}5$ с.

Для обеспечения высокой достоверности передачи разовых команд в исследуемой системе используются:

- код с проверкой на четность;
- двукратная передача исходной кодовой комбинации;
- передача байта контрольной суммы;
- решающая обратная связь.

Разовые команды передаются в виде 45-разрядных *элементарных сообщений*. В радиоканал эти сообщения поступают младшим разрядом вперед.

При передаче разовой команды в составе элементарного сообщения прямого канала содержится 12 разрядов информации. При этом разовые команды передаются не чаще 1 раза в секунду и подразделяются на простые, режимные и особо важные разовые команды. Максимальное количество разовых команд в каждой группе составляет 255.

Принадлежность команд к группе определяется кодом четырех младших разрядов элементарного сообщения.

По приему любой разовой команды бортовая аппаратура формирует и передает по обратному каналу квитанцию. Квитанция при положительном результате контроля принятой команды называется «Да РК». Переход к следующему шагу обмена информацией возможен при условии получения положительной квитанции на разовую команду.

Структура элементарного сообщения прямого канала, содержащего разовую команду, имеет следующий вид:

- в разрядах с 4-го по 1-й содержится видовой признак сообщения;
- в разрядах с 8-го по 5-й содержатся младшие (с 4-го по 1-й) разряды 8-разрядного двоичного кода номера РК;
- в 9-м разряде содержится «1», если сумма единиц в разрядах с 8-го по 5-й имеет нечетное значение при передаче команд ПРК и РРК, а при передаче ОВРК, если сумма единиц в этих разрядах имеет четное значение;
- в разрядах с 13-го по 10-й содержатся старшие (с 8-го по 5-й) разряды 8-разрядного двоичного кода номера РК;
- в 14-м разряде содержится «1», если сумма единиц в разрядах с 13-го по 10-й имеет нечетное значение при передаче команд ПРК и РРК, а при передаче ОВРК, если сумма единиц в этих разрядах имеет четное значение;
- в 15-м разряде содержится «0» при передаче команд ПРК и РРК, и содержится «1» при передаче ОВРК;
- разряды с 30-го по 16-й полностью повторяют код, содержащийся в разрядах с 15-го по
1-й соответственно;
- разряды с 37-го по 31-й являются резервными (содержание этих разрядов произвольное);
- разряды с 45-го по 38-й содержат байт контрольной суммы, подсчитываемый по формуле взвешенного контрольного суммирования.

На рис. 1 показано расположение первых 15-ти разрядов элементарного сообщения при передаче разовой команды, а на рис. 2 — структура элементарного сообщения прямого канала в целом.

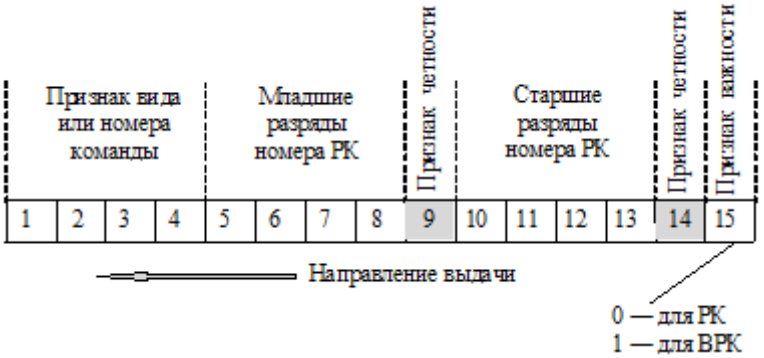


Рис. 1. Кодирование первых 15-ти разрядов элементарного сообщения, содержащего разовую команду. Признак вида команды записан младшими разрядами вперед

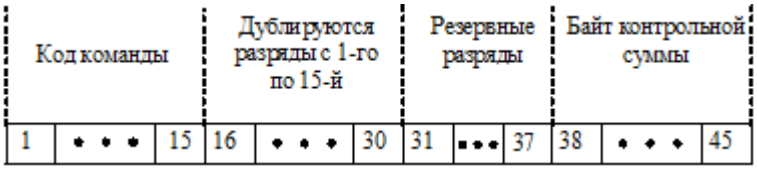


Рис. 2. Структура элементарного сообщения прямого канала в целом при передаче разовой команды

Перечисленные выше особенности формирования и передачи разовой команды нашли следующее отражение в разрабатываемой лабораторной установке:

- исследование помехоустойчивости ограничивается только рассмотрением вероятности возникновения ошибок в прямом канале;

- с целью сокращения временных затрат на статистическую обработку информации разовая команда в процессе лабораторного исследования передается не один раз за кадр, а 16 раз (то есть для ее передачи задействуются все 16 циклов обмена кадровой развертки; за одну секунду будет сформировано и передано 32 разовых команды);

- моделирование всех процессов ведется на частоте 32 МГц, которая является второй промежуточной частотой приемного устройства наземной станции командно-измерительной системы «Компарус»;

- виртуальный прибор, формирующий разовую команду, генерирует колебание с фазовой манипуляцией на частоте 32 МГц; бинарная манипуляция фазы на 0-р радиан осуществляется либо М-последовательностью длиной 511 элементов (при передаче информационного «0»), либо этой же М-последовательностью, но сложенной по модулю два с меандром полутактовой частоты (при передаче информационной «1»);

- высокочастотное колебание на частоте 32 МГц излучается передатчиком 1-го трансивера, входящего в состав модуля NI PCI-5640;

- виртуальный прибор, формирующий сигнал помехи с заданным законом распределения вблизи частоты 32 МГц, использует передатчик 2-го трансивера, также входящего в состав модуля NI PCI-5640;

- полезный сигнал на частоте 32 МГц и сигнал помехи одновременно подаются на антенный вход приемника, входящего в состав трансивера в модуле NI PCI-5640;

- для генерирования М-последовательности используются виртуальные приборы, штатно входящие в состав поставки LabVIEW 12.

Используемое оборудование и программное обеспечение

1. Модуль NI PCI-5640.

2. Дисплейный класс для проведения лабораторных занятий, среда LabVIEW 12 и моделирующая программа Multisim (версии 10.0) корпорации National Instruments.

4. Перспективы внедрения и задачи, которые предстоит решить

В текущем учебном году планируется приступить к отладке отдельных модулей лабораторной работы. При этом на платформе модуля NI PCI-5640 в среде LabVIEW 12 предстоит разработать виртуальные приборы, реализующие:

- формирование сигнала на частоте 32 МГц, модулированного по фазе М-последовательностью длиной 511 элементов в соответствии с передаваемым сообщением;

- корреляционную обработку фазомодулированного сигнала на частоте 32 МГц;

- формирование сигнала помехи вблизи частоты 32 МГц с заданным законом распределения;

- подсчет результатов статистического исследования и визуализацию этих результатов.

Наиболее сложной и ответственной задачей при этом представляется выбор и обоснование стратегии статистического моделирования канала управления КА по методу Монте-Карло, обеспечивающей приемлемые временные затраты в процессе лабораторного исследования.

Списоклитературы:

1. Multisim 10 User Guide. NI Corporation. 2007.

2. Евдокимов Ю.К., Линдваль В.Р., Щербаков Г.И. LabVIEW в научных исследованиях. – М.: ДМК Пресс, 2012. – 400 с.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ НАНЕСЕНИЯ СЛОИСТЫХ ГРАДИЕНТНЫХ ОКСИДНЫХ ПОКРЫТИЙ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Мамаев А.И., Бориков В.Н.
Национальный исследовательский Томский государственный университет, Национальный исследовательский Томский политехнический университет
634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: borikov@tpu.ru

Современная космическая промышленность предъявляет высокие требования к качеству покрытий на металлах. Необходима разработка новых методов и способов обработки материалов, позволяющих изменять состав, структуру поверхности, функциональные свойства сформированных модифицированных слоистых покрытий (микротвердость, износостойкость, шероховатость, адсорбцию органических веществ электроизоляционность, электропроводность и др.)

Метод формирования покрытий при импульсном энергетическом воздействии в растворах позволяет получать на изделии принципиально новые покрытия, прочно сцепленные с основой и характеризующиеся высокими механическими, износостойкими, теплостойкими и прочими свойствами. Основу покрытия составляют твердофазные растворы компонентов алюминиевого сплава, главным образом окислы. Установлено, что пористость покрытия изменяется в пределах 7-30 % и зависит от режимов микроплазменного воздействия, а микротвердость покрытия составляет 13-15 Гпа.

Разработка новых методов обработки поверхности при высовольтном импульсном воздействии неразрывно связана с исследованием физико-химических закономерностей процессов нанесения покрытий при прохождении импульсных токов большой плотности. Они связаны с электрохимическими и физическими особенностями возникновения локальных плазменных разрядов в растворах, строением покрытий (состав, пористость), их адсорбционными характеристиками, функциональными свойствами (твердость, износостойкость) [1].

Для достижения цели используются методы математического моделирования процессов, основанные на диффузионных уравнениях Фика, компьютерная обработка процессов и методов измерений параметров процессов, а также физико-механические свойства сформированных слоистых покрытий.

В докладе представлены методы и способы получения оксидных, композиционных оксидно-полимерных покрытий, и композиционных оксидно-металлических покрытий на алюминии и его сплавах различного состава (оксиды меди, кобальта, хрома, никеля, циркония, и др) в импульсном микроплазменном режиме с трапециевидной формой задающего напряжения и определены физико-механические свойства этих покрытий.

Понимание механизма формирования структуры, состава, закономерностей образования градиентного слоя и экспериментальные зависимости твердости, концентрационные распределения кислорода в материале основы позволяют целенаправленно подходить к конструированию покрытий определенного строения, состава и структуры [2].

Прохождение электрического тока через поверхность металла, находящегося в растворе, приводит к уменьшению концентрации ионов и загрязняющих веществ вблизи поверхности металла и возникновению распределения кристаллов металла по размерам. На границе раздела электрод-раствор формируется барьерный слой, обладающий высоким сопротивлением, который пробивается микроплазменным разрядом в области расположения критического кристалла (кристалла имеющего максимальное значение изменения свободной энергии Гиббса). Существование критических кристаллов на поверхности и явление

перераспределения кристаллов металла поверхности по размерам в анодном процессе объясняет локальный характер микроплазменного процесса.

Толщина слоистого градиентного оксидного покрытия зависит от соотношения концентрации ионов металла, из которых формируется оксидное покрытие, и гидроксид-ионов, произведения растворимости.

При образовании качественных слоистых градиентных оксидных покрытий на алюминии и его сплавах активное сопротивление растет, при разрушении покрытия оно уменьшается, а при образовании пористых покрытий меняется слабо. Установлено, что величина удельной емкости является слабо меняющейся величиной при времени электролиза более 500 секунд.

Структура и состав покрытия зависят от формы нахождения иона металла в составе электролита (кислородсодержащего аниона или катиона). Если ион металла находится в растворе в виде катиона, то он участвует в процессе образования покрытия с потреблением кислорода. Это приводит к образованию плотных покрытий, которые растрескиваются под действием возникающих термических напряжений. Если металл входят в состав раствора в виде кислородсодержащих анионов, то образование покрытия сопровождается выделением кислорода, который формирует поры размером 0,1-0,3 мкм, расположенные вокруг более крупных пор (3-10 мкм), образованных микроплазменными разрядами.

Разработан способ получения слоистых оксидных, полимер-оксидных и металл-оксидных покрытий с низкой шероховатостью, который обеспечивается малыми значениями длительности импульсов, плотностью активного анодного тока в пределах 160-237 А/$дм^2$, использованием электролита содержащего: $Na_2B_4O_7 \cdot 10H_2O$; $Na_2HPO_4 \cdot 12H_2O$; H_3BO_3. и последующего введения в поры полимеров (полиамид и пр.) или металлов (никель, медь). Полученное при этих условиях покрытие повышает износостойкость основы в 6,6 раз, шероховатость покрытия составляет 0,28 мкм, коэффициент трения 0,12. Введение в поры полимерного материала приводит к дальнейшему увеличению износостойкости покрытия до 10 раз и уменьшению коэффициента трения до 0,06, что способствует уменьшению износа как самого образца, так и контртела.

Разработаны способы получения оксидных, композиционных оксидно-полимерных покрытий, и композиционных оксидно-металлических покрытий на алюминии и его сплавах различного состава (оксиды меди, кобальта, хрома, никеля, циркония, и др) в импульсном микроплазменном режиме с трапециевидной формой задающего напряжения и определены физико-механические свойства этих покрытий.

Показано, что изменением состава электролита можно получать пористые, беспористые, трещиноватые покрытия. При нагружении таких покрытий происходит образование микротрещин, расположенных нормально к оси нагружения, которые релаксируют на порах, что препятствует развитию макротрещины. Полученные данные позволяют подходить целенаправленно к конструированию и формированию покрытий с заданными свойствами.

Список литературы:

1. Мамаев А.И., Мамаева В.А. Сильнотоковые процессы в растворах электролитов. – Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2005. –254 с.

2. Мамаев А.И., Мамаева В.А., Бориков В.Н., Дорофеева Т.И. Формирование наноструктурных неметаллических неорганических покрытий путем локализации высокоэнергетических потоков на границе раздела фаз. – Томск: Изд-во Том. ун-та, 2010. – 360 с.

ВКЛАД КАФЕДРЫ ТОЧНОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ В РАЗРАБОТКУ НОВОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И ПОДГОТОВКУ СПЕЦИАЛИСТОВ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

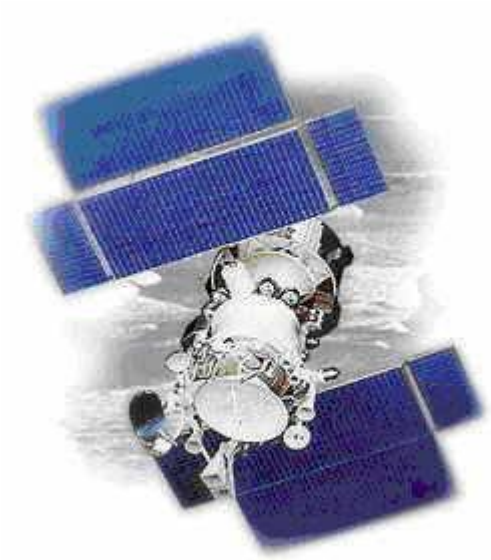
Гормаков А.Н.
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: gormakov@tpu.ru

Кафедра «Гироскопические приборы и устройства» (с 1992 г. – кафедра точного приборостроения) была образована в Томском политехническом институте в 1959 г.

С 1962 г. кафедрой «Гироскопические приборы и устройства» заведовал В. И. Копытов. Под руководством В. И. Копытова кафедра была оснащена необходимым оборудованием: гироскопическими и навигационными приборами и системами, электронно-измерительными приборами, испытательными стендами и аппаратурой. Кафедра готовила специалистов с прочными знаниями, этому способствовал широкий набор преподаваемых дисциплин и хорошо организованная практика.

Сотрудниками кафедры точного приборостроения разрабатывались и создавались стенды и комплексы для полунатурного моделирования систем ориентации и стабилизации космических аппаратов (СОСКА). Для систем ориентации и стабилизации космических аппаратов первостепенное значение имеют показатели качества, определяющие возможность выполнения ими целевой задачи нормального функционирования в заданных условиях в течение требуемого времени наработки. Качество системы и её составных частей обеспечивается их конструкцией, технологией изготовления и условиями производства. Этапы проектирования и производства аппаратуры предполагают получение информации о её качестве на всех стадиях – от начала проектирования до изготовления в серийном производстве и последующей её эксплуатации. Существенная роль в этом процессе отводится испытаниям. Результаты испытаний являются основой решений по использованию аппаратуры, совершенствованию её конструкции и технологии изготовления.

Поскольку натурные испытания СОСКА очень дорогостоящи, а для некоторых объектов невозможны, полунатурное моделирование позволяет с успехом решить большинство задач обеспечения качества на всех этапах жизненного цикла изделия.



Геостационарный спутник связи «Горизонт»

Полунатурное моделирование СОКА осуществляется на стендах и комплексах. Как правило, комплекс моделирования содержит динамический моделирующий стенд, имитаторы ориентиров, измеритель моментов исполнительных органов СОСКА и вычислительную машину. Такой комплекс представляет собой инерционную модель космического аппарата, которая механически воспроизводит движение космического аппарата, а датчики СОС, установленные на платформе стенда, совместно с имитаторами ориентиров и исполнительными органами, установленными на измерителе моментов, образуют замкнутый контур полунатурного моделирования.

Комплекс позволяет вести моделирование в реальном масштабе времени и решать задачи отработки экспериментальных образцов, испытания штатных СОС, воспроизведение нештатных ситуаций.

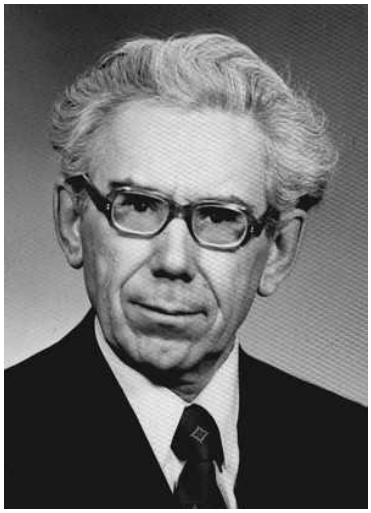
В конце 1970 г. на кафедре гироскопических приборов и устройств ТПИ («Точное приборостроение» ТПУ) прошли переговоры с представителями КБПМ (г. Железногорск) на предмет разработки и изготовления динамического моделирующего стенда с тремя степенями свободы на полезную нагрузку до 100 кг для испытания СОС спутников связи.

В 1971 г. заключён многолетний хоздоговор №37/71. Научный руководителем был назначен доцент кафедры гироскопических приборов и устройств Ю.М. Камашев.

К разработке стенда были привлечены семь студентов-дипломников. Были созданы три группы разработчиков. Группа №1 (Конструкция стенда): отв. исполнитель, доцент М.П. Шумский; исполнители: студенты-дипломники А.Н. Гормаков и А.С. Свиридов. Группа №2 (Привод стенда): ответственный исполнитель доцент А.А Чапкович; исполнители, студенты-дипломники А.В. Скляров, Д.И. Одышев, В.И. Нефедов.

Группа №3 (Счётно-решающее устройство): ответственный исполнитель доцент А.И.

Студеникин; исполнители, старший инженер О.П. Королёв, студенты-дипломники В.И. Лёзный, Н.В. Лёзная. Студенты- дипломники были оформлены на должности техников по х/д 37/71.



Камашев Ю.М.

Ответственные исполнители х/д 37/71
Скорых В.Я. (слева) и Гормаков А.Н., 1976 г.

Комплексный дипломный проект, выполненный коллективом семи студентов под руководством четырёх доцентов, был успешно защищён перед ГЭК в июне 1971 г. и стал основой отчёта по эскизному проекту, который был успешно защищён у заказчика. После защиты эскизного проекта началась работа над техническим проектом. Для продолжения работ по договору на кафедре в должности инженеров научно-исследовательского сектора были оставлены А.Н. Гормаков, и В.Я. Скорых.

Инженер Протопопова С.А. за настройкой счетно-решающего устройства

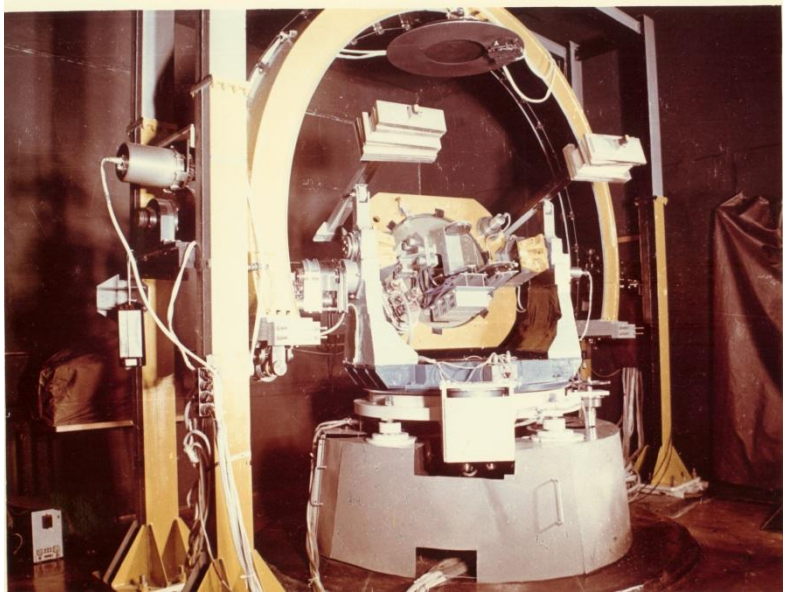
В 1973 г. они были назначены на должности ответственных исполнителей. С 1971 по 1973 г. в разработке конструкции стенда принимал участие старший инженер В.К. Вымятнин. Разработку технического проекта счетно-решающего устройства, пульта управления и источника питания стенда осуществляли старший инженер О.П. Королёв, инженер С.А. Протопопова и инженер И.В. Слащёв (с 1973 г.), м.н.с. Т.Г. Нестеренко.

При их активном участии эти элементы комплекса стенда ДМС-3 были

изготовлены, настроены и внедрены на территории заказчика.

Большие габариты и масса комплекса стенда ДМС-3 обусловили необходимость отведения для сборочно-монтажных работ отдельного помещения и оборудования его тельфером грузоподъемностью до 1000 кг. В 1976 году стенд ДМС–3 был сдан заказчику. Окончательная сборка и запуск в эксплуатацию стенда у заказчика осуществлялись при непосредственном участии специалистов кафедры.

Разработка и изготовление стенда ДМС-3 осуществлена в период с 1971 г. по 1976 г. Сдача стенда в эксплуатацию на территории заказчика произошла в мае 1977 г. Завершение модернизации стенда – 1979 г. В разработке стенда принимали участие от 15 до 20 штатных сотрудников научно-исследовательского сектора Томского политехнического института. Для изготовления стенда были привлечены 8 предприятий Томска, Барнаула, Красноярска, Юрги.



Динамический моделирующий стенд ДМС-3

Разработка оказалась настолько удачной, что СКБ Омского электромеханического завода (ОЭМЗ) изготовил партию из 10 таких стендов для предприятий космической отрасли СССР. По результатам исследований, проведённых в процессе разработки стенда, защитили кандидатские диссертации В.Я. Скорых, А.Н. Гормаков. Получено 11 авторских свидетельств на изобретения, защищено около 50 дипломных проектов. Большинство дипломных проектов были комплексными. Работа в коллективе над решением комплексной задачи становилась хорошей школой для будущих инженеров – приборостроителей.

В период завершения модернизации стенда ДМС-3 было принято решение о разработке стенда для измерения моментов гиродинов. Для обеспечения высокой чувствительности измерителя потребовалось произвести теоретические и экспериментальные исследования упруго-вязкой опоры на трёх скрещенных лентах. Был разработан макет подвеса на таких опорах, проведены экспериментальные исследования. По результатам проведённых экспериментов были приняты конструктивные решения, которые были реализованы в стенде СИМ-2.

Обсуждение планов разработки стенда СИМ-2, слева направо: Губин И.Г., Гормаков А.Н., Скорых В.Я.,

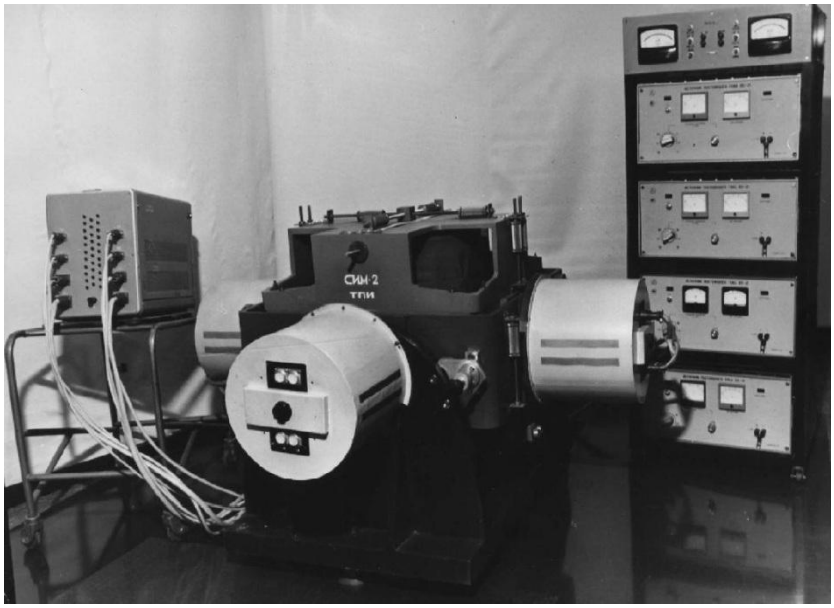
Благодаря полученному опыту разработки, и установленным кооперативным связям с поставщиками элементной базы и предприятиями-изготовителями, разработка и изготовление стенда СИМ-2 и внедрение его в производство были выполнены в кратчайшие сроки.

Стенд измеряет с высокой точностью вокруг

двух осей постоянные и переменные моменты и предназначен для испытания и определения моментных характеристик исполнительных органов (датчиков моментов) различного типа - гироскопических, электромеханических, реактивных. Основные характеристики: чувствительность - $1 \cdot 10^{-5}$ Нм; максимальный измеряемый момент - 5 Нм; нелинейность характеристики, не более - 1 %; полоса пропускания - 5 Гц; масса полезного груза, до - 100 кг.

Системы стенда защищены авторскими свидетельствами и патентами на изобретения. Отличались от аналогов высокой чувствительностью, измерением постоянных и переменных моментов, возможностью измерения механических параметров испытуемых приборов - моментов инерции, коэффициентов крутильной жесткости и моментов скоростного сопротивления, моментов сухого трения в опорах прибора.

СИМ-2 был включён в состав оборудования для метрологического обеспечения систем ориентации НПО ПМ (г. Железногорск). Стен СИМ-2 был изготовлен и внедрен также на ОЭМЗ.



Стенд измеритель моментов СИМ-2

Позднее этой же научно-исследовательской группой был разработан комплекс КДС, позволяющий вести моделирование в реальном масштабе времени и решать задачи отработки экспериментальных образцов, испытания штатных СОС, воспроизведение нештатных ситуаций. Проект был передан в НПО ПМ (г. Железногорск), Комплекс КДС был изготовлен и внедрен в производственный цикл. Научным руководителем комплекса являлся также Юрий Максимович Камашев.

На кафедре точного приборостроения по заказу НПО ПМ имени академика М.Ф. Решетнева разработан и изготовлен макет стенда малых скоростей, на котором была воспроизведена сверхнизкая мгновенная угловая скорость (менее одного оборота за год).

Разработки группы НИС кафедры дважды демонстрировались на ВДНХ СССР и награждались серебряной и бронзовыми медалями. По результатам исследований, выполненных в ходе разработки испытательных стендов и комплексов, были защищены 5 кандидатских диссертаций, получено тридцать авторских свидетельств и патентов РФ на изобретения, выполнено и защищено более 200 реальных курсовых и дипломных проектов. Традиционными стали комплексные дипломные проекты, выполняемые коллективом от трёх до семи студентов. Большинство оригинальных результатов исследований внедрены в учебном процессе.

Работы по созданию комплексов полунатурного моделирования и испытания активных систем ориентации космических аппаратов проводились под непосредственным контролем начальника отдела КБ ПМ (НПО ПМ, ныне ОАО «ИСС» имени М.Ф. Решетнева, Железногорск), главного конструктора систем управления движением космических аппаратов Раевского Валентина Анатольевича, доктора технических наук, профессора.

В 1972 г. В. А. Раевский возглавил создание первой в мире активной системы ориентации КА связи и телевещания на геостационарной орбите. Научные результаты его работы

отражены более чем в 250 научных статьях, в том числе в международных изданиях и десятках авторских свидетельств.

С 1998 г. по 2011 г. кафедрой заведовал В. С. Дмитриев, главный научный сотрудник НПЦ «Полюс», действительный член международной академии навигации и управления движением, выпускник кафедры 1968 г. В. С. Дмитриев – специалист в области разработки электромеханических устройств систем ориентации и стабилизации космических аппаратов. Т. Г. Костюченко**,** доцент кафедры точного приборостроения, занимается исследованиями в области использования информационных технологий для разработки приборов космического назначения. С участием В.С. Дмитриева разработан ряд электромеханических исполнительных органов А-4, А-5, А-8, А-10 для систем ориентации спутников связи серии «Космос», «Луч» и Сибирско-французского спутника «Sesat».

Электромеханический исполнительный орган А-4

Можно перечислять много объектов космической техники, в разработке и производстве которых принимали активное участие выпускники кафедры гироскопических приборов и устройств, а впоследствии кафедры точного приборостроения. Среди таких объектов можно назвать: командные приборы, системы управления баллистических ракет и многоразовой космической системы «Энергия Буран», системы ориентации и стабилизации космических аппаратов, исполнительные механизмы для космических аппаратов, грунтозаборное устройство автоматической станции Луна 16, которая в 1970 г. забрала образец лунного грунта и доставила его на Землю.

Подарок от выпускников кафедры ГПиУ, сотрудников ОАО «ИСС» передает выпускник1968 г., заслуженный радист России Зырянов Борис Маркович

Список литературы:

1. *Белянин Л.Л. Кафедра точного приборостроения Томского политехнического университета. 50 лет подготовки приборостроителей/Под редакцией В.И. Копытова – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2010. - 97 с.*

КОСМИЧЕСКИЙ СОЛНЕЧНЫЙ ПАРУСНЫЙ КОРАБЛЬ

Дмитриев В.С., Гладышев Г.Н., Янгулов В.С.
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
ОАО НПЦ «Полюс», 634041, Россия, г. Томск, пл. Кирова,2

Идею использования солнечного давления для космических полётов высказал и обосновал один из основоположников космонавтики Ф.А.Цандер в работах, относящихся к 1924-1925г.г. Он писал «Ракета со своим громадным расходом горючего и большой толкательной силой применима лучше всего для вылета её из земной атмосферы и ускорения до скорости 8 км/сек … А дальше в межпланетном пространстве, при его огромных расстояниях и возможности применения малых толкательных сил, во много раз лучше воспользоваться даровым световым давлением.»

Именно эту идею предполагалось использовать при проведении международной космической парусной регаты, конкурс на которую был объявлен комиссией Конгресса США в 1988году в честь открытия Америки (1492 г.).

В конкурсе для участия в проекте регаты из трёх солнечных парусников для полётов на луну к Луне, а затем к Марсу принимали специалисты университетов и фирм Великобритании, Италии, Франции, Швейцарии, Японии, Китая, Индии, США и СССР.

Головной организацией по реализации данного проекта от нашей страны было назначено НПО «Энергия» (г. Королёв, Московская обл.), а одним из основных соисполнителей – НПЦ «Полюс» (г. Томск), который разрабатывал конструкцию солнечного парусного корабля (СПК) в виде штанги, на концах которой располагались гироагрегаты, электродвигатели вращения малого и большого парусов и электродвигатели развёртывания парусов (см. рис.).

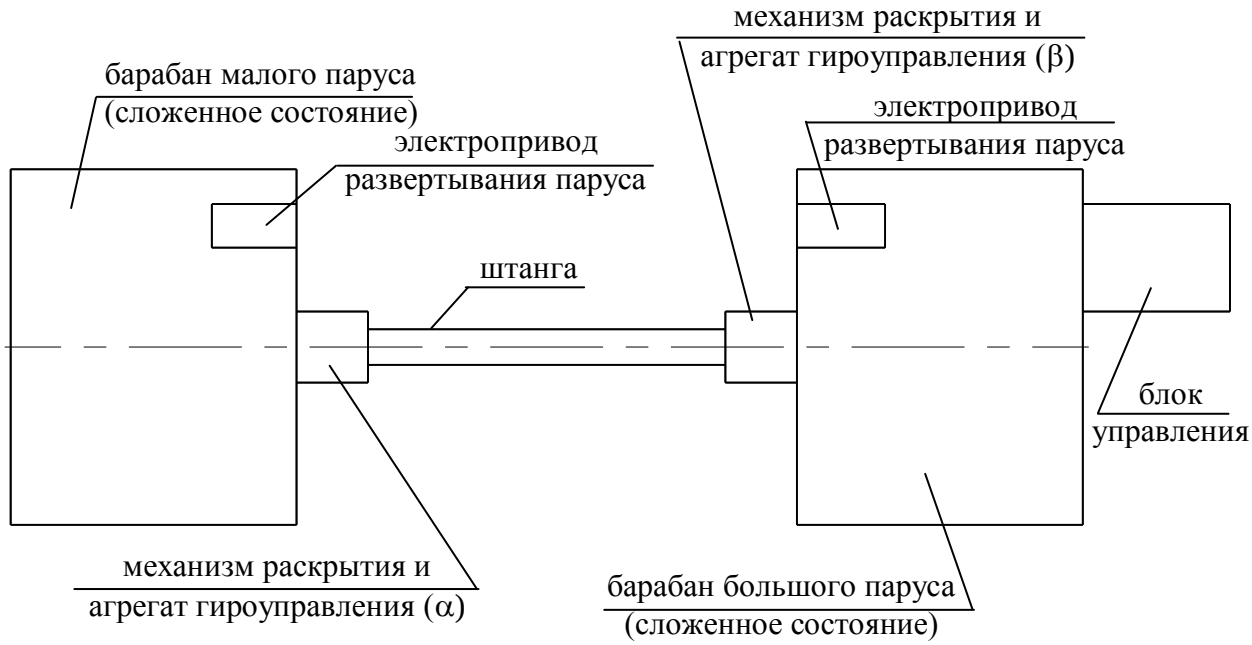


Рис. Кинематическая схема СПК

В связи со сложной экономической обстановкой в стране в конце 80-х годов испытания (эксперементы Знамя-1 и Знамя-2) проводились в усечённом вариантах и, к сожалению, первоначальные поставленные цели (полёт к луне, освещение Земли в ночное время) не были реализованы.

Тем не менее на первоначальный вариант СПК НПО «Полюс» была выпущена полностью конструкторская документация, промакетирован гироагрегат, разработана технология изготовления силовых элементов из боралюминия (нанокомпозит), у которого

при удельной массе 2,7 г/см3 механические характеристики соответствуют легированной стали, а также определена математическая динамики СПК с гироагрегатом, который содержал привод вращения рамок подвеса барабана паруса для углового поворота вращающихся парусов относительно их ортогональных осей.

ИСПЫТАНИЯ ЭЛЕКТРОННЫХ КОМПОНЕНТОВ ЛЁТНЫХ ПАРТИЙ НА ДОЗОВЫЕ ЭФФЕКТЫ И ИХ РОЛЬ В ОБЕСПЕЧЕНИИ НАДЕЖНОСТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Зыков В.М., д.т.н. (ИНК НИ ТПУ, г. Томск)
Максимов Ю.В. (ОАО «ИСС» имени акад. М.Ф. Решетнёва», г. Железногорск)

Введение

Современные проблемы обеспечения надежности бортовой аппаратуры космических аппаратов (БА КА) связаны не только с требованием обеспечения длительного ресурса активного существования (до 15 лет и более), но и с новыми технологиями производства электронных компонентов (ЭК) бортовой аппаратуры. Переход российской космической промышленности на разработку КА с длительным ресурсом сопровождается переходом на негерметичное исполнение бортовой аппаратуры и ростом применения интегральных схем высокого уровня интеграции обеспечивающих возможность перепрограммирования их функциональных возможностей в процессе космического полета. При этом непрерывно уменьшалась доля ЭК изготовленных по специальным радиационно-стойким технологиям и увеличивалась доля компонентов, изготовленных по коммерческим технологиям, в том числе импортного производства, для которых дополнительными сертификационными или квалификационными испытаниями должно быть установлено, что они отвечают необходимым требованиям космического применения. Все применяемые в бортовой аппаратуре ЭК должны быть оценены на воздействие таких радиационных факторов, как дозовые ионизационные эффекты, генерация дефектов типа атомных смещений и воздействие тяжелых заряженных частиц. Особенностью воздействия последних двух факторов, является слабая зависимость стойкости к этим факторам при переходе от одной производственной партии ЭК к другой при условии неизменности топологии полупроводниковой структуры в процессе производства. В тоже время существенная зависимость дозовых эффектов от вариаций технологии производства при неизменности топологических особенностей полупроводниковых структур представляет собой существенную проблему.

Проблема радиационного фактора при обеспечении надежности БА КА

Для ЭК нового поколения проявилась связь между действием механизмов старения и радиационной деградации. Так было установлено /1/, что применение в бортовой аппаратуре КМОП интегральных схем с технологической нормой ниже 130 нм, спроектированных с применением масштабирования, приводит к существенному уменьшению их ресурса работы за счет механизмов старения и к увеличению вероятности случайных отказов в период их жизненного цикла (рис. 1). Из приведенных результатов для КМОП интегральных схем изготовленных по технологической норме 90 нм видно, что резкое увеличение вероятности случайных отказов даже в отсутствии радиационного воздействия может наблюдаться уже при 15 годах непрерывного функционирования. Одновременное воздействие на эти интегральные схемы ионизирующим излучением ещё больше снижает ресурс их работы. Это происходит потому, что действие таких механизмов старения как низкотемпературная нестабильность при отрицательном смещении подобно

действию механизма радиационной деградации при ионизирующем воздействии. Поэтому при оценке долговечности микросхем, изготовленных по технологическим нормам ниже 130 нм, становится обязательным учет дозовых эффектов. Вместе с тем испытания ЭК на безотказность и долговечность в настоящее время проводятся в специализированных Испытательных технических центрах (ИТЦ), большая часть которых не располагает возможностью одновременного проведения радиационных испытаний на дозовые эффекты.

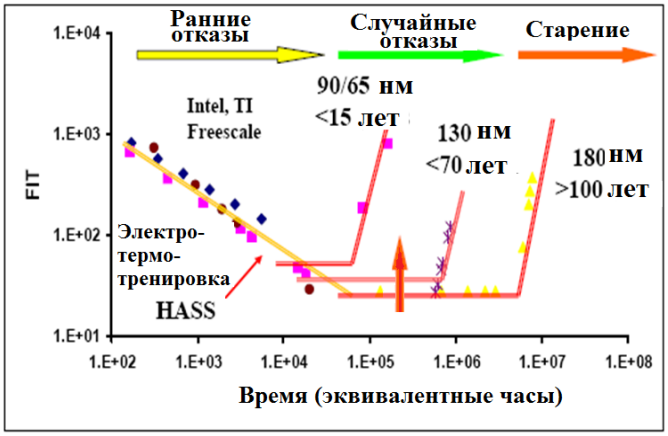


Рис. 1. Изменение во времени интенсивности отказов ЭК технологии КМОП, изготовленных по различной технологической норме с применением масштабирования

Совершенствование стандартной системы испытаний ЭК на дозовые эффекты

К настоящему времени установлено, что сертификационные радиационные испытания ЭК на дозовые эффекты, проводимые по комплексу стандартов «КЛИМАТ-7» при мощности дозы 50 рад/с и более, не всегда достоверно оценивают радиационную стойкость компонентов для условий длительного низкоинтенсивного ионизирующего излучения космического пространства. Это обусловлено влиянием время-зависимых эффектов и так называемым эффектом низкой мощности дозы (ELDRS), который наиболее существенно проявляется в ЭК изготовленных по биполярной и смешанной технологиям. Другим важным фактором, влияющим на оценку радиационной стойкости ЭК в лётных партиях, является разброс радиационной стойкости ЭК как внутри закупленной производственной партии, так и от одной партии к другой. Для решения этих проблемных задач ведущие мировые производители космической техники создали системы гарантии радиационной стойкости. Целью систем гарантии радиационной стойкости является проведение дополнительных выборочных испытаний на дозовые эффекты закупаемых ЭК лётных партий и формирование банка данных по радиационной стойкости используемых компонентов для оценки стабильности технологии производства применяемых компонентов и осуществления оптимальной компоновки бортовой аппаратуры с учетом дозового экранирования одних компонентов другими.

Как отмечено выше, процедуры дополнительных выборочных испытаний ЭК лётных партий на дозовые эффекты должны учитывать время-зависимые эффекты, которые нередко проявляются при проведении ускоренных испытаний. С этой целью, в частности, европейским стандартом ESCC Basic Specification No.22900 /2/ после окончания облучения испытуемой выборки ЭК предусматривается суточный отжиг ЭК в активном электрическом режиме при нормальных температурных условиях и последующий длительный отжиг (168 часов) при температуре 100°С. Сами испытания организуются с пошаговым набором дозы и измерением параметров ЭК после каждого шага вплоть до заданной нормы испытаний или отказа (функционального или параметрического). Для решения вопроса о целесообразном

режиме хранения на борту КА резервных ЭК часть выборки испытуемых компонентов может испытываться в пассивном электрическом состоянии (закороченные выводы).

При проведении выборочных испытаний ЭК лётных партий БА КА на дозовые эффекты также необходимо учитывать, что:

- все поступающие на испытания ЭК должны предварительно пройти в составе квалифицируемой лётной партии необходимые дополнительные отбраковочные испытания (ДОИ) в ИТЦ, включая длительную электротермотренировку и разрушающий физический анализ (РФА) в соответствии с требованиями РД В 319.04.47-2006;
- ЭК биполярной и смешанной технологии, содержащие технологические признаки возможного проявления эффекта низкой мощности дозы и сертифицированные по стандарту «КЛИМАТ-7», целесообразно предварительно подвергнуть проверке на наличие эффекта низкой мощности дозы;
- выбор оптимальной мощности дозы помимо желания минимизации времени испытаний должна определяется требованием учета возможного эффекта низкой мощности дозы;
- объём испытуемой выборки ЭК (обычно не менее 10 штук плюс 1 контрольный образец) должен обеспечивать необходимую достоверность оценки радиационной стойкости ЭК квалифицируемой партии с учетом заданного значения достоверности;
- электрические режимы ЭК и температурные условия при испытаниях , а также набор контролируемых параметров ЭК в процессе испытаний должны быть согласованы с разработчиками бортовой аппаратуры;
- базовым документом, регламентирующим проведение испытаний данного типа ЭК, является Программа испытаний согласованная с разработчиками БА КА и учитывающая Технические условия (ТУ) на этот компонент или результаты сертификационных испытаний.

Действующие стандарты, регламентирующие радиационные испытания блоков БА КА на воздействие электронов и протонов радиационных поясов Земли, допускают замену электронно-протонного воздействия эквивалентным воздействием гамма-излучения радионуклида Co-60 на электронные компоненты этих блоков с последующей оценкой радиационной стойкости блоков по результатам испытаний. При этом следует иметь ввиду, что радиационные испытания на дозовые эффекты ЭК космического применения с использованием гамма-излучателей на основе радионуклида Co-60 по существу являются имитационными и, в частности, не учитывают синергетический эффект связанный с генерацией протонами дефектов атомных смещений в условиях одновременного ионизационного воздействия электронами радиационных поясов Земли.

Методология испытаний лётных партий ЭК на дозовые эффекты

Примером организации дополнительных испытаний лётных партий ЭК на дозовые эффекты с обеспечением возможности проведения испытаний ЭК на безотказность и долговечность с учетом влияния радиационных механизмов старения является создание интегрированной испытательной структуры в составе Испытательного технического центра ОАО «НПЦ «Полюс» (г.Томск) и Лаборатории радиационных испытаний Института неразрушающего контроля Национального исследовательского Томского политехнического института (ИНК НИ ТПУ). Их близкое территориальное расположение позволяет организовать процесс пошагового набора дозы для испытуемой выборки ЭК в ИНК НИ ТПУ с измерением параметров испытуемых ЭК на каждом шаге по дозе в ИТЦ в течение времени не более 1 часа с момента прерывания радиационного воздействия. При этом используется стационарное аттестованное оборудование ИТЦ, реализующее широкий набор контрольных функций. Для функционального и параметрического контроля интегральных микросхем и полупроводниковых приборов используется такое оборудование как тестер параметров цифровых интегральных микросхем ETS-780/256; комплекс измерительный параметров аналоговых микросхем, ЦАП и АЦП типа ДМТ-4194; система контрольно-измерительная

для функционального и параметрического контроля БИС и микросхем памяти типа FORMULA 2K/64; комплекс измерительный параметров микросхем регуляторов напряжения типа ДМТ-401, тестер полупроводниковых приборов FORMULA TT и ряд других. Для случаев требующих измерения параметров ЭК сразу после окончания облучения в ИНК НИ ТПУ в непосредственной близости от радиационных стендов развёрнут универсальный измерительный комплекс для контроля параметров и функционирования ЭК высокого уровня интеграции (рис. 2).

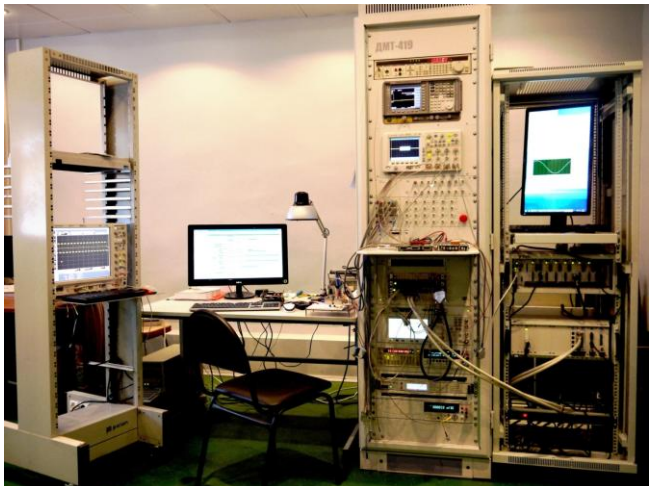


Рис. 2. Измерительный комплекс на основе системы "ДМТ-419" (фирмы "DMT") и цифровой системы тестирования на базе "ATE-IC 52" фирмы "National Instruments" для контроля ЭК высокого уровня интеграции и быстрдействия

Для проведения радиационных испытаний на дозовые эффекты используется ряд аттестованных стендов, совместно обеспечивающих диапазон изменения мощности дозы более чем на четыре порядка величины (от 300 рад/с до 0,01 рад/с по кремнию). Подобная испытательная инфраструктура, с одной стороны, учитывает возможное наличие в испытуемых компонентах эффекта низкой мощности дозы и, с другой стороны, обеспечивает проведение контрольных радиационных испытаний лётных партий в относительно короткие сроки. В состав разработанной испытательной инфраструктуры входят:

- линейный ускоритель электронов «ЭЛУ-4», обеспечивающий мощность дозы излучения в диапазоне 10 – 300 рад/с и аттестованный по комплексам стандартов «Климат-7» и «Мороз-6»;
- гамма-комплекс «Радиан», обеспечивающий проведение испытаний ЭК в диапазоне мощности дозы 3 ÷ 0,01 рад/с с учетом требований европейского стандарта ESCC Basic Specification No. 22900;
- гамма-комплекс «Радиан-2» с набором фильтров-поглотителей, обеспечивающий проведение выборочных испытаний ЭК в интервале мощности дозы 8 - 0,01 рад/с с учетом требований европейского стандарта SSCC № 22900.

Поскольку максимальная доля ЭК бортовой аппаратуры, которые потенциально могут быть подвержены эффекту низкой мощности дозы, обычно не превосходит 50%, то указанный состав радиационных испытательных стендов близок к оптимальному. Основное назначение гамма-комплекса «Радиан -2» это проведение испытаний ЭК тех технологий, для которых насыщение радиационного отклика наблюдается при мощности дозы 0,1 - 1 рад/с (дискретные биполярные транзисторы, биполярные микросхемы и др.). Основное назначение гамма-комплекса «Радиан» - проведение испытаний ЭК биполярной технологии потенциально подверженных эффекту низкой мощности дозы, а также биполярных ЭК явно не демонстрирующих эффект низкой мощности дозы, но потенциально испытывающих

функциональные отказы при мощности дозы в несколько мрад/с. Распределение мощности дозы в поле излучения таких гамма-комплексов определяется геометрической расходимостью пучка гамма-излучения. Снижение стоимости испытаний на дозовые эффекты при одновременном повышении производительности испытаний достигается применением высокопроизводительных гамма-излучателей панорамного типа на основе радионуклида Co-60 (рис. 3), позволяющих автоматизировать регулировку мощности дозы и осуществлять испытания в круглосуточном режиме. Спектральный состав излучения и система дозиметрии, применяемая при испытаниях ЭК, имеет принципиально-важное значение.

Рис. 3. Гамма-установка «Радиан-2» с излучателем панорамного типа снабжена рельсовой системой для дистанционного перемещения объектов облучения в поле излучения и подъемно-транспортным механизмом обеспечивающим перезарядку

Дозиметрическое сопровождение испытаний проводимых на гамма-комплексах панорамного типа имеет ряд особенностей, которые обусловлены необходимостью учета постепенного изменения интенсивности радионуклида (Co-60) за счет радиоактивного распада и возможной неравномерностью распределения дозы низкоэнергетического рассеянного гамма-излучения в ЭК за счет переходных дозовых эффектов на границах гетероструктур ЭК. В процессе облучения испытуемые ЭК, находящиеся на испытательных платах в активном электрическом режиме, располагаются в (Pb-Al) контейнерах, которые обеспечивают как фотоэлектрическое поглощение низкоэнергетической компоненты излучения, так и формирование равновесного спектра электронов, близкого к спектру электронов в кремнии при облучении его гамма-квантами (рис. 4). Это обеспечивает выравнивание распределения дозы по полупроводниковой структуре /3/.

Рис. 4. Пример размещения в (Pb,Al)-контейнерах электронных плат с испытуемыми выборками ЭК. Передняя (Pb,Al)-стенка (общая для всех контейнеров) откинута

С целью обеспечения измерения дозы и мощности дозы гамма-излучения с погрешностью не хуже 5%, на стендах «Радиан» используются два прецизионных периодически сверяемых дозиметра ДКС-101 (рис.5), снабженные миниатюрной ионизационной камерой объемом 0,6 см^3 и обеспечивающих измерение поглощенной дозы и мощности поглощенной дозы излучения с погрешностью не хуже 2,5%. При этом один дозиметр или оба предварительно поверяются как образцовые. Миниатюрные размеры ионизационной камеры позволяют измерять распределение дозы по плате, на которой располагается испытуемая выборка ЭК (рис. 6). Испытательная плата позволяет размещать выборку ЭК объёмом до 20 штук.

Рис. 5 Общий вид «Дозиметра универсального «ДКС-101» снабженного миниатюрной ионизационной камерой «БК-006» объемом 0,6 см^3

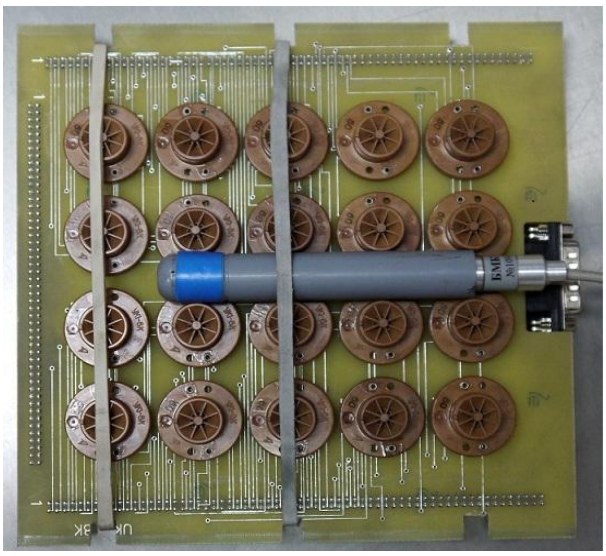


Рис. 6. Контроль распределения мощности дозы по испытуемой выборке ионизационной камерой (помечена синим цветом)

Для обеспечения заданных режимов облучения по мощности дозы система для размещения испытательных плат в (Pb-Al) контейнерах может дистанционно перемещаться по рельсам с непрерывным контролем мощности дозы. Для одновременного облучения нескольких выборок ЭК при различной мощности дозы применяется способ секторирования, при котором весь телесный угол пучка гамма-излучения делится на секторы, причем каждый сектор обеспечивает облучение при определенной мощности дозы за счет размещения отдельного (Pb-Al) контейнера с испытуемыми ЭК на соответствующем расстоянии от источника гамма-излучения.

Программы испытаний ЭК на полную дозу предусматривают пошаговый набор дозы до интересующего уровня, отжиг после окончания облучения в течение 24 часов в активном электрическом режиме и нормальных условиях, также последующий длительный отжиг при температуре 100 °С в течение 168 часов в активном электрическом режиме.

Результаты испытаний

Результаты испытаний формируются в виде системы файлов, содержащих информацию о тестовых замерах параметров ЭК каждой испытуемой и электрическом режиме при проведении измерений. Может использоваться последовательно до нескольких сотен тестов. Затем система файлов по каждому испытуемому типу ЭК автоматически обрабатывается с представлением результатов в табличной и графической форме. Пример графического представления результатов испытаний источника опорного напряжения 142ЕН19 при низкой мощности дозы с последующим отжигом представлен на рис. 7. Наблюдается выход измеряемого параметра за пределы допуска с ростом разброса значений измеряемого параметра в испытуемой выборке по мере набора дозы. Длительный отжиг при повышенной температуре по окончании облучения не обеспечил возврат параметров всех ЭК испытуемой выборки в пределы допуска. Для контроля стабильности технологии производства ЭК практикуется проведение испытаний смешанных выборок, состоящих из компонентов разных партий одного производителя или компонентов разных производителей. Для примера на рис. 8 представлены результаты испытаний смешанной выборки составленной из компонентов двух последовательно произведенных партий одного производителя. При этом оказалось, что компоненты одной партии демонстрируют высокую радиационную стойкость, а компоненты другой партии демонстрируют параметрический отказ.

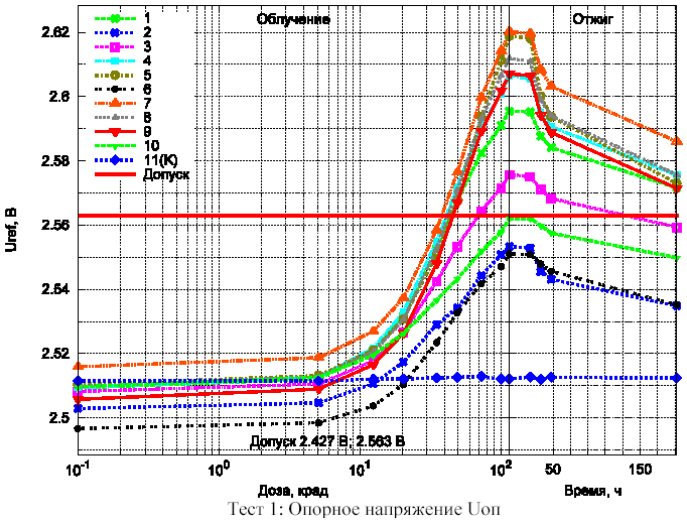


Рис. 7. Результаты дозового изменения опорного напряжения для 142ЕН19 (источник опорного напряжения) с увеличением разброса параметров в выборке по мере увеличения дозы облучения при 0,089 рад/с

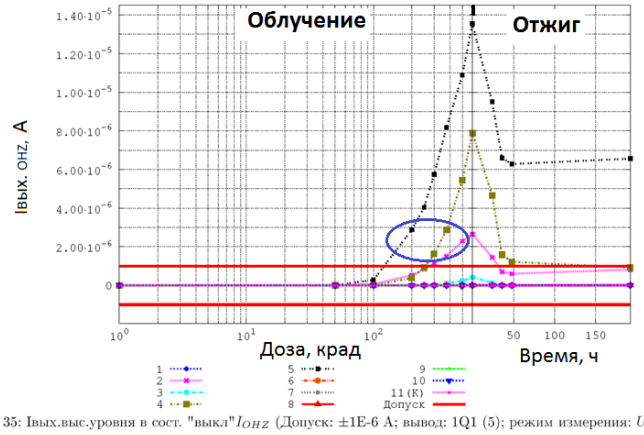


Рис. 8. Результат испытаний 5514БЦ1-Т2-9А5 для смешанной выборки, составленной из 2-х партий. Отказ по выходному и входному токам, а также по току потребления наблюдается только для ЭК одной из партий

Оценка радиационной стойкости закупленной партии ЭК по результатам выборочных испытаний осуществляется на основе оценки одностороннего толерантного предела учетом объема выборки, заданной вероятности выживания ЭК и доверительной вероятности. Пример, подобной оценки представлен на рис.9.

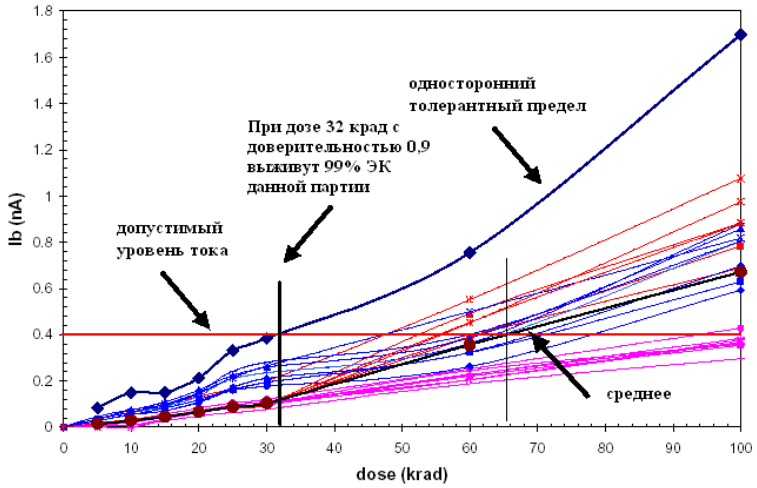


Рис. 9. Оценка стойкости партии ЭК по результатам испытаний на основе одностороннего толерантного предела, построенного для доверительности 0,9 и вероятности выживания 99% с учетом объема испытуемой выборки N=10

По рассмотренной выше методологии были проведены входной контроль, диагностика и контрольные радиационные испытания более 600 лётных партий ЭК изготовленных по разным технологиям. Было установлено, что ЭК биполярной технологии при низкоинтенсивном облучении более часто демонстрируют меньшую радиационную стойкость, чем та которую определили при сертификации. Кроме того, установлено влияние мощности дозы на характер отжига при повышенной температуре после облучения одной и той же дозой и близких дозовых изменениях критериального параметра ЭК.

Описанная методология испытаний лётных партий ЭК на дозовые эффекты хорошо зарекомендовала себя при реализации ряда космических проектов и имеет хорошие перспективы для дальнейшего развития. Одним из дальнейших направлений развитие является решение проблемы ускоренных испытаний на длительное воздействие низкоинтенсивного ионизирующего излучения космического пространства и учет эффекта ультранизкой мощности дозы. Ещё одним важным направлением развития является решение проблемы испытаний на длительное воздействие низкоинтенсивного ионизирующего излучения космического пространства микросхем высокого уровня интеграции, таких как микропроцессоры и микроконтроллеры, с контролем функционирования в режиме on-line с учетом внутренней архитектуры этих микросхем.

Список литературы:

1.Mark White, Yuan Chen «Scaled CMOS Technology Reliability Users Guide», NASA Electronic Parts and Packaging (NEPP) Program Office of Safety and Mission Assurance, Copyright 2008. California Institute of Technology.

2.«TOTAL DOSE STEADY-STATE IRRADIATION TEST METHOD ESCC Basic Specification No. 22900», Issue 4, October 2010

3.Зыков В.М., Максимов Ю.В. и др. Контроль и диагностика лётных партий электронных компонентов бортовой аппаратуры космических аппаратов навигации и связи / Контроль и диагностика, 2011, №11 с. 59-63

4.ASTM F 1892 – 06. «Standard Guide for Ionizing Radiation (Total Dose) Effects Testing of Semiconductor Devices»

ТАБЛЕТСАТ – МИКРОСПУТНИКОВАЯ ПЛАТФОРМА ДЛЯ НАУЧНЫХ, ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ И ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ЗАДАЧ

Карпенко С.О., Потапов А.В., Халезов А.Б., Ивлев Н.А., Попов А.В., Сивков А.С.
ООО «Спутникс», 143025, Россия, Московская область, дер. Сколково, ул. Новая, д.100
karpenko@sputnix.ru

Малые космические аппараты (МКА) играют все большее значение при проведении научных, технологических и образовательных экспериментов как во всем мире, так и в России. Отечественные микроспутники «Юбилейный», «Чибис-М», «Юбилейный-2», а также аппараты типа «Зонд-ПП» и другие - яркое тому подтверждение.

Имеющиеся тенденции, а также Федеральная космическая программа показывают, что роль микроспутников в околоземных космических исследованиях будет только возрастать.

Компания СПУТНИКС ведет разработку микроспутниковой платформы ТаблетСат массой до 50 кг с использованием, так называемого модульного принципа и архитектуры Plug-and-Play. Это принцип позволяет из типовых служебных систем собственной разработки и полезной нагрузки заказчика собирать спутники по принципу LEGO-конструктора. Подход основан на использовании открытых SxPA-спецификаций (SPUTNIX Plug-and-Play Architecture), описывающих механические, электрические, и информационные интерфейсы между служебными системами и полезной нагрузкой. Эти спецификации доступны для всех желающих на сайте компании.

Базовой единицей конструкции платформы ТаблетСат является модуль массой около 10 кг, получивший название 1U (U-от английского слова UNIT, т.е. модуль). Другие типовые размеры (2U, 3U, 4U) с большим резервом по массе и электрической мощности под полезную нагрузку могут выполняться посредством увеличения количества однотипных модулей формата 1U. Выбранный форм-фактор (6-угольная призма) обусловлен исключительно возможностями и удобством запуска платформы в качестве попутной нагрузки.

Первый запуск спутника-демонстратора на базе платформы ТаблетСат планируется осуществить в 2014 г. Это будет аппарат массой около 20 кг с панхроматической камерой дистанционного зондирования Земли. В 2015 г. для материнской компании СКАНЭКС предполагается запуск полноценного коммерческого микроспутника ДЗЗ с мультиспектральной камерой среднего разрешения.

Компания СПУТНИКС ведет также перспективные разработки в области создания элементов систем ориентации и стабилизации, двигателя малой тяги, антенн X-диапазона, бортового автономного GPS/Глонасс-навигатора.

АВТОМАТИЧЕСКОЕ ФОРМИРОВАНИЕ ЛИСТА РЕГИСТРАЦИИ ИЗМЕНЕНИЙ В СИСТЕМЕ ЭЛЕКТРОННОГО ДОКУМЕНТООБОРОТА КОНСТРУКТОРСКОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ

Коблов Н.Н., Чекрыгин С.С.
ОАО «НПЦ «Полюс», 634050, Россия, г. Томск, пр. Кирова, 56в
E-mail: polus@online.tomsk.net

На протяжении последних лет в сфере производства прослеживается тенденция повышения уровня сложности реализуемых проектов. Заказчики ожидают появления все более функциональных и интеллектуальных устройств, включающих одновременно механические, электронные и программные компоненты, обладающих лучшими рабочими характеристиками и показателями при меньших значениях массы, габаритов и стоимости [1]. Такие крупномасштабные и наукоемкие проекты, как правило, характеризуются длительным циклом проектирования, производства и испытаний. И естественно, что на протяжении всех

этих этапов, до выхода изделия в эксплуатацию у разработчиков, конструкторов и технологов возникают сотни идей, призванных улучшить его потребительские свойства и сократить время и расходы на производство. Конструкция конкретного изделия может многократно изменяться и подвергаться различным доработкам, вместе с тем претерпевает изменения и комплект документации, чертежей на него. Поэтому, помимо выпуска новых документов, идет постоянный поток поправок в уже существующий задел документации, вносимых разными людьми в разное время.

Очевидно, что все проводимые в документации изменения должны быть оформлены должным образом, чтобы в дальнейшем при необходимости можно было точно определить, какое из них, кем, когда и на основании чего было сделано. Этот процесс регламентируется ГОСТ 2.053-90 «Единая система конструкторской документации (ЕСКД). Правила внесения изменений». В частности, в нем говорится о том, что информация обо всех изменениях, вносимых в подлинник документа на всех стадиях его жизненного цикла, должна быть отражена в листе регистрации изменений, который выполняют на формате А4, включают в общее количество листов и помещают в конец документа. В общем виде это таблица, имеющая следующие графы:

«Изм.» – порядковый номер изменения документа;

«Номера листов (страниц) измененных, замененных, новых, аннулированных» – указание номеров листов, соответственно измененных, замененных, новых и аннулированных по извещению об изменении (ИИ);

«Всего листов (страниц)» – количество листов в документе после изменения;

«№ докум.» – обозначение соответствующего ИИ;

«Входящий № сопроводительного документа» (заполняют при внесении изменений в эксплутационные и ремонтные документы);

«Подп.» – подпись лица, ответственного за изменение;

«Дата» – дата внесения изменения.

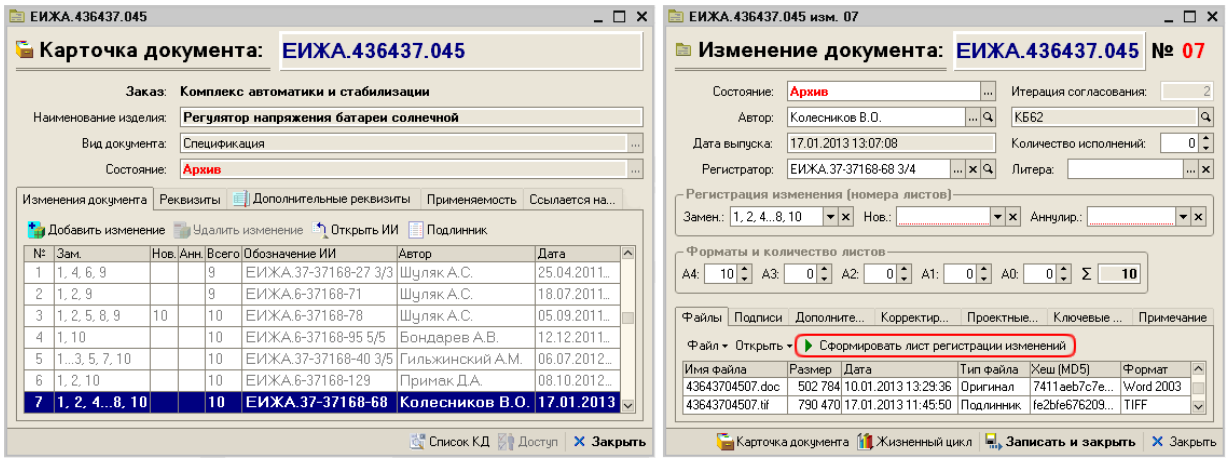
Распространена также практика выноса на лист регистрации и другой дополнительной информации. Так, например, для документов, выполненных автоматизированным способом (а это практически все документы на сегодняшний день), указывают информацию о файле (имя, размер, дата изменения), с которого получен подлинник документа, а также наименование и версию текстового редактора или системы автоматизированного проектирования, в которой он разработан.

Рассматривая вопрос о том, кто же должен заниматься заполнением листа регистрации изменений, стоит обратить внимание на организацию всего документооборота на предприятии. В случае традиционного бумажного документооборота эта функция отводится сотрудникам бюро технической документации или, иначе говоря, сотрудникам бумажного архива. Так, при получении ИИ, выпущенного, например, конструктором, работник архива находит на стеллажах нужный документ и тушью черного цвета вносит в него все необходимые изменения, заменяет, добавляет или аннулирует некоторые листы, после чего делает соответствующую запись в листе регистрации. В случае же электронного документооборота, узаконенного поправками ЕСКД 2006 года, дело обстоит иначе. По новым правилам, изменения в электронном подлиннике документа могут быть проведены только заменой листов. Тем самым должно обеспечиваться полное соответствие подлинника файлу, из которого он был получен, называемому оригиналом. Как следствие этого, работа по внесению изменений и заполнению листов регистрации переложена на авторов документов, поскольку сотрудники архива просто не имеют технической возможности для этого. А графа «Номера листов (страниц) измененных» в листе регистрации, по сути, утратила свою актуальность.

Таким образом, даже при электронном документообороте, призванном освободить всех его участников от лишней работы и ускорить процесс обработки информации, при формировании листа регистрации изменений такого эффекта не наблюдается. Однако стоит отметить следующее: поскольку подлинник документа является электронным, данный

процесс при грамотном подходе все-таки можно автоматизировать и избавить конструкторов и разработчиков от дополнительной рутинной работы.

В соответствии с концепцией информатизации Роскосмоса и политикой предприятия в области качества в ОАО «НПЦ «Полюс» создано единое информационное пространство данных о корпоративной продукции под управлением автоматизированной системы управления инженерными данными и производством (АСУ ИДиП) собственной разработки [2]. Эта система реализует все функции, необходимые для полноценного электронного документооборота на предприятии: классификацию и хранение документов с возможностью разграничения прав доступа, проведение изменений и их согласование в электронном виде, поиск по атрибутам и содержанию, взаимодействие с другими автоматизированными системами и многое другое. В АСУ ИДиП хранится вся история изменений электронно-технических документов (номер изменения, обозначение ИИ, дата сдачи в архив и т.д.), а подлинником выступает многостраничный графический файл в формате TIFF, получаемый при печати файла-оригинала на виртуальном принтере (рис. 1). Стоит также отметить, что для каждого файла, хранящегося в карточке изменения документа, помимо его основных атрибутов – имени, размера и даты изменения, указывается и контрольная сумма (хеш-функция MD5), рассчитываемая автоматически. Это необходимо для обеспечения достоверности и целостности информации, содержащейся в электронном документе, для ее защиты от случайного или преднамеренного изменения, поскольку только контрольная сумма файла, а не размер и дата изменения позволяет определить его подлинность.



а *б*

Рис. 1. Карточка документа (*а*) и карточка одного из его изменений (*б*) в АСУ ИДиП

Учитывая наличие такой исчерпывающей информации и принимая во внимание уже имеющийся опыт по повышению эффективности процесса проведения изменений в конструкторской документации, а именно по автоматизации выпуска ИИ [3], разработан модуль АСУ ИДиП для автоматического формирования листов регистрации изменений. Теперь вся эта процедура сводится к нажатию всего лишь одной кнопки. При этом система сама собирает данные обо всех изменениях документа, его файлах-оригиналах (в общем случае их может быть несколько) и формирует в виртуальной памяти макет листа регистрации изменений (виртуальный макет), после чего печатает его на виртуальном принтере в формат TIFF и прикрепляет последним листом к подлиннику электронного документа (рис. 2).

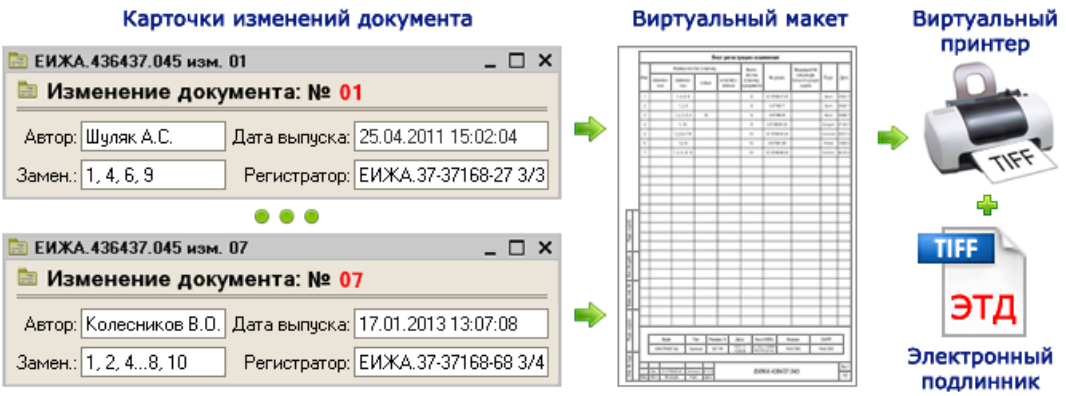
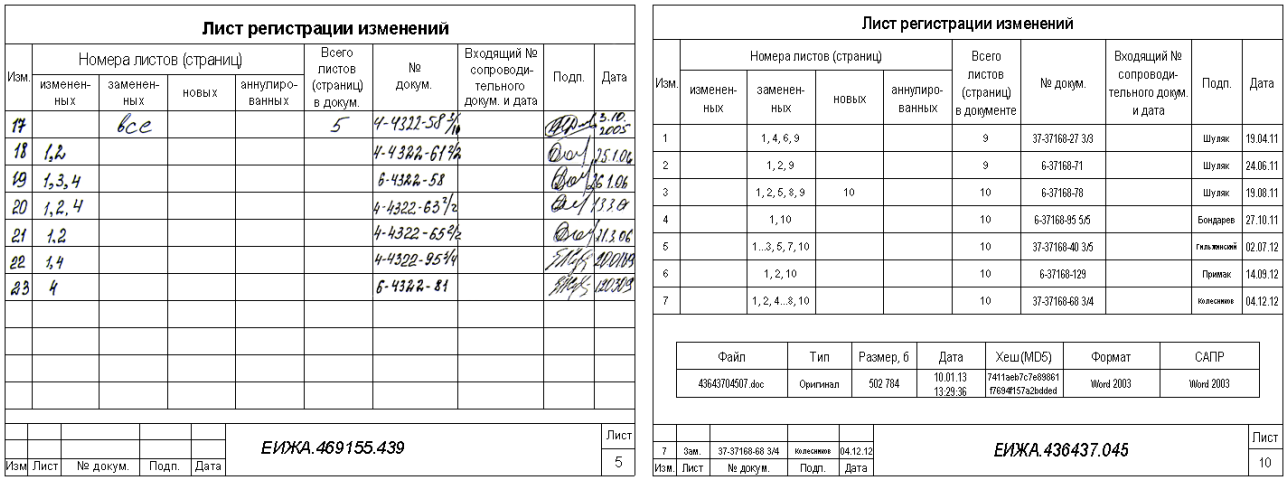


Рис. 2. Алгоритм формирования листа регистрации изменений в АСУ ИДиП

Стоит отметить, что внедрение подобного функционала для автоматизации процесса проведения изменений в документацию, с одной стороны, значительно облегчает труд инженера, а с другой – позволяет сократить число ошибок, обусловленных человеческим фактором при ручном заполнении форм (рис. 3).



Лист регистрации изменений

Изм.	Номера листов (страниц) изменен-ных	заменен-ных	новых	аннулиро-ванных	Всего листов (страниц) в докум.	№ докум.	Входящий № сопроводи-тельного докум. и дата	Подп.	Дата
17		все			5	4-4322-58 3/4			3.10.2005
18	1,2					4-4322-61 3/2			25.1.06
19	1,3,4					6-4322-58			26.1.06
20	1,2,4					4-4322-63 3/2			13.3.06
21	1,2					4-4322-65 3/2			31.3.06
22	1,4					4-4322-95 3/4			4.10.09
23	4					6-4322-81			4.10.09

Изм	Лист	№ докум.	Подп.	Дата	ЕИЖА.469155.439	Лист 5

Лист регистрации изменений

Изм.	Номера листов (страниц) изменен-ных	заменен-ных	новых	аннулиро-ванных	Всего листов (страниц) в документе	№ докум.	Входящий № сопроводи-тельного докум. и дата	Подп.	Дата
1		1, 4, 6, 9			9	37-37168-27 3/3		Шуляк	19.04.11
2		1, 2, 9			9	6-37168-71		Шуляк	24.06.11
3		1, 2, 5, 8, 9	10		10	6-37168-78		Шуляк	19.08.11
4		1, 10			10	6-37168-95 5/5		Бондарев	27.10.11
5		1...3, 5, 7, 10			10	37-37168-40 3/5		Гильзинский	02.07.12
6		1, 2, 10			10	6-37168-129		Примак	14.09.12
7		1, 2, 4...8, 10			10	37-37168-68 3/4		Колесников	04.12.12

Файл	Тип	Размер, б	Дата	Хеш (MD5)	Формат	САПР
43643704507.doc	Оригинал	502 784	10.01.13 13:29:36	7411aeb7c7e89861 f7694f157a2bdded	Word 2003	Word 2003

Изм.	Лист	№ докум.	Подп.	Дата	ЕИЖА.436437.045	Лист 10
7	Зам.	37-37168-68 3/4	Колесников	04.12.12		

а *б*

Рис. 3. Фрагменты листа регистрации: *а* – заполнено вручную; *б* – сформировано автоматически

В дальнейшем планируется также автоматизировать процедуру заполнения основной надписи документов и чертежей средствами АСУ ИДиП.

Список литературы:

1. Аналитический отчет Tech-Clarity. Пять аспектов повышения сложности изделий. URL: http://www.plm.automation.siemens.com/ru_ru/Images/20815_tcm802-94756.pdf(дата обращения: 01.03.2013).

2. Коблов Н. Н. Разработка и внедрение автоматизированной системы управления инженерными данными // Электронные и электромеханические системы и устройства : сб. науч. тр. – Томск : Изд-во НТЛ, 2011. С. 436–443.

3. Коблов Н. Н., Черватюк В. Д., Чекрыгин С. С. Повышение эффективности проведения изменений в конструкторской документации // Электронные и электромеханические системы и устройства : тез.докл. науч.-техн. конф. молодых специалистов (Томск, 14–15 февр. 2013 г.) / ОАО «НПЦ “Полюс”». – Томск, 2013. С. 213–215.

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ПРЕЦИЗИОННЫХ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ И УСТРОЙСТВ РАЗРАБОТКИ И ПРОИЗВОДСТВА ОАО ИСС

Курбатов Е.М., начальник отдела
Открытое Акционерное Общество
«Информационные Спутниковые Системы имени академика М.Ф. Решетнёва»
662972, Красноярский край, г. Железногорск, ул. Ленина, 52
Kurbatov@iss-reshetnev.ru

Современное развитие прецизионные системы и устройства начали в конце 70-х годов 20-го века одновременно с созданием КА ЛУЧ, на котором требовалось одновременное и независимое наведение четырёх антенн, две из которых являлись крупногабаритными.

Здесь были впервые в отрасли реализованы принципы цифрового управления, впервые были созданы приборы, входными сигналами которых являлись коды скоростей, а выходными - коды текущих углов поворота. В качестве исполнительного двигателя был применён шаговый типа ДШ-40, а в качестве первичного преобразователя угла бесконтактный вращающийся трансформатор ВТП-4Д.

Дальнейшее развитие это получило на КА ЛУЧ-1. В целях повышения точности на данном КА, в качестве первичного преобразователя угла впервые был применён бесконтактный двух отсчётный многополюсный малогабаритный вращающийся трансформатор ВТ-71, а для обеспечения поворота новых крупногабаритных антенн в отделе был разработан специальный шаговый двигатель увеличенного ресурса.

Полученный опыт позволил создать уникальный КА ГАЛС - КА непосредственного телевизионного вещания, где обеспечивалось наведение 5 антенн, одна из которых была 3-х степенной.

РАДУГА-1М – КА связи, где применяется перенацеливаемая антенна, для которой снова был спроектирован специальный шаговый двигатель, что позволило минимизировать массу механизма поворота антенны.

МЕРИДИАН – уникальная, до сих пор не имеющая аналогов в отрасли, безредукторная система наведения антенн. Со своим двигателем типа БДПТ. Отдел разработал оригинальную конструкцию механизма со встроенными СВВ и волноводами.

Современные КА типа ЛУЧ-5 - Снова задачи одновременного и независимого наведения нескольких антенн, две из которых крупногабаритные. Снова – разработка специальных двигателей – синхронных двигателей с электромагнитной редукцией частоты вращения индукторного типа.

Развитие продолжается - в новых проектах будут применяться новые двигатели, ни чем не хуже зарубежных, новые современные оптоэлектронные резервированные моноблочные преобразователи угол-код, блоки управления на базе высокопроизводительных процессоров с функциями прямого управления электродвигателями и управления положением антенн с эталонной моделью и т.д.

Более простые, но самые важные на КА устройства - устройства поворота солнечных батарей - т.к. обеспечивают само существование КА.

Современные УПБС также начали активно развиваться в конце 70-х годов 20-го века.

Для КА ПОТОК - первого полностью цифрового КА в СССР, было разработано УПБС с наиболее приспособленным для такого способа управления двигателем – шаговым, первый опыт оцифровки текущего углового положения – число импульсный код. Режим работы УПБС – старт-стопный : 15 минут движение, 45 минут стояние. Особенности : - БМУП – герметичный, передаточное отношение 102 000, датчик угла – контактный ВТ типа 2.5 ВТ

Эксплуатировались на КА серий ПОТОК, ЛУЧ, ЛУЧ-1, ГАЛС, ЭКСПРЕСС, ЭКСПРЕСС-А.

Следующее поколение УПБС - с непрерывным, строго синхронным орбитальному, движением солнечных батарей. Применён БДПТ с ДПР типа ВТ-40. В БУПе реализована система стабилизации скорости, инвариантная к изменению момента на валу двигателя, и обеспечивающая кратность управления по скорости 1: 10000, точную подстройку скорости вращения панелей БС. Особенности – БМ УП герметичный, передаточное отношение - 82 000, датчик угла – бесконтатный ВТ с одной парой полюсов типа 2.5БВТ-2

Применяется на КА типа SESat, ЭКСПРЕСС-АМ, РАДУГА-1М,

Для КА МЕРИДИАН и ГЛОНАСС-М создано похожее устройство, но в качестве первичных преобразователей угла используются многополюсные ВТ-100.

Современные УПБС - негерметичного исполнения.

Самый массовый УПБС для КА ГСО на базе платформы ЭКСПРЕСС-1000.

Особенности - три фиксированные скорости вращения, малое передаточное отношение около 500, полностью резервированный индукторный электродвигатель типа СДЭР на собственных опорах, в качестве датчиков угла - потенциометры.

Его модификация применяется и для КА на базе платформы ЭКСПРЕСС-2000, основное отличие – увеличение передаточного отношения до величины более 2000, что связано с большим моментом инерции панелей солнечных батарей.

Для КА на ВЭО - создано устройство с непрерывным управлением скоростью поворота панелей СБ и повышенной точностью определения текущего углового положения панелей СБ.

Особо следует отметить УПБС для КА типа ГЛОНАСС. На КА первой серии панели СБ ориентировались «рывком», по показаниям грубого датчика направления на Солнце, погрешность ориентации составляла 5° - 7°. На КА типа ГЛОНАСС-М, функционирующих в настоящее время, применение многополюсного ВТ типа ВТ-100 позволило уменьшить эту величину до значения менее 0.2° , а на КА ГЛОНАСС-К угол поворота панелей солнечных батарей измеряется уже оптоэлектронным датчиком с собственной погрешностью всего 0.01° (менее 40″)

В настоящее время ведётся работа над новыми проектами, направленных в первую очередь на уменьшение массы, повышения точности и долговечности.

ДИНАМИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ МНОГОЦЕЛЕВОЙ ПЛАТФОРМЫ «СИНЕРГИЯ»

Малыгин Д. В.
Научный руководитель: Толпегин О. А., д.т.н., проф.
Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова,
190005, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, 1
E-mail: Malygin.DV@astronomikon.ru

Работа содержит описание кватернионной модели сверхмалого космического аппарата СМКА в инерциальной системе координат.

При рассмотрении потенциально свободного вращательного движения, Лагранжиниан L представляет собой не что иное, как кинетическую энергию вращательного движения E. Кинетическая энергия представляет собой сумму кинетических энергий каждой вращающейся части:

$$L = E = \frac{1}{2}\vec{\omega}'^T J_0 \vec{\omega}' + \frac{1}{2}\vec{\omega}'^T J_r \vec{\omega}' + \frac{1}{2}\vec{\omega}'^T I_r \vec{\omega}' + \underbrace{\frac{1}{2}(\Phi^T \vec{\omega}' + \vec{\omega}_g'')^T I_0 (\Phi^T \vec{\omega}' + \vec{\omega}_g'')}_{*}$$

$$* = \frac{1}{2}\vec{\omega}'^T \Phi I_0 \Phi^T \vec{\omega}' + \frac{1}{2}\vec{\omega}''^T_g I_0 \vec{\omega}' + \frac{1}{2}\vec{\omega}'^T \Phi I_0 \vec{\omega}''_g + \underbrace{\frac{1}{2}\vec{\omega}''^T_g I_0 \Phi^T \vec{\omega}'}_{\frac{1}{2}\vec{\omega}'^T \Phi I_0 \vec{\omega}''_g}$$

$$L = \frac{1}{2}\vec{\omega}''^T \underbrace{(J_0 + J_r + I_r + \Phi I_0 \Phi^T)}_{J} \vec{\omega}' + \frac{1}{2}\left(2\Phi^T \vec{\omega}' + \vec{\omega}''_g\right)^T I_0 (\vec{\omega}''_g)$$

Таким образом, $L = \frac{1}{2}\vec{\omega}''^T J \vec{\omega}' + \frac{1}{2}\left(2\Phi^T \vec{\omega}' + \vec{\omega}''_g\right)^T I_0 (\vec{\omega}''_g)$

$$\boxed{L = \frac{1}{2}\vec{\omega}'^T J \vec{\omega}' + \frac{1}{2}\left(2\Phi^T \vec{\omega}' + \vec{\omega}''_g \hat{e}_g\right)^T I_0 (\vec{\omega}''_g \hat{e}_g)}. \quad (1)$$

J может быть представлена как инерциальная матрица СМКА с не вращающимся (остановленным) маховиком.

Используя кватернионный вектор **q**и угловое ускорение колеса ω_g в качестве координат, нам необходимо вычислить $\frac{d}{dt}\frac{\partial L}{\partial \dot{c}}$ и $\frac{\partial L}{\partial c}$с $\mathbf{c} = (\mathbf{q}^T \omega_g)^T$.

Чтобы вывести Lot $\dot{\boldsymbol{q}}$ мы сперва должны переписать L, учитывая $\vec{\omega}' = 2G\dot{\boldsymbol{q}}$

$$L = 2(G\dot{\boldsymbol{q}})^T J (G\dot{\boldsymbol{q}}) + \frac{1}{2}\left(4\Phi^T G\dot{\boldsymbol{q}} + \omega_g \hat{e}_g\right)^T I_0 (\omega_g \hat{e}_g) = 2\dot{\mathbf{q}}^T (G^T J G)\dot{\boldsymbol{q}} + 2\omega_g \dot{\mathbf{q}}^T G^T \Phi I_0 \hat{e}_g + \frac{1}{2}\omega_g^2 \hat{e}_g^T I_0 \hat{e}_g.$$

Так

$$\frac{\partial L}{\partial \dot{\mathbf{q}}} = 4G^T J G \dot{\mathbf{q}} + 2\omega_g G^T \Phi I_0 \hat{e}_g = 2G^T J \vec{\omega}' + 2\omega_g G^T \Phi I_0 \hat{e}_g$$

И

$$\frac{d}{dt}\frac{\partial L}{\partial \dot{q}} = 2\dot{G}^T J \vec{\omega}' + 2G^T J \dot{\vec{\omega}}' + 2\omega_g \dot{G}^T \Phi I_0 \hat{e}_g + 2\dot{\omega}_g G^T \Phi I_0 \hat{e}_g. \quad (2)$$

Чтобы вывести L от **q**мы должны переписать Lс учётом $\vec{\omega}' = -2\dot{G}\boldsymbol{q}$

$$L = 2(G\dot{\boldsymbol{q}})^T J (\dot{G}\boldsymbol{q}) + \frac{1}{2}\left(-4\Phi^T \dot{G}\boldsymbol{q} + \omega_g \hat{e}_g\right)^T I_0 (\omega_g \hat{e}_g)$$

$$= 2\boldsymbol{q}^T (\dot{G}^T J \dot{G})\boldsymbol{q} - 2\omega_g \boldsymbol{q}^T \dot{G}^T \Phi I_0 \hat{e}_g + \frac{1}{2}\omega_g^2 \hat{e}_g^T I_0 \hat{e}_g.$$

Следовательно

$$\frac{\partial L}{\partial \boldsymbol{q}} = 4\dot{G}^T J \dot{G} \mathbf{q} - 2\omega_g \dot{G}^T \Phi I_0 \hat{e}_g$$

$$\frac{\partial L}{\partial \boldsymbol{q}} = -2\dot{G}^T J \vec{\omega}' - 2\omega_g \dot{G}^T \Phi I_0 \hat{e}_g. \quad (3)$$

Угловое положение маховика ρ – тоже координата, но мы не заинтересованный в ней и $\frac{\partial L}{\partial \rho} = 0$, поэтому нам не нужно учитывать её дальше.

Итак

$$\frac{\partial L}{\partial \dot{\rho}} = \frac{\partial L}{\partial \omega_g} = \vec{\omega}'^T \Phi I_0 \hat{e}_g + \hat{e}_g^T I_0 \hat{e}_g \omega_g = (\vec{\omega}'^T \Phi + \omega_g \hat{e}_g^T) I_0 \hat{e}_g$$

И учитывая

$$\frac{d}{dt}\frac{\partial L}{\partial \dot{\rho}} = \frac{d}{dt}\frac{\partial L}{\partial \omega_g} = \left(\dot{\vec{\omega}}'^T \Phi + \dot{\omega}_g \hat{e}_g^T\right) I_0 \hat{e}_g = \hat{e}_g^T I_0 (\Phi^T \dot{\vec{\omega}}' + \dot{\omega}_g \hat{e}_g). \quad (4)$$

Обобщённая сила в кватернионных координатах будет равна $\boldsymbol{F_q} = 2G^T \vec{T}'$. С другой стороны, обобщённая сила по ρ координате равна просто T_g, т.е. моменту, приложенному к маховику.

Отметим, что T_g не вычитается из $\vec{T}'$ в качестве реакции крутящего момента; потому что этот реактивный крутящий момент не совершает никакой работы когда $\boldsymbol{q}$изменяется,а ρ постоянна. То же самое для всех структурных сил, связанных с телом.

Константами также являются $C = \boldsymbol{q}^T\boldsymbol{q} = 1$ здесь, и $\frac{\partial C}{\partial \boldsymbol{q}} = 2\boldsymbol{q}$, записанный как вектор-столбец.

Из формулы Лагранжа

$$\frac{d}{dt}\frac{\partial L}{\partial \dot{c}} - \frac{\partial L}{\partial c} = \boldsymbol{F}_c - \lambda\frac{\partial C}{\partial c},$$

получаем кватернионную часть $\boldsymbol{c}$из (2) и (3)

$$2\dot{G}^T J\vec{\omega}' + 2G^T J\dot{\vec{\omega}}' + 2\omega_g \dot{G}^T \Phi I_0 \hat{e}_g + 2\dot{\omega}_g \dot{G}^T \Phi I_0 \hat{e}_g + 2\dot{G}^T J\vec{\omega}' + 2\omega_g \dot{G}^T \Phi I_0 \hat{e}_g = 2G^T\vec{T}' + 2\lambda\boldsymbol{q},$$

отсюда,

$$4\dot{G}^T J\vec{\omega}' + 2G^T J\dot{\vec{\omega}}' + 4\omega_g \dot{G}^T \Phi I_0 \hat{e}_g + 2\dot{\omega}_g G^T \Phi I_0 \hat{e}_g = 2G^T\vec{T}' + 2\lambda\boldsymbol{q}.$$

Разделив на 2 и умножив на G, мы получаем

$$\underbrace{2G\dot{G}^T}_{\Omega'} J\vec{\omega}' + \underbrace{GG^T}_{Id} J\dot{\vec{\omega}}' + \omega_g \underbrace{2G\dot{G}^T}_{\Omega'} \Phi I_0 \hat{e}_g + \dot{\omega}_g \underbrace{GG^T}_{Id} \Phi I_0 \hat{e}_g = \underbrace{GG^T}_{Id}\vec{T}' + \lambda \underbrace{G\boldsymbol{q}}_{\vec{0}}$$

$$\Omega'\left(J\vec{\omega}' + \omega_g \Phi I_0 \hat{e}_g\right) + J\dot{\vec{\omega}}' + \dot{\omega}_g \Phi I_0 \hat{e}_g = \vec{T}'.$$

Учитывая из (61) что $\Omega'\vec{v} = \vec{\omega}' \times \vec{v} \quad \forall\vec{v},$

$$\vec{\omega}' \times \left(J\vec{\omega}' + \omega_g \Phi I_0 \hat{e}_g\right) + J\dot{\vec{\omega}}' + \dot{\omega}_g \Phi I_0 \hat{e}_g = \vec{T}'$$

То есть

$$J\dot{\vec{\omega}}' + \omega_g \Phi I_0 \hat{e}_g = \vec{T}' - \vec{\omega}' \times \left(J\vec{\omega}' + \omega_g \Phi I_0 \hat{e}_g\right). \tag{5}$$

Из уравнения Лагранжа и (4), мы имеем

$$\hat{e}_g^T I_0 \Phi^T \dot{\vec{\omega}}' + \dot{\omega}_g \hat{e}_g^T I_0 \hat{e}_g = T_g. \tag{6}$$

Вместе с (5) теперь мы можем записать уравнение динамики СМКА в инерциальной системе отсчёта

$$\underbrace{\begin{pmatrix} J & \Phi I_0 \hat{e}_g \\ \hat{e}_g^T I_0 \Phi^T & \hat{e}_g^T I_0 \hat{e}_g \end{pmatrix}}_{H^{-1}} \begin{pmatrix} \dot{\vec{\omega}}' \\ \dot{\omega}_g \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \vec{T}' - \vec{\omega}' \times \left(J\vec{\omega}' + \omega_g \Phi I_0 \hat{e}_g\right) \\ T_g \end{pmatrix}$$

$$\boxed{\begin{gathered} \begin{pmatrix} \dot{\vec{\omega}}' \\ \dot{\omega}_g \end{pmatrix} = H \begin{pmatrix} \vec{T}' - \vec{\omega}' \times \left(J\vec{\omega}' + \omega_g \Phi I_0 \hat{e}_g\right) \\ T_g \end{pmatrix} \\ \dot{\boldsymbol{q}} = \frac{1}{2} G^T \vec{\omega}'. \end{gathered}} \tag{7}$$

$\boldsymbol{H}$ константа, поэтому можно сделать предварительный расчёт для дальнейшего моделирования.

Список литературы:

1. *Hassan K. Khalil. Nonlinear Systems. Prentice Hall, third edition, 2002.*
2. *A. Astolfi M. Lovera. Spacecraft attitude control using magnetic actuators. Automatica, 40:1405–1414, 2004.*
3. *M. Blanke R. Wi´sniewski. Fully magnetic attitude control for spacecraft subject to gravity gradient. Automatica, 35:1202–1214, 1999.*

4. Christopher J. Damaren. Comments on ”fully magnetic attitude control for spacecraft subject to gravity gradient”. Automatica, 38:2189, 2002. Eli JerpsethOverby. Attitude control for the norwegian student satellite cube. Master’s thesis, Norwegian University of Science and Technology,Trondheim, 2004.

5. Arend L. Schwab. Quaternion, finite rotation and euler parameters.http://tam.cornell.edu/˜als93/quaternion.pdf, 2002.

6. Sebatien Gros. Quaternion based dynamics - single turbine aircraft – lagrange and hamiltonian approaches. LA, EPFL, 2006.

ТРЕХМЕРНАЯ ИНТЕГРАЦИЯ ЭЛЕКТРОННЫХ КОМПОНЕНТОВ ПОДСИСТЕМ МНОГОЦЕЛЕВОЙ ПЛАТФОРМЫ «СИНЕРГИЯ»

Малыгин Д.В.
Научный руководитель: Толпегин О. А., д.т.н., проф.
Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д. Ф. Устинова,
190005, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. 1-я Красноармейская, 1
E-mail: Malygin.DV@astronomikon.ru

Согласно распоряжению правительства Российской Федерации от 28.12.12 № 2594-р по утверждению космической деятельности РФ на 2013-2020 годы планируется развертывание и поддержание необходимого для решения целевых задач состава орбитальных группировок (ОГ) отечественных космических аппаратов научного и социально-экономического назначения, с учетом обеспечения международного сотрудничества в области использования космического пространства в мирных целях; а также создание условий для расширения предоставляемых услуг с использованием результатов космической деятельности в интересах развития Российской Федерации и ее регионов (в том числе и зон Арктики и Антарктики). Таким образом в рамках поставленной цели для развертывания ОГ государство готово предоставить все финансовые ресурсы, возможности и программно-целевые инструменты для выполнения задач отечественной космической деятельности в интересах науки и социально-экономической сферы страны. При этом ключевая роль отводится новому направлению в космических технологиях – проектирование и внедрение сверхмалых космических аппаратов (СМКА). Для этого при реализации проекта по развертыванию ОГ СМКА необходимо решать следующий перечь взаимосвязанных задач:

- внедрение перспективных базовых и критических технологий машиностроения, приборостроения и материаловедения;
- освоение технологий создания средств межспутниковой связи, бортовой аппаратуры цифровой обработки сигналов и информации, микроэлектромеханических и робототехнических систем, новых датчиковых систем, транспортно-энергетических систем [1];
- развитие кадрового потенциала отрасли;
- расширение государственно-частного партнерства.

При этом особое место отводится новейшим технологиям в микроэлектронике – трехмерная интеграция компонентов (3D). Современные технологии 3D-микрокорпусирования и микросборки позволяют эффективно сократить площадь (объем, массу) электронного узла не за счет повышения степени интеграции ИС, а за счет работы с коммутационной составляющей системы и пассивными компонентами: платой, расположением и свойствами элементов. Стоит упомянуть еще об одном направлении интеграции электронных систем — о разработке «систем на кристалле» (СнК). В этом случае на одном кристалле выполняются различные части электрической схемы, такие как процессор, память, аналоговая часть и другие элементы с использованием технологий производства интегральных микросхем. С точки зрения плотности интеграции компонентов, длины электрических соединений, совместимости со стандартными технологиями производства и проектирования интегральных микросхем СнК обладают высочайшими

показателями, однако имеются и недостатки, один из которых — очень высокая трудоемкость проектирования таких систем. На рис. 1 представлен график зависимости отношения цены к функциональности и времени выхода на рынок к сложности «системы на кристалле» и 3D-интегрированной «системы в корпусе». Видно, что с ростом сложности системы, включая интеграцию разнородных блоков, таких как МЭМС, СВЧ-каналы, биодатчики и источники питания, кривая для «систем на кристалле» растет экспоненциально, а для 3D-интегрированных «систем в корпусе» — линейно. Широкий спектр современных изделий, использующих технологии 3D-микрокорпусирования и микросборки, или, иными словами, «системы в корпусе», можно упрощенно классифицировать по трем основным группам:

1. Многокристальные модули с кристаллами, расположенными один на другом (stackeddies), и организацией межсоединений проволочными выводами.

2. Многоэтажные корпуса (systemonpackage, SoP) с организацией межсоединений с помощью шариковых выводов или так называемых «бампов».

3. Многокристальные модули, использующие технологии создания для организации межсоединений переходных отверстий в материале самих полупроводниковых кристаллов (throughsiliconvias, TSV). Эта классификация представлена на рис. 2, а план развития технологии на рис. 3.

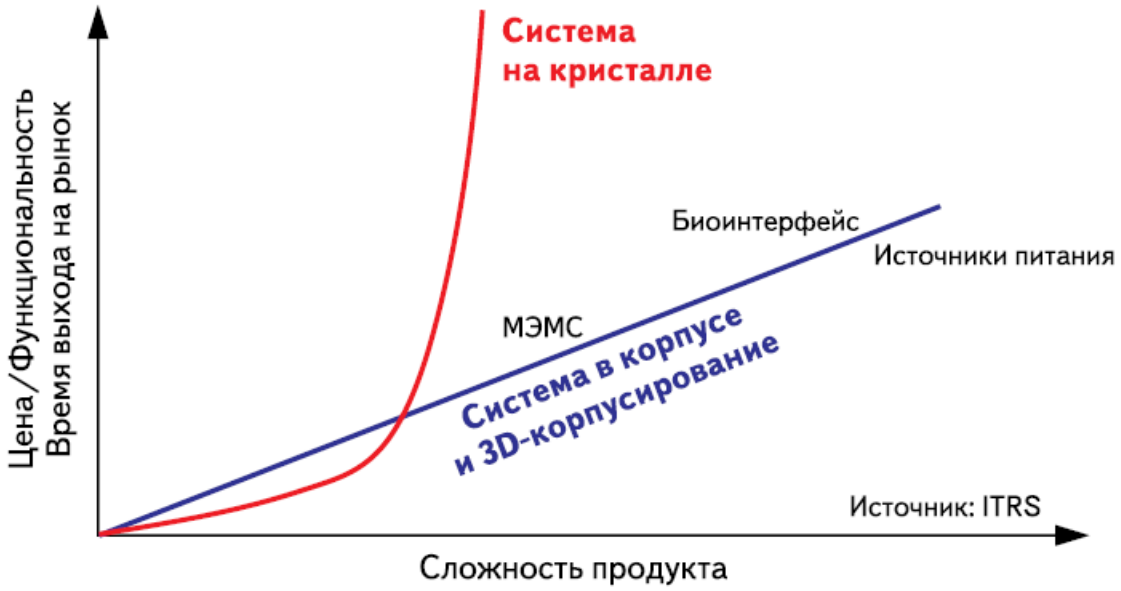


Рис. 1. Зависимость отношения цены к функциональности и времени выхода на рынок к сложности системы на кристалле и 3D-интегрированной системы в корпусе

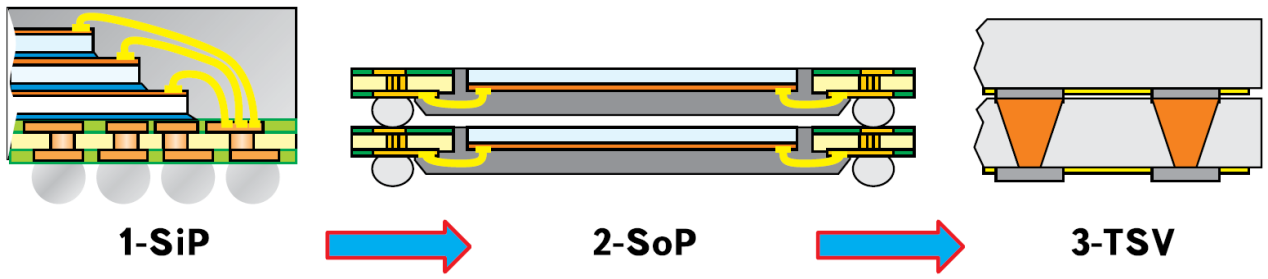


Рис. 2. Классификация 3D-интегрированных структур по трем основным группам

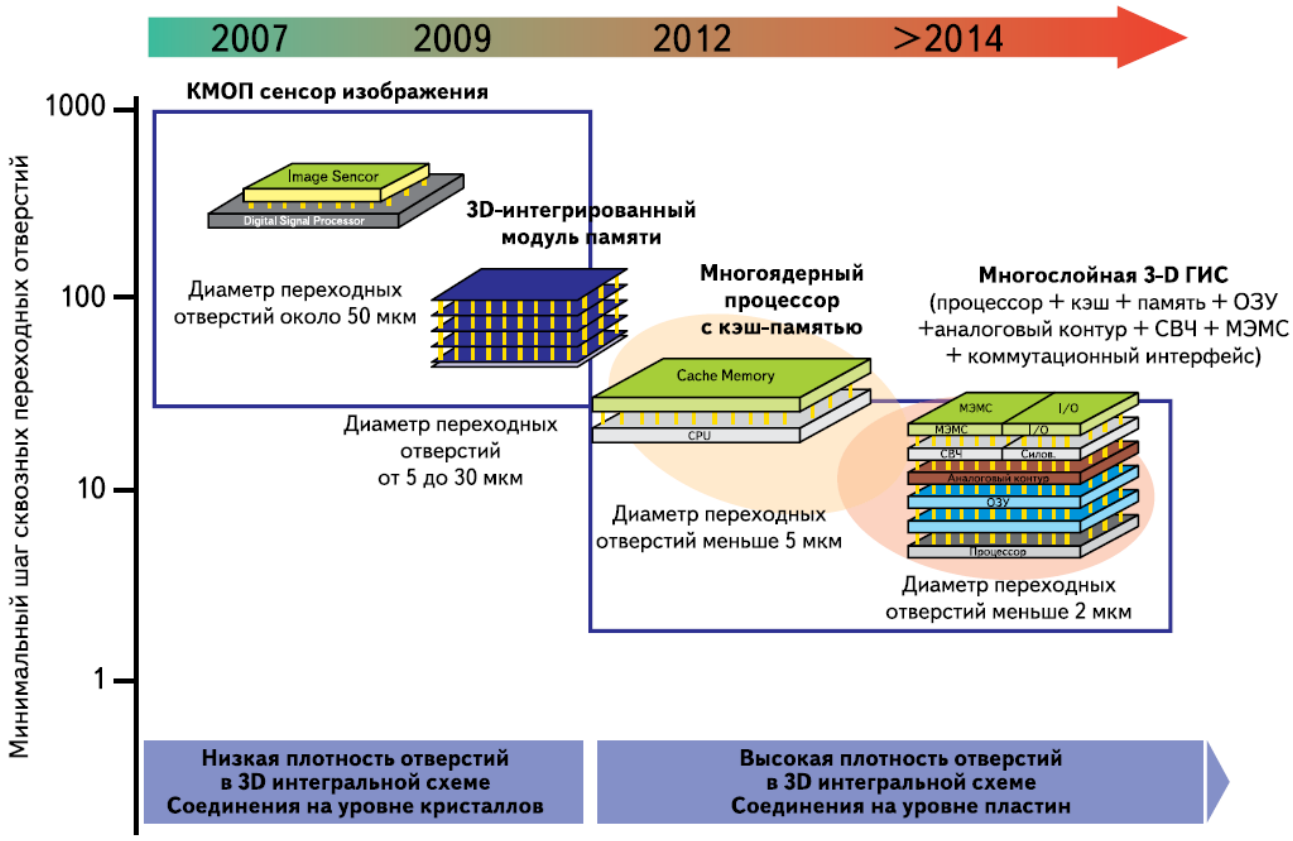


Рис. 3. Планразвития 3D-интеграции
(источник — отчет Through Silicon Via Technology: The Ultimate Market for 3D Interconnect. TechSearchInt., 2008)

Список литературы:

1. Малыгин Д. В. Проектирование бортового комплекса управления для сверхмалых космических аппаратов на базе однокристальной ПЛИС // XVI Международная научная конференция «Решетневские чтения» 7-9 ноября 2012, г. Красноярск, - С. 187-188.

КОНЦЕПЦИЯ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ МИКРОСПУТНИКА С АРХИТЕКТУРОЙ PLUG AND PLAY

Сивков А.С., Карпенко С.О.
ООО «Спутникс», 143025, Россия, Московская область, дер. Сколково, ул. Новая, д.100
asivkov@sputnix.ru

Бортовой комплекс управления (БКУ) малого космического аппарата (МКА) предназначен для обеспечения обмена командами и данными между элементами служебных систем и полезной нагрузкой, а также управления линиями питания.

В основе построения системы информационного обмена БКУ МКА, предлагаемой в СПУТНИКС, лежит принцип SPUTNIX PnP Architecture (SxPA). Этот принцип является реализацией открытого стандарта Space PnP Architecture, адаптированного для микроспутников массой до 100 кг.

Основная идея, заложенная в SxPA, заключается в обобщении понятия «модульность систем спутника» путем рассмотрения элементов, служебных систем и полезной нагрузки МКА как источников и потребителей «сервисов», а не как физических устройств. Любая, совместимая с SxPA информационная компонента спутника (датчик, исполнительный элемент, служебная система, полезная нагрузка и т.п.), добавляемая в БКУ, получает возможность обмена данными и выполнения функционального назначения без

необходимости модернизации бортового ПО, установки дополнительных драйверов, программных интерфейсов и прочих механизмов вмешательства в работу БКУ.

Каждая информационная компонента спутника должна быть сконфигурирована заранее таким образом, что бы предоставлять данные в БКУ, необходимые для её автоматического детектирования при подключении к бортовой сети. В этом случае протокол SxPA обеспечивает автоматическое детектирование этой компоненты при её подключении к БКУ, без априорного знания физического места расположения или точки подключения к сети. Следующим шагом устройства регистрируются в системе, как поставщики или потребители одного из известных сервисов, сообщая о режимах работы, типах требуемых и потребляемых данных (под сервисами подразумевается предоставление того или иного типа данных - результатов измерений, требуемых управляющих воздействий, телеметрии, навигационной информации и т.п.). После регистрации в системе все информационные компоненты автоматически становятся доступны всем остальным участникам обмена, уже зарегистрированным в системе.

Реализация данной концепции привела к необходимости использования на борту малого спутника последовательной шины данных SpaceWire. Она обеспечивает высокую пропускную способность (не менее 30 Мбит/сек с возможностью увеличения до 150 Мбит/сек), отказоустойчивость, масштабируемость сетевой инфраструктуры.

Таким образом, идеология SxPA обеспечивает быструю разработку, интеграцию, тестирование и запуск малых спутников (служебных систем, полезной нагрузки), решающих различные задачи – от образовательных до задач дистанционного зондирования Земли.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ НАДЁЖНОСТИ УЗЛОВ И БЛОКОВ УСТРОЙСТВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Сунцов С.Б.
Начальник отдела конструирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры
ОАО Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнёва
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: office@iss-reshetnev.ru

Обеспечение длительного срока активного существования (САС) космических аппаратов (КА) является важнейшей научной, инженерной и экономической задачей, решение которой требует глубокого системного подхода на всех этапах создания и эксплуатации бортовой радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) КА. Стратегической задачей для обеспечения длительного САС КА является реализация на всех этапах жизненного цикла бортовой РЭА предельно достижимых показателей надёжности за счет использования современных конструкторско-технологических решений РЭА, а также эффективных методов её проектирования и производства [1].

При решении задач увеличения надёжности бортовой РЭА КА при одновременном улучшении ее габаритно-массовых и функциональных характеристик становится очевидным, что традиционные конструкторско-технологические решения, основанные на печатных платах, подходят к физическому пределу возможности улучшения электрических параметров и габаритно-массовых характеристик. Для исключения недостатков традиционных печатных плат, плат толстопленочных микросборок и плат на основе высокотемпературной керамики предлагается применять в бортовой РЭА КА радиотехнические и силовые узлы и блоки на основе коммутационных плат из низкотемпературной совместно-обжигаемой керамики (КП НТК) (английская аббревиатура LTCC – Low Temperature Co-fired Ceramics). Однако в настоящее время в области применения КП НТК в космическом приборостроении существует ряд важнейших нерешенных или слабо проработанных задач:

1) отсутствуют математические модели (ММ) тепловых и механических процессов, протекающих в узлах и блоках радиотехнических устройств космического назначения на основе КП НТК, для проведения анализа напряжённо-деформированных состояний (НДС);

2) не проведено моделирование и исследование НДС узлов и блоков радиотехнических устройств космического назначения на основе КП НТК;

3) недостаточно экспериментальных данных о физико-механических характеристиках плат из низкотемпературной керамики отечественного производства;

4) недостаточно, с точки зрения практического применения, проработаны инженерные методики прогнозирования отказов типовых элементов узлов и блоков радиотехнических устройств космического назначения на основе КП НТК.

Доклад посвящен исследованию движения жидкости в плоском симметричном канале переменной ширины на основе уравнения неразрывности и упрощенного уравнения Навье-Стокса для плоского двумерного случая [2]. Актуальность выбранной тематики обуславливается применимостью в различных технических устройствах каналов переменного поперечного сечения. Научная новизна работы состоит в том, получены удобные для практического использования расчетные формулы.

В работе представлено применение метода Тарга к рассматриваемой проблеме, а именно:

1. Анализ распределения скоростей для плоского симметричного канала переменной ширины.
2. Определение коэффициента давления для плоского симметричного канала переменной ширины.

Список литературы:

1. Инженерный анализ при сквозном автоматизированном проектировании радиоэлектронной аппаратуры модульной ракетно-космической техники / С.Б. Сунцов, О.А. Климкин, А.В. Сарафанов, А.М. Фень, Д.Ю. Худоногов // Технология машиностроения. – Москва. – 2011. – № 5(107). – С.54–56.

2. Экспериментальные результаты определения механических характеристик керамики. / Н.Н. Марицкий, С.В. Пономарев, В.М. Карабан, А.К.Каравацкий, С.Б. Сунцов, А.А.Хвалько // «Известия высших учебных заведений. Физика. – 2010– №12/2, том 53. – С.148–153.

ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ И УСТРОЙСТВА ОАО «НПЦ «ПОЛЮС»

Тверяков О.В.
Заместитель начальника отдела ОАО «НПЦ Полюс»
634050, Россия, г. Томск, пр. Кирова, 56 "в"
E-mail: polus@online.tomsk.net

ОАО "НПЦ "Полюс" специализируется на создании наукоемкого бортового и наземного электротехнического оборудования и систем точной механики. Разработанные и изготовленные на предприятии комплексы и устройства эксплуатируются в автоматических космических аппаратах связи и телевещания ("Молния", "Экран-М", "Галс", "Экспресс-А", "Экспресс-АМ", "Глонасс"), дистанционного зондирования Земли ("Ресурс-ДК"), космического мониторинга природной среды ("Метеор"), исследования дальнего космоса ("Фобос", "Марс"), на Международной космической станции.

Из новых научно-технических направлений деятельности следует отметить создание, организацию производства и внедрение корабельных электроприводов и малошумных электровентиляторов для систем вентиляции, кондиционирования, а также нового поколения индукционных датчиков повышенной точности для авиационной техники (АН-148, ЯК-130, АН-70, НЛТ-36).

ОАО "НПЦ "Полюс" - это органичное сочетание научных и производственных служб, организационно увязанных едиными целями и задачами. Подобный симбиоз, с учетом технологических возможностей предприятия, позволяет выпускать электротехническую продукцию широкого спектра с неизменно высокими техническими и эксплуатационными характеристиками, надежностью и качеством.

На предприятии внедрена и сертифицирована по международным стандартам современная система менеджмента качества. Метрологической службе выдан аттестат аккредитации на право поверки средств измерений. Имеются все необходимые свидетельства и лицензии на создание и производство электроэнергетических и электромеханических систем.

"НПЦ "Полюс" выполняет экспериментальную отработку конструкций, испытания на механические, климатические и термовакуумные внешние воздействующие факторы, а также электрические, в том числе на электромагнитную совместимость, и виброакустические измерения и испытания, осуществляет методологические разработки и метрологические работы. Он оснащен лучшими отечественными и зарубежными образцами испытательного оборудования, измерительных систем, средств измерений и специализированным лицензионным программным обеспечением.

Испытания изделий на механические внешние воздействующие факторы проводятся различными типами нагрузок: синусоидальной вибрацией (Swept Sine), широкополосной случайной вибрацией (Random), синус на случайную (Sine on Random), ударом классических форм (Classical Shock), ударом по заданному спектру (Shock Response Spectrum), кратковременными низкочастотными динамическими нагрузками (Transient Time History Control), поиском резонансных частот, отслеживанием и работой на резонансе (Resonance Search, Track and Dwell).

Основные технические характеристики испытательного оборудования на воздействие МВВФ и средств измерений: толкающая сила 58 кН, амплитуда ускорения до 140 g, амплитуда перемещения до 30 мм, частотный диапазон от 3 до 2500 Гц, возможность работы по трем ортогональным осям с массой до 1000 кг, пиковое ударное ускорение до 800 g, частотный диапазон многоканальных систем управления виброиспытаниями от 0 до 21 кГц, частотный диапазон многоканальных систем анализа вибрационных и акустических сигналов от 0 Гц до 25 кГц, погрешность измерений + 0,5 дБ, динамический диапазон 120 дБ.

Список литературы:

1. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: http://polus.tomsknet.ru/

LOW FIELD MAGNETIC SENSING WITH ANISOTROPIC MAGNETORESISTIVE SENSORS

Sergey V. Uchaikin, Hardeep Sanghera

D-Wave Systems Inc., 100-4401 Still Creek Dr., Burnaby, BC, V5C 6G9, Canada

uchaikin@dwavesys.com

Introduction

Large quantities of magnetic field investigations are routinely gathered over space exploration. Results of those measurements can provide important information about Earth, planets and other cosmic objects because their bodies and surfaces containing proportions of materialswith a different magnetic susceptibility.

Besides conventional requirements satellite magnetic measurement equipment need to be robust for high mechanical vibrations, radiation persistency and operate at a very wide temperature range. Various magnetic sensors are available for space use. In the report, we discuss suitability of AMR application in satellites.

Magnetic sensors for space

There are many techniques for magnetic sensing, including Hall effect sensor, magneto-resistors, magneto-optical sensor, Lorentz force based MEMS sensor, fluxgate magnetometer, search coil magnetic field sensor, SQUID magnetometer etc. The most relevant sensors are shown in a comparison table 1.

Table 1. Magnetic sensors

Sensor	*Sensitivity per 1 Hz bandwidth*	*Power consumption, continues operation*	*Own field at distance of 1 cm*	*Radiation immunity*	*Drawback*
Fluxgate	<0,1-0,3 nT	Middle, <0.3mW	~10 нT	High	1) Power consumption 2) Size 3) Drift
Magneto Resistor	<0,1-0,3nT	High <30 mW	<<1 нT	High	Power consumption
SQUID	< 0.000005 nT	Small ~1 nW	<<1 нT	Low	Relative measurement
Searchcoil	Frequency dependent	Small ~1 uW	<<1 нT	High	1) AC measurement, 2) Frequency dependent sensitivity

As we see from the Table 1 magneto-resistors has a competitive precision and radiation hardness, but it concedes in power consumption. Fortunately, the magneto-resistors have a relative high bandwidth in the range of MHz and a low noise. It allows using the magneto-resistors with a pulse read-out with a low duty cycle to reduce device power.

Anisotropic Magnetoresistive Effect

Magnetoresistance is defined as the property of a material to change the resistivity when an external magnetic field is applied. This effect exists in all types of metal, being normal or ferromagnetic. There are two types of effects which exist in bulk, simple structures, ordinary magnetoresistance (OMR) and anisotropic magnetoresistance (AMR). The other effects, giant magnetoresistance (GMR), colossal magnetoresistance (CMR), and tunneling magnetoresistance (CMR), all requires complex material structures (eg. layed structures) or phase transitions to exist.

In ferromagnetic, the magnetoresistance effect can be broken down into three different types: $R(M(T))$- the resistance changes due to indirect manipulation of magnetization through thermal changes, $R(M)$- the resistance change due to direct manipulation of magnetization, and $R(\theta_{M,I})$- the resistance change due to the angle between the magnetization and current [1]. The one we are interested in for our application is$R(\theta_{M,I})$. The resistivity of a material showing such behavior can be modeled by $\rho(\theta_{M,I}) = \rho_0 + \rho_\Delta cos^2(\theta_{M,I})$, where ρ_0 is the zero-field resistivity and ρ_Δ is material constant. The resistance change is maximal when the current and magnetization are

orthogonal to each other (Figure 1, left). Since the ferromagnetic material will saturate after some certain applied magnetic field, the resistance change to applied field looks as shown in Figure 1 (right).

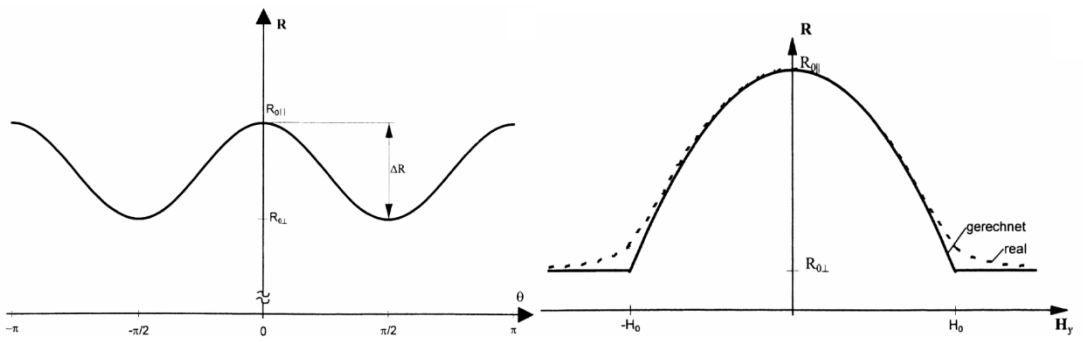


Figure 1. Left: Resistance of ferromagnetic thin film in x direction as a function of the angle Θ between the current I and the magnetisation M; right: Resistance of a thin ferromagnetic film as a function of the transversal field H_y[2]

As it can be seen, near the origin, the resistance change is very small, being zero for $\boldsymbol{H} = 0$. For low field sensing, this would not make a useful sensor device. In order to overcome this lack of sensitivity and also non-linear output, a 45° bias is applied to shift the sensor output into the linear region(Figure 2, left).This is called the barber pole structure (Figure 2, right).

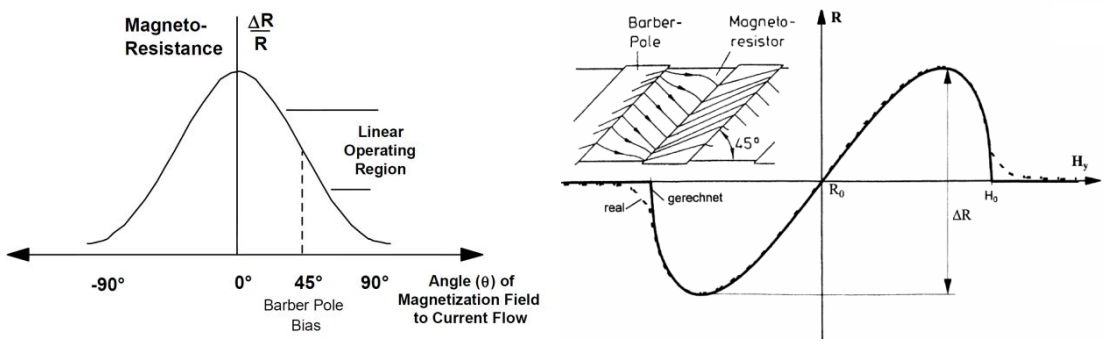


Figure 2. Barber pole structure sensor. Left: Magnetoresistive Variation with Angle Theta [3]; right: Current flow in a barber pole structure, and resistance R of a thin ferromagnetic film with a barber pole structure as a function of the transversal field H_y [2]

Honeywell HMC 1002 AMR Sensor

The AMR sensor which was chosen for our tests was the Honeywell HMC1001 sensor (or HMC1002, which contain two identical sensor oriented perpendicular to each other) [4]. It provides a lot of additional functionality aside from the ferromagnetic thin film resistive element. Each of the HMC1001sensors is composed of four identical thin film elements made out of a Nickel-Iron alloy (Permalloy). Two of the films are shielded, another two are sensitive to outside field. These Permalloy elements are aligned in the barber pole structure with shorting bars separating the thin films. The shorting bars cause the current in the “pole” to flow at 45° in the Permalloy elements. The four resistive elements are arranged in a Wheatstone bridge configuration (Figure 3) to provide very accurate measurements over a large range of temperatures.

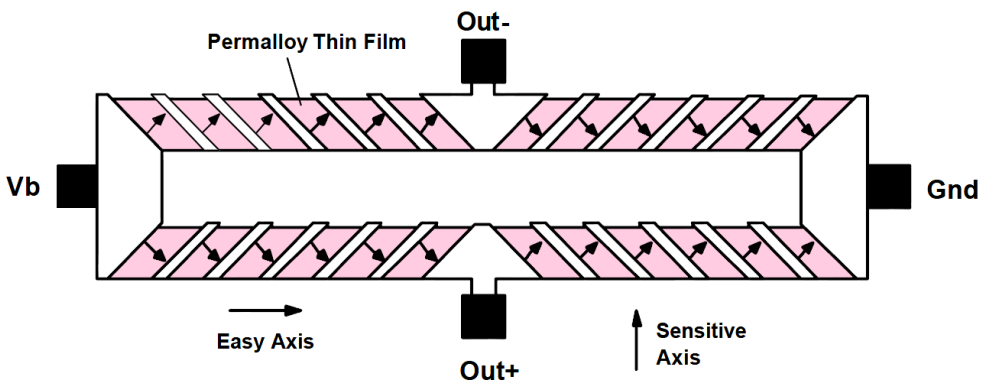


Figure 3. AMR Wheatstone bridge element. Vb - bias voltage [4]

The easy axis of the sensors is the preferred direction of magnetization in presence of zero magnetic field. By application of an external field along the sensitive axis of each element, the angle between the current flow and the magnetization changes which leads to changes in the output voltage of the bridge.

The HMC1001 sensor allows for two modes of operation referred to as set and reset mode. Each mode differs from each other by having their easy axis of magnetization at 180° to each other. This causes the response of the sensor to be opposite in each mode. The output of the AMR magnetometer shown in Figure 4.

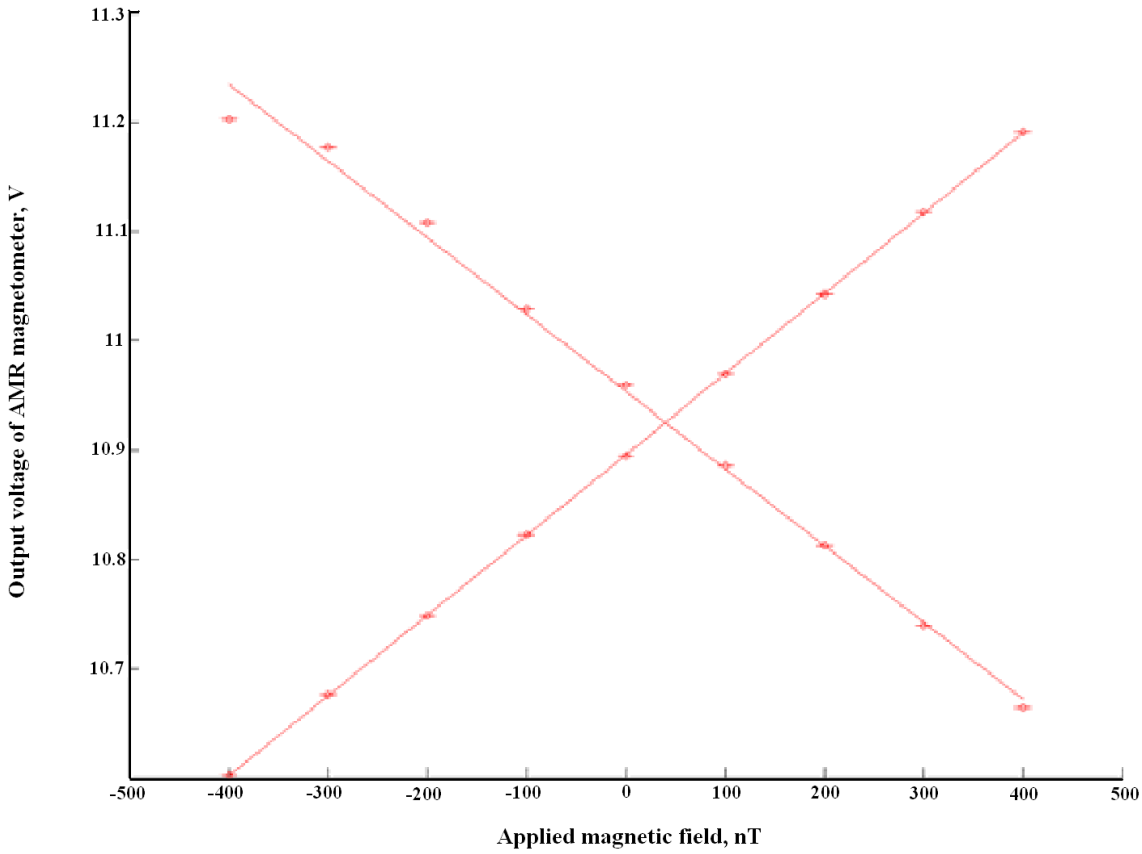


Figure 4. Sensor output vs magnetic field forboth set and reset modes.

As seen in Figure 4, there is some DC offset to each of the set and reset curves. Ideally if all 4 Permalloy elements were the same, the output voltage would be zero at zero field. However due to imperfections in the manufacturing process, all 4 elements cannot be the same resulting in a bridge imbalance at zero field. This dc offset can be compensated with consistent measurement in set and reset modes [5].

In addition, the set/reset capability of the sensor allows for compensation of cross-axis effects [6] (perpendicular component of the field that is trying to be sensed in the plane of the thin film). By looking at the difference of the set and reset voltage, the cross axis effects become negligible.

Test

Desined circuit allows to measure up to 8 sensors simultaneously. The electronics used to control the sensor board utilizes an FPGA for its digital circuitry. It has various DACs and ADCs to control signals as well as read them [5].

The PCB has fourHoneywell HMC 1002 sensors and one Honeywell HMC 1001, nine sensors in total. Out of the nine, eight of them arewired up and share a common offset and set/reset line. Each sensor is measured serially using a multiplexerfor the input bridge voltage and the output voltage lines. The PCBs are shown in Figure 5.

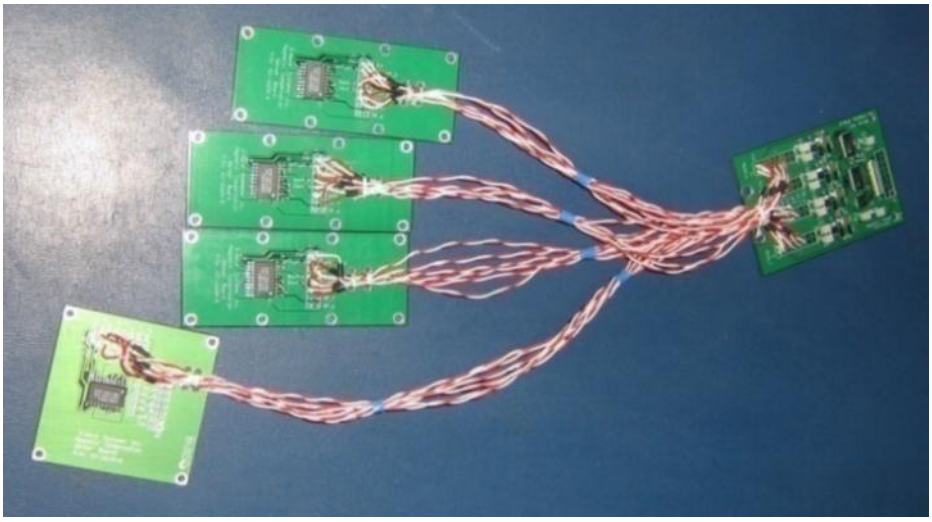


Figure 5. Test circuit PCBs

Results

Various experiments were run at different operating environments to test the functionality of the AMR sensors. The three main operating environments were at temperatures of 300K, 77K and 4K. By running the test for both set and reset modes to produce the AMR sensor's voltage vs. magnetic field curves, outputs as shown in Figure 4 were seen. There are two curves for each sensor. These two curves represent the measurements after the set pulse and the measurements after the reset pulse. The difference between the set curve and reset curve is the negative response to field change as compared to the set curve.

After tests, the sensor PCBs were placed into a dilution refrigerator. During the cool down of the dilution fridge from room temperature (300K) to approximately 9K, the magnetic field was recorded using the AMR sensors and a fluxgate sensor. The fluxgate sensor was mounted in the z direction about 2 inches from AMR sensors. The AMR sensors were setup to take measurements every 20 minutes and the fluxgate was setup to take measurements every 1 min. The results are shown of Figure 6.

All eight of the sensors were operational throughout the entire cool down. A large change of field was seen at a temperature of about 40K due to the stainless steel parts inside the fridge which have not been annealed.

As investigation showed, the room temperature amplifier noise dominates in the measurements. The results of the noise measurement at temperature of 10K is shown on the figure. For read-out transform coefficient (150nV ≈ 1 nT) the white noise outpu tlevel of505 $nV/Hz^{1/2}$ corresponds to 3.37$nT/Hz^{1/2}$ (Figure 7). Further noise reduction is possible with a cooled preamplifier.[see, for example, here 7, 8]

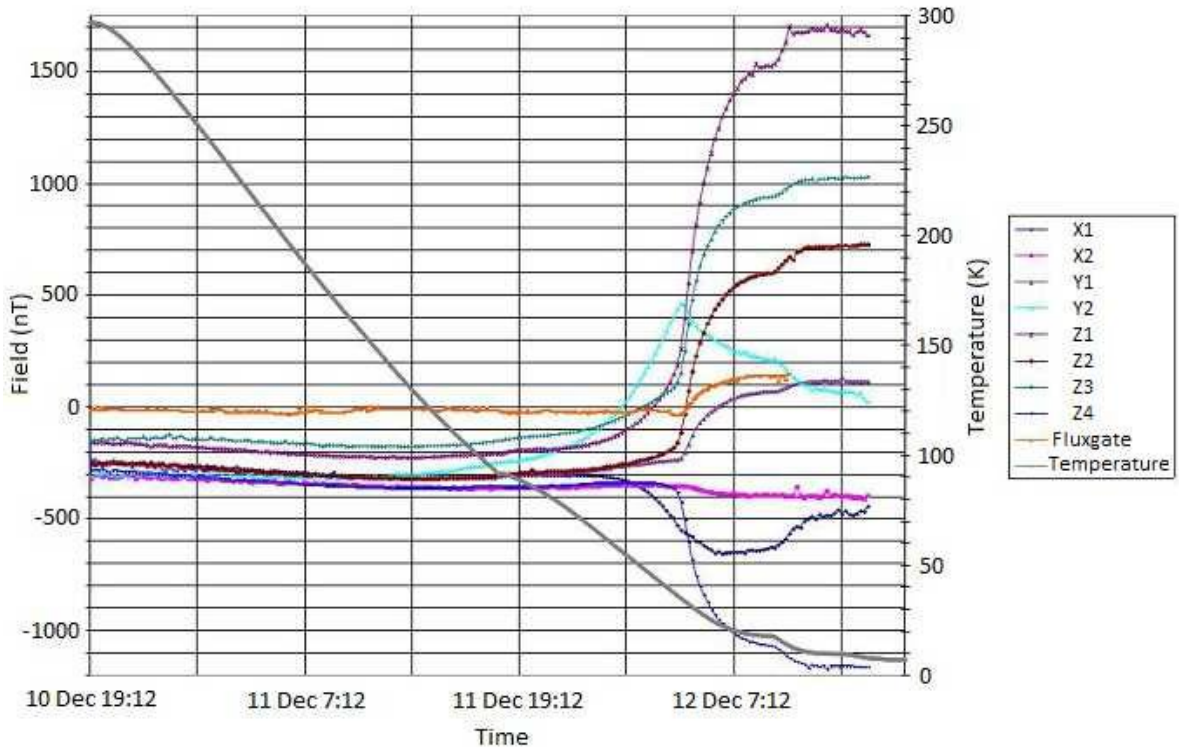


Figure 6. AMR sensor, temperature and fluxgate measurements during cool down of the dilution fridge [5]

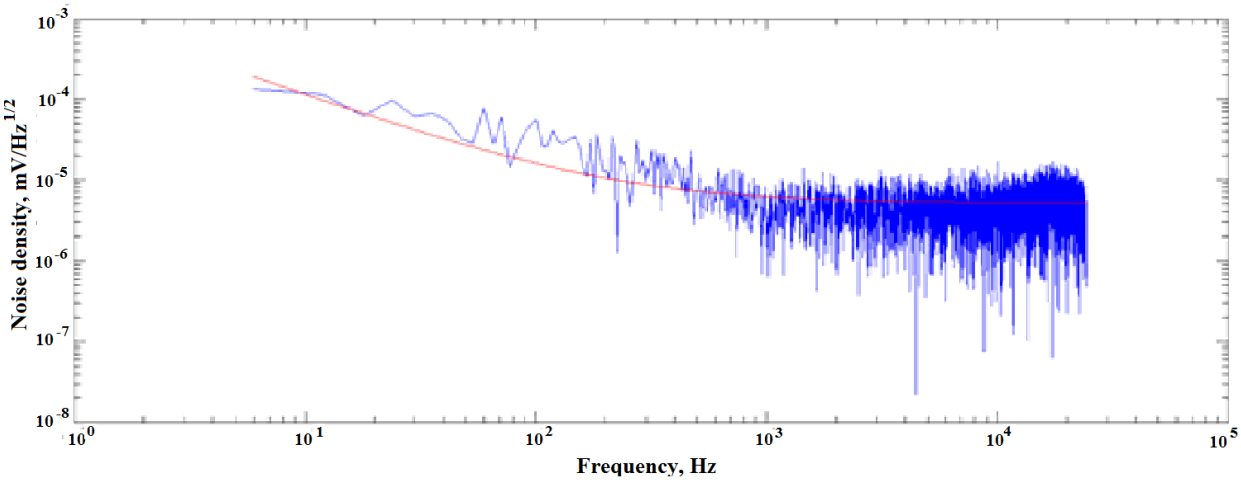


Figure 7. Noise spectrum of output signal of AMR sensor at 10K

Conclusion

Operation of Honeywell's AMR sensors HMC1001 and HMC1002 has been investigated at low temperature. It has beenshown that the sensors can be used to monitor magnetic environment of a processor in a wide temperature range down to 4K.

References:

1. J. Checkelsky, Anisotropic Magnetoresistance of FexCo1-xS2.Harvey Mudd College, PhD Thesis 2004.

2. H. Hauser, G. Stangl, W. Fallmann, R. Chabicovsky, and K. Riedling.Magnetoresistive Sensors.[Online].http://educypedia.karadimov.info/library/Hauser.pdf

3. M.J.Caruso, T.Bratland, C.H.Smith, R.Schneider. A. New Perspective on Magnetic Field Sensing"// Sensors. Expo Proceedings, October 1998, 195-213.

4. 1- and 2-Axis Magnetic Sensors HMC1001/1002/1021/1022. Honeywell Datasheet.[Online].http://www51.honeywell.com/aero/common/documents/myaerospacecatalog-documents/Missiles-Munitions/HMC_1001-1002-1021-1022_Data_Sheet.pdf

5. S. Uchaikin, A. Likhachev, F. Cioata, I. Perminov, H. Sanghera, I. Singh, P. Spear, P. Chavez, X. Han, C. Petroff, C. Rich. 3D magnetometer for a dilution refrigerator. Journal of Physics Conference Series 12/2012; 400:052037.

6. Handling of Sensor Bridge Offset.Honeywell Application Notes.[Online].http://www51.honeywell.com/aero/common/documents/myaerospacecatalog-documents/Defense_Brochures-documents/Magnetic__Literature_Application_notes-documents/AN212_Handling_of_Sensor_Bridge_Offset.pdf

7.S.V. Uchaikin, Investigations of the noise performances of the FET AP354G at low temperature. JINR Rapid Communications. 04/1995; 72(4):25.

8. S. Uchaikin. System for Measurements of the Current-Phase Relation in Superconducting Weak Links.Third Symposium LOW TEMPERATURE ELECTRONICS AND HIGH TEMPERATURE SUPERCONDUCTIVITY. TheElectrochemicalSocietyProceedings, Reno, Nevada, 1995, Reno, Nevada, 1995; 01/1995.

СИЛОВЫЕ ГИРОСКОПИЧЕСКИЕ КОМПЛЕКСЫ ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Акашев Д.И., Якимовский Д.О., Яковец О.Б.
ФГУП «НИИ командных приборов»
198216, Россия, Санкт-Петербург, Трамвайный пр., д.16
E-mail: info@niikp.spb.ru

Двухстепенные силовые гироскопические комплексы (СГК) – гиродины, являются основными исполнительными органами систем ориентации современных высокоманевренных космических аппаратов с длительным сроком активного существования. В ФГУП «НИИ командных приборов» тематика СГК развивается более 40 лет со времени ее возникновения в стране. В статье представлены некоторые результаты последних разработок в этом направлении.

СГК с двумя уровнями кинетического момента ротора H=60;100 Н·м·с для КА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) (рис. 1, а). Представленный СГК состоит электромеханического и электронного модулей.

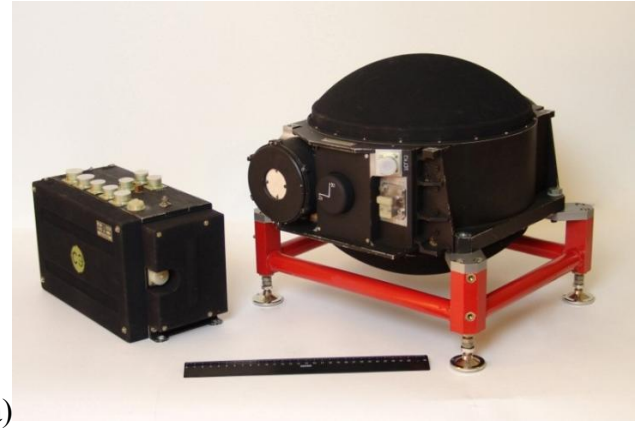
В качестве электродвигателя гиромотора, ротор которого вращается с постоянной скоростью, – инерционного маховика – применен бесконтактный электродвигатель постоянного тока. Система цифровой стабилизации скорости вращения обеспечивает поддержание кинетического момента ротора с погрешностью менее 0,1 %. С учетом стабильного поддержания кинетического момента ротора гироскопа точность реализации управляющего момента гиродина определяется работой исполнительного электропривода (ИЭП) СГК.

В состав исполнительного электропривода входят: измеритель углового положения подвеса (ИУП), бесконтактный моментный двигатель постоянного тока (БДПТ), одноступенчатый редуктор, блок управления приводом (БУП).

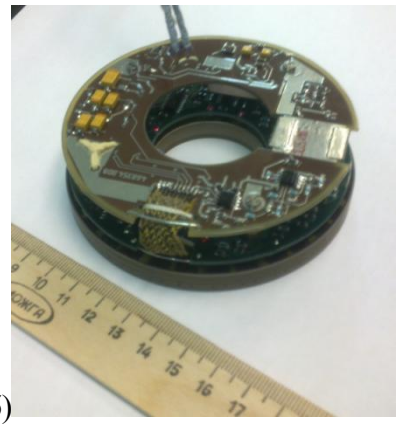
В БУП реализована двухконтурная система регулирования скорости, которая содержит контур регулирования интеграла скорости (угла поворота подвеса) и подчиненный ему контур регулирования тока двигателя. На каждом такте управления (160 мкс) определяется величина углового рассогласования между расчетным и измеренным углами поворота подвеса. После необходимых преобразований и коррекции информация поступает в контур регулирования тока двигателя. Данные об угловом положении ротора БДПТ, необходимые для формирования системы 3-фазных токов, вычисляются по информации ИУП. Для обеспечения необходимых вычислений с заданным быстродействием электрическая схема БУП создана на базе 32-разрядного микроконтроллера с частотой работы 40 МГц.

Динамические свойства и точность электропривода во многом определяются характеристиками ИУП. В ИЭП применён цифровой ИУП, в котором реализованы следующие требования: разрядность выходного кода – 20, погрешность не более 7,5", время преобразования 160 мкс. В состав измерителя входит 2-отсчетный индукционный ДУ и преобразователь электронный (ПЭ). Для уменьшения помех в тракте преобразования сигналов, ПЭ расположен в непосредственной близости с ДУ, в одном корпусе (рис. 1, б).

Задача ПЭ - преобразование аналоговых сигналов грубого и точного отсчетов ДУ в код и передача его в БУП. В процессе обработки сигналов используются тарировочные функции, позволяющие компенсировать систематические погрешности ДУ. Тарировка производится дважды – до установки ИУП в электромеханический модуль гиродина и после, и осуществляется в два этапа. На первом этапе при совершении полного оборота подвеса снимаются показания ИУП и эталонного энкодера, определяются нормировочные коэффициенты трактов грубого и точного отсчетов. На втором этапе для всех периодов грубого и точного отсчетов определяются коэффициенты рядов Фурье для гармонических составляющих, вносящих основной вклад в погрешность. Полученные коэффициенты вносятся в память контроллера ПЭ.



а)



б)

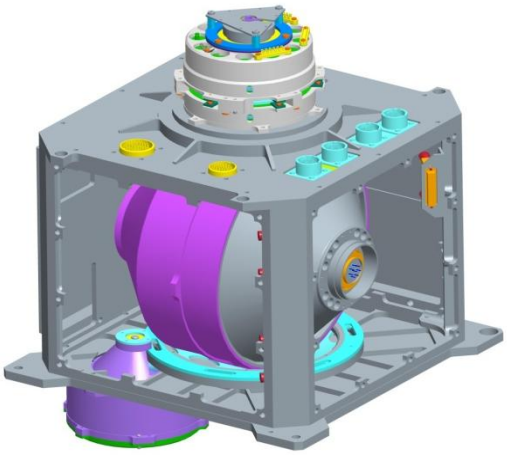
Рис. 1. а) СГК с кинетическим моментом ротора Н=60; 100 Н·м·с; б) Внешний вид измерителя углового положения

Принятые технические решения позволили обеспечить погрешность отработки заданной скорости для скоростей подвеса от 0,1 ^{0} /с до 60 ^{0} /с не более 1 %.

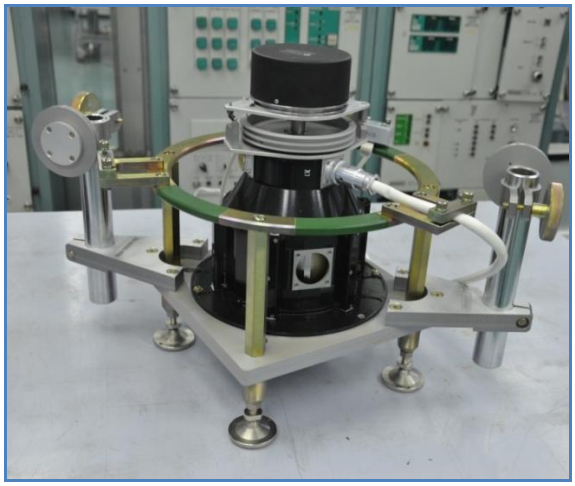
СГК с кинетическим моментом ротора Н=30 Н·м·с. Принципиальное отличие нового гиродина – моноблочное исполнение электронных и механических модулей (рис. 2, а).

Электропривод гироскопа и исполнительный электропривод подвеса также построены на базе БДПТ. Структурные и схемотехнические решения реализации приводов практически совпадают с решениями, принятыми при создании СГК с Н=60;100 Н·м·с.

СГК с кинетическим моментом Н=3 Н·м·с (рис. 2, б). Основная цель разработки – созданные задела для систем управления малоразмерных высокоманевренных КА с получением минимальных ГМХ.



а)



б)

Рис. 2. а) СГК с кинетическим моментом Н=30 Н·м·с (часть электронных блоков демонтирована); б) электромеханический модуль СГК с кинетическим моментом Н=3 Н·м·с

Гиродин состоит их электромеханического и электронного модулей. Электроприводы гиромотора и ИЭП выполнены на базе БДПТ. В ИЭП не используется редуктор. Для снижения ГМХ ИУП выполнен меньших размеров и имеет 16 разрядов выходного кода. Оптимизированы схемотехнические решения электронных блоков.

Основные технические характеристики гиродинов для малых КА приведены в таблице 1.

Таблица 1. Основные технические характеристики гиродинов

Характеристика	СГК-100	СГК-30	СГК-3
Кинетический момент, Н·м·с	(60; 100)	30	3
Максимальный управляющий момент, Н·м	100	30	1
Масса прибора с блоком электроники, кг	25,6	16,5	4,5
Диапазон изменения скорости поворота подвеса, ^{0} /с	±57,3	±57,3	±21
Дискретность изменения скорости поворота подвеса, ^{0} /с	0,007	0,007	0,03
Дискретность измерения угла для управления приводом, угл. сек.	1,2	3	20

МАГНИТНОЕ ПОЛЕ ЗЕМЛИ И ЕГО ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДЛЯ НАКЛОННО-НАПРАВЛЕННОГО БУРЕНИЯ НЕФТЯНЫХ И ГАЗОВЫХ СКВАЖИН

Андронов А.А.
Научный руководитель: Гормаков А.Н., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: andronik@sibmail.com

Магнитное поле Земли

Магнитное поле Земли – это область вокруг нашей планеты, где действуют магнитные силы. Вопрос о происхождении магнитного поля до сих пор окончательно не решен. Однако большинство исследователей сходятся в том, что наличием магнитного поля Земля хотя бы отчасти обязана своему ядру. Земное ядро состоит из твердой внутренней и жидкой наружной частей. Вращение Земли создает в жидком ядре постоянные течения. Как можно помнить из уроков физики, движение электрических зарядов приводит к появлению вокруг них магнитного поля.

Одна из самых распространенных теорий, объясняющих природу поля, - теория динамо-эффекта - предполагает, что конвективные или турбулентные движения проводящей жидкости в ядре способствуют самовозбуждению и поддержанию поля в стационарном состоянии.

Землю можно рассматривать как магнитный диполь. Его южный полюс находится на географическом Северном полюсе, а северный, соответственно, на Южном. На самом деле, географический и магнитный полюса Земли не совпадают не только по "направлению". Ось магнитного поля наклонена по отношению к оси вращения Земли на 11,6 градуса. Из-за того что разница не очень существенная, мы можем пользоваться компасом. Его стрелка точно указывает на южный магнитный полюс Земли и почти точно на Северный географический.

Магнитное поле защищает жителей Земли и искусственные спутники от губительного воздействия космических частиц. К таким частицам относятся, например, ионизированные (заряженные) частицы солнечного ветра. Магнитное поле изменяет траекторию их движения, направляя частицы вдоль линий поля.

Земляне могут лишиться своей магнитной защиты. Правда, точно сказать, когда это произойдет, геофизики пока не могут. Дело в том, что магнитные полюса Земли непостоянны. Периодически они меняются местами. Не так давно исследователи установили, что Земля "помнит" о смене полюсов. Анализ таких "воспоминаний" показал, что за

последние 160 миллионов лет магнитные север и юг менялись местами около 100 раз. Последний раз это событие произошло около 720 тысяч лет назад [1].

Магнитное наклонение. Магнитное склонение.

Можно представить, что Земля имеет в своем центре огромный магнитный стержень (рис.1), расположенный (почти) по ее оси вращения, ориентированной с севера на юг. Обычные силовые линии магнитного поля будут исходить из такого магнитного стержня, образуя структуру с северным и южным магнитным полюсами.При этом на полюсах силовые линии (линии потока) будут располагаться вертикально или под углом 90° к поверхности Земли, а на магнитном экваторе силовые линии будут горизонтальными или расположенными под углом 0° к поверхности Земли. В любой точке Земли можно обнаружить магнитное поле. Наблюдаемое магнитное поле характеризуется величиной и направлением (является вектором). Величина его называется индукцией и измеряется в единицах Тесла. Обычно индукция составляет 60 микротесла на северном магнитном полюсе и 30 микротесла на магнитном экваторе. Хотя направление вектора индукции магнитного поля всегда ориентировано на магнитный север, индукция параллельна поверхности Земли на экваторе и направлена тем отвеснее в Землю, чем ближе данная точка расположена к северному полюсу. Угол между вектором и поверхностью Земли называется магнитным наклонением (рис.2).

Рис. 1. Схема магнитного поля Земли

Рис. 2. Зависимость магнитного наклонения от широты

Магнитное склонение — угол между географическим и магнитным меридианами в точке земной поверхности(рис.3). Поскольку местоположение магнитного севера изменяется во времени, склонение является переменной величиной, зависящей от времени и пространства. Магнитное склонение можно представить как угловую разницу между географическим или истинным севером и горизонтальной составляющей магнитного поля Земли.

Рис. 3. Магнитное склонение

Использование магнитного поля Земли для определения ориентации скважины

Азимут ствола скважины измеряется гравитационными акселерометрами и индукционными магнитометрами. Индукционные магнитометры измеряют составляющие магнитного поля земли

ортогонально, то есть по тем же трем осям, что и акселерометры. По сумме измерений векторных составляющих магнитного поля может быть определен азимут ствола скважины [2].

Существующие сложности

При пользовании магнитометрическими датчиками необходимо помнить, магнитное склонение зависит от места измерения и медленно меняется во времени. Например, для Москвы магнитное склонение в 2004 году было близко к +9,3º, то есть истинный полюс находится западнее направления, указываемого компасом, на 9,3º. В начале 1980-х годов магнитное склонение в Москве составляло 8º, а в 2009-м достигло 10º. Магнитное склонение для любой другой точки Земли можно определить несколькими способами. На сайте Канадского геологического центра исследования геомагнитизма есть калькулятор для определения магнитного склонения по географическим координатам. Другой калькулятор поддерживается Британским геологическим центром при Совете по исследованию природной среды. Приближенно оценить магнитное склонение в различных точках планеты можно по картам, формируемым на сайте Национального центра геофизических данных (США). Пример такой карты на 2010 год показан на рисунке 4 [3].

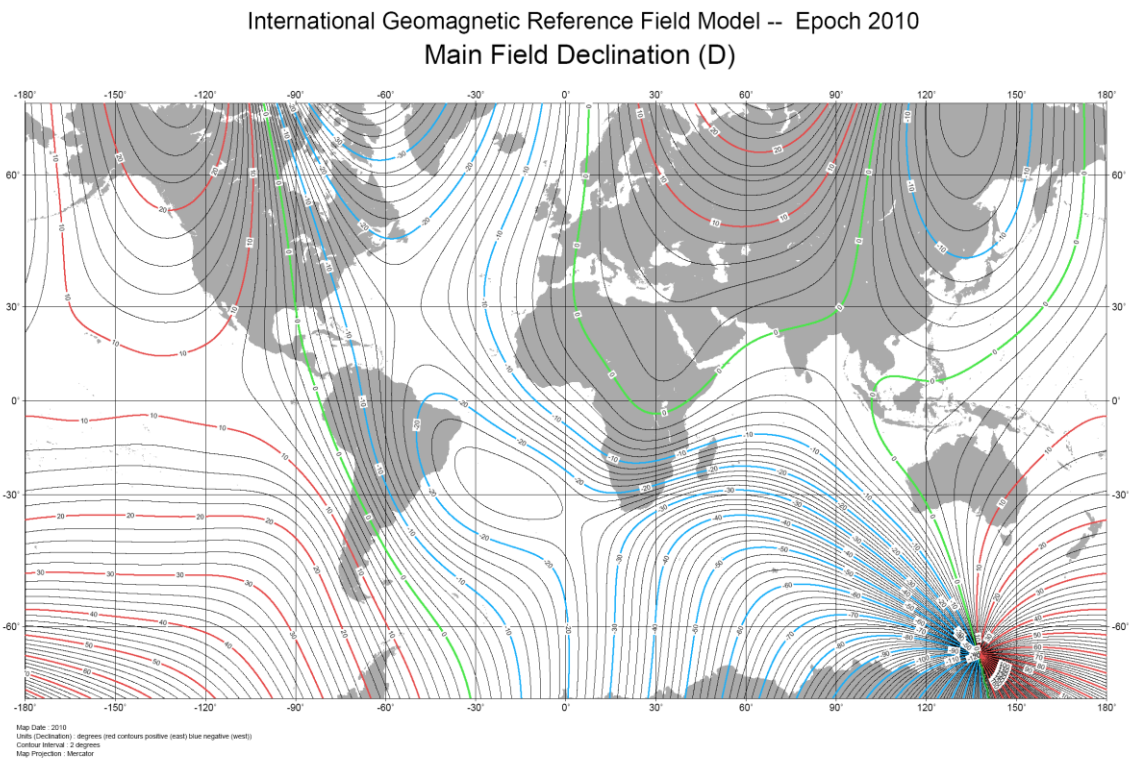


Рис. 4. Карта с магнитными силовыми линиями

В условиях высоких широт существует ряд проблем измерений. Угол магнитного наклонения на большей части территории России превышает 70 градусов, а в наиболее богатых по углеводородному сырью регионах превышает 78 и даже 80 градусов. Это означает, что горизонтальная составляющая магнитного поля Земли в этих регионах минимальна. Поэтому любые естественные изменения магнитного поля Земли (магнитные бури и аномалии) и создаваемые искусственно сооружениями (наземными и подземными коммуникациями, бурильной и обсадной колоннами, изменениями состояния разреза) оказывают существенное влияние на показания датчика угла магнитного наклонения и создают дополнительную погрешность в показаниях телесистемы, снижение которой является актуальной задачей.

Задача решается за счет параллельного контроля геомагнитной ситуации в зоне ведения буровых работ специальным автономным наземным феррозондовым блоком датчиков и применения специальной методики совместной обработки данных измерений скважинного и наземного измерительных приборов [4].

Список литературы:

1. Астероидная защита. [Электронный ресурс]. - Режим доступа:a3aanse.net/first/157-2009-10-21-16-19-36, свободный. – Загл. с экрана.

2. Основные принципы инклинометрии скважин. Учебный центр Sperry-Sun. Sperry-Sun Drilling Services 3000 N Sam Houston Pkwy E, Houston, Texaz 77032, 1994.

3. Об определении направления на север и ориентировании антенн. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: www.rk3awl.ru/techpart/find_north.php, свободный. – Загл. с экрана.

4. Методика инклинометрии в высоких широтах при наличии магнитных помех. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: www.horizon-drill.ru, свободный. – Загл. с экрана.

МОМЕНТ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ В ГЕРМОКАМЕРЕ ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА

Битуева М.И.
Научный руководитель: Костюченко Т.Г., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: bitueva@tpu.ru

Для снижения аэродинамической составляющей момента сопротивления вращающейся части двигателя-маховика располагают в герметичной камере.

Момент сопротивления M_c относится к числу основных эксплуатационных характеристик двигателя-маховика, потому что оказывает непосредственное влияние на потребление энергии, величину динамического момента и возмущающего воздействия, на динамику управляемого объекта. Величина M_c нелинейно зависит от скорости и содержит три составляющих:

$$M_c = M_a + M_n + M_в,$$

где M_a - аэродинамический момент; M_n - момент подшипника; $M_в$ - момент вихревых токов в обмотке статора.

Эти составляющие имеют регулярный характер и поддаются расчету, причем значение $M_п$ существенно зависит от конструкции подшипникового узла, типа опоры, количества смазки и качества сборки.

Момент аэродинамического сопротивления зависит от многих факторов (типа газовой среды, характера течения газа у поверхности маховика (ламинарное или турбулентное), геометрической формы и размеров маховика, от степени разряжения среды в гермокамере, чистоты поверхности и его угловой скорости). Доминирующее влияние на величину M_a оказывает плотность окружающей среды, угловая скорость и размеры маховика.

Плотность окружающей среды имеет сложную зависимость от давления и температуры, поэтому при проведении расчетов обычно пользуются стандартной атмосферой, которая определяется средними значениями температуры, давления и плотности воздуха.

Момент сопротивления определяется как:

$$M_a = 2 \cdot \pi \cdot \rho \cdot C_a \cdot \Omega^2 \cdot \Gamma_ф,$$

где ρ - плотность окружающей среды; Ω - угловая скорость маховика; $\boldsymbol{C_a}$ - аэродинамический коэффициент; $\boldsymbol{\Gamma_ф}$ - геометрический фактор, значение которого зависит от геометрической формы и размеров маховика.

Плотность воздуха является решающим фактором, определяющим аэродинамическое сопротивление. В табл. 1 приведены зависимости плотности и кинетического коэффициента вязкости ν.

Таблица 1. Зависимости плотности и кинетического коэффициента вязкости ν

Давление, мм рт.ст.	Плотность, г·с/см	Коэффициент кинетической вязкости ν, см/с
760	$125 \cdot 10^{-8}$	0,144
198	$42 \cdot 10^{-8}$	0,339
41	$8 \cdot 10^{-8}$	1,550
8,46	$1{,}85 \cdot 10^{-8}$	7,510

Величина трения о воздух при различных видах движения среды, в которой происходит вращение маховика, различна, поэтому аэродинамический коэффициент различен и определяется по формулам:

при ламинарном движении

$$C_л = 0{,}53 \cdot R_e^{-0{,}5},$$

при турбулентном движении

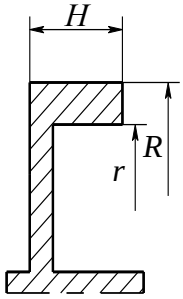
$$C_m = 0{,}0287 \cdot R_e^{-0{,}2};$$

где R_e - число Рейнольдса. Применительно к маховикам число Рейнольдса определяется по формуле

$$R_e = \frac{(\Omega R)^2}{\nu}.$$

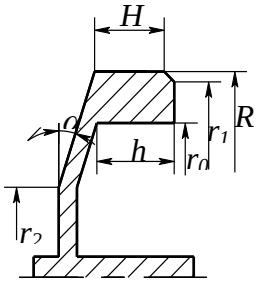
Геометрический фактор является интегралом $\int R^4 dt$, зависящим от формы и размеров маховика. Для пяти различных форм маховика геометрический фактор вычисляется по следующим формулам:

1. Форма 1



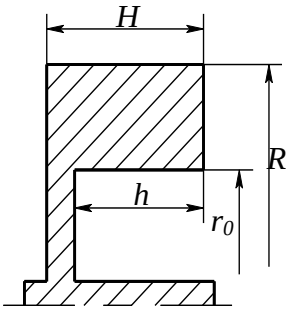
$$Г_ф = 2 \cdot \frac{R^5 + r^5}{5} + H \cdot \left(R^4 + r^4\right)$$

2. Форма 2



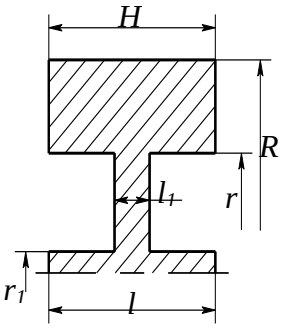
$$Г_ф = R^4 \cdot H + r_0^4 \cdot h + + \frac{1}{\cos\alpha} \cdot \frac{2 \cdot R^5 + r_0^5 - r_1^5 - 2 \cdot r_2^5}{5} + \frac{2 \cdot r_2^5 + r_1^5 - r_0^5}{5}$$

3. Форма 3



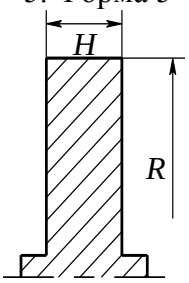
$$\Gamma_{\phi} = R^4 \cdot H + r_0^4 \cdot h + \frac{2}{5} \cdot R^5$$

4. Форма 4



$$\Gamma_{\phi} = R^4 \cdot H + l \cdot \left(r_1^4 + r^4\right) - l_1 \cdot \left(r_1^4 + r^4\right) + \frac{2}{5} \cdot r^5 + \frac{2}{5} \cdot R^5$$

5. Форма 5



$$\Gamma_{\phi} = R^4 \cdot H + \frac{2}{5} \cdot R^5$$

Список литературы:

1. Гладышев Г.Н., Дмитриев В.С., Копытов В.И.Системы управления космическими аппаратами (Исполнительные органы: назначение, принцип действия, схемы, конструкция) / Под общей ред. В.С.Дмитриева. Томск 2000

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОТРАБОТКА КОНСТРУКЦИЙ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ ОРГАНОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Бритова Ю.А., Дмитриев В.С.
Томский политехнический университет, Томск634050, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: britova_ya@sibmail.com

Экспериментальная отработка является естественным продолжением проектирования исполнительных органов (ИО) космических аппаратов (КА). Однако она является не только конечным звеном, но и самым тесным образом переплетается с этапами проектирования. При проектировании каждого ИО учитываются не только теоретические предпосылки, но также и опыт создания других ИО, опыт их отработки, результаты проведенных при этом исследований. Однако этого опыта подчас оказывается недостаточно, особенно при проектировании новых изделий, существенно отличающихся от предшествующих и по объему и уровню решаемых задач, и по предъявляемым к ним требованиям, выполнение

которых далеко не всегда возможно с помощью известных, хорошо отработанных схемных и конструктивных решений.

В настоящее время появились современные методы определения вибрации готовых конструкций: функциональная диагностика, поиск резонансных частот конструкций, экспериментальный модальный анализ, которые позволяют проводить более точные исследования причин механических вибраций конструкций [1 - 5].

Экспериментальные методы определения причин возмущающих воздействий ИО основаны на высокоинформативных процедурах контроля, позволяющих проводить измерения, при этом модернизируется контрольно-измерительное и испытательное оборудование, оснащенное современными измерительными системами на базе существующих диагностических и испытательных комплексов [2].

Метод диагностики ИО в рабочем состоянии и при проведении испытаний на вибрационной системе позволяет сформировать его общую вибрационную картину.

Посредством современных анализаторов проводится определение вибрационной характеристики объекта в режиме разгона и выбега. Формирование статистической базы данных позволяет выделить области резонансных частот.

Испытания по определению резонансных частот конструкции ИО проводятся в соответствии с нормативными документами [6, 7].

При определении резонансных частот ИО в выключенном состоянии подвергается воздействию гармонической вибрации.

При анализе значений проявившихся резонансных частот выделяются диапазоны и подсчитано количество исследуемых ДМ, имеющих резонансную частоту в данном диапазоне.

Применение метода прямого анализа виброактивного спектра дает возможность определить основные резонансные частоты элементов конструкции и провести идентификацию их существующим дефектам.

Использование экспериментального модального анализа позволяет проводить анализ параметров вибрации элементов конструкции ИО на основе полученных результатов испытаний, и обеспечивает получение информации о его техническом состоянии.

Общее представление о динамических характеристиках конструкции дает модальная (собственная) частота, демпфирование и форма моды, называемые модальными параметрами.

Наиболее распространенным методом, используемым при анализе мод колебаний, является ударное возбуждение модальным молотком. Колебания, создаваемые при ударе, представляют собой переходный, кратковременный процесс передачи энергии. Спектр ударной силы является непрерывным, с максимальной амплитудой в зоне около 0 Гц и с последующим ее уменьшением с ростом частоты.

Для теоретического подтверждения результатов ЭМА, определения собственных частот элементов конструкции ИО проводится частотный анализ методом конечных элементов (МКЭ).

Данный вид частотного анализа позволяет осуществлять расчет собственных (резонансных) частот моделей элементов конструкции ИО и соответствующих форм колебаний [8]. Сегодня многие программные системы анализа, основанные на данном методе, ориентированы на неспециалиста в области конечно-элементного моделирования и не требуют специфических знаний в области математического моделирования, среди них T-Flex Анализ, Solid Works, ANSYS, NX Nastran и т.д.

Современные методы исследования характеристик конструкции ИО позволяют выявить изменения уровня угловой скорости вращения ИО, резонансные частоты, частоты дефектов шарикоподшипникового узла, конструкционные частоты.

С учетом полученных характеристик на этапе экспериментальной отработки конструкции опытного образца ИО возможно внести конструктивные изменения для получения конструкции соответствующей предъявляемым требованиям.

Список литературы:

1. ГОСТ 24346-80 Вибрация. Термины и определения. М.: Издательство стандартов, 1984.

2. Ширман А.Р., Соловьев А.Б.. Практическая вибродиагностика и мониторинг состояния механического оборудования. Москва, 1996. – 276 с.

3. Дэссинг О. Испытания конструкций: В 2 ч. / Брюль и Къер. 1989.

4. Барков А. В. Мониторинг и диагностика роторных машин по вибрации: Учеб. пособие / Барков А. В., Баркова Н. А., Азовцев А. Ю. — СПб., 2000. — 158 с.

5. Барков А.В., Баркова Н.А. Вибрационная диагностика машин и оборудования. Анализ вибрации. – СПб.: СПбГМТУ, 2004. – 156 с.

6. ГОСТ 30630.1.1-99 Методы испытаний на стойкость к механическим внешним воздействующим факторам машин, приборов и других технических изделий. Определение динамических характеристик конструкции. М.: Издательство стандартов, 2001.

7. ГОСТ РВ 20.57.305-98 Комплексная система контроля качества. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения. Методы испытаний на воздействие механических факторов.

8. Моделирование как средство комплексного анализа и концептуального синтеза электронных и электромеханических систем/ Ю.М. Казанцев // Электронные и электромеханические системы и устройства: Сб. науч. тр. Новосибирск: Наука, 2007. С. 337-342.

УНИФИЦИРОВАННАЯ КОСМИЧЕСКАЯ ПЛАТФОРМА

Васильев Е.Н.
Научный руководитель: Дмитриев В.С., д.т.н., профессор
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: egor_vassilyev@bk.ru

Прогресс современных науки и технологий достиг такого уровня, что выпускаемая аппаратура становиться все более миниатюрной и компактной, не теряя при этом функционального назначения. В связи с этим начало XXI века ознаменовалось активным развитием отрасли производства малых космических аппаратов (МКА).

Уменьшение габаритов и массы, является большим преимуществом в области космического приборостроения, поскольку это влечет за собой существенное снижение финансовых затрат на проектирование и вывод КА на орбиту.

Относительная дешевизна создания малых космических аппаратов привлекает внимание малых предприятий и ВУЗов многих стран.

На сегодняшний день вокруг Земли кружит огромное количество малых спутников, созданных в ведущих ВУЗах мира.

В ТПУ на кафедре точного приборостроения создается конструкторское бюро, которое будет заниматься вопросами создания студенческого спутника. Цель проектируемого спутника – дистанционное зондирование Земли, т.е. наблюдение или мониторинг.

Результаты зондирования можно использовать в интересах экономики Томской области, а именно для предотвращения крупномасштабных лесных пожаров, определение сокращения площади лесных массивов, вопросы экологии и т.д.

Наиболее перспективным направлением является создание серии КА на базе унифицированной космической платформы (УКП).

УКП – это платформа, имеющая на борту служебные системы для обеспечения питания, жизнедеятельности и ориентации КА на орбите. Все эти системы относятся к служебным модулям МКА. А также предусматривается наращиваемый модуль полезной нагрузки, для обеспечения функционального назначения спутника.

Проектирование такой платформы является основной задачей конструкторского бюро кафедры точного приборостроения ТПУ.

Проектируемая платформа имеет в своем составе фотокамеру (полезная нагрузка) для дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), поэтому платформа носит статус полноценного функционального КА. Помимо фотокамеры, на борту УКП расположены следующие функциональные системы: система ориентации (датчики, исполнительные органы), система

электропитания, фотокамера, антенны, многофункциональный компьютер, панели солнечных батарей.

Объектами непосредственного проектирования являются системы ориентации, силовой каркас и система электропитания (расчет суммарной потребляемой мощности).

1. Система ориентации МКА.

В ходе проведения расчетов, наиболее рациональным решением стало применение комбинированной системы ориентации, т.е. совмещение активных и пассивных исполнительных органов (соответственно электромеханические ИО и гравитационная штанга) (рис. 1).

ИО (двигатели-маховики) обеспечивают необходимое заданное положение объекта на орбите и непосредственную стабилизацию его относительно Земли.

Роль пассивной системы ориентации играет гравитационная штанга, которая выполняет двойную функцию, являясь одновременно объективом фотокамеры. На конце штанги располагается электромагнитная катушка, которая, взаимодействуя с магнитным полем Земли, обеспечивает дополнительную ориентацию объектива на центр Земли (рис. 1).

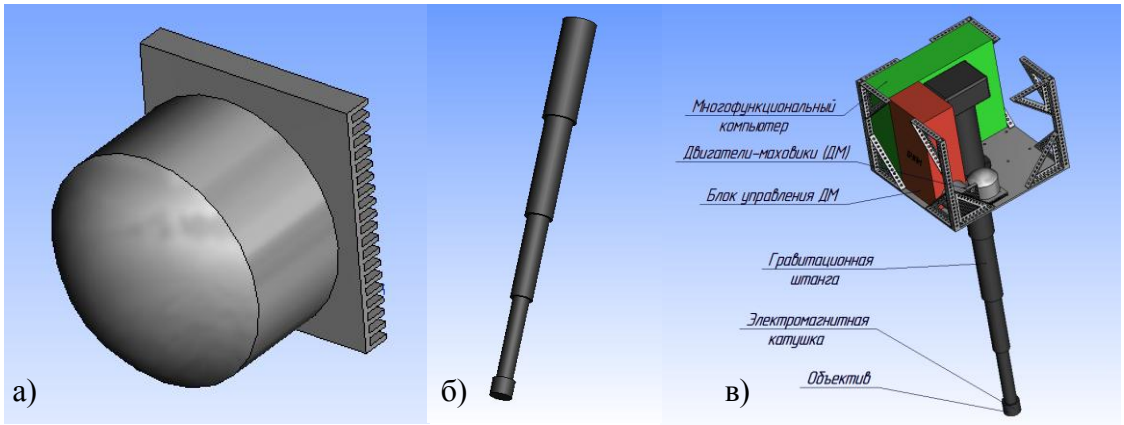


Рис. 1. Система ориентации МКА: а) ДМ, б) гравитационная штанга, в) комбинированная система

2. Корпус МКА.

Силовой каркас корпуса, изготовленный из магниевого сплава, представлен в виде цельной площадки с четырьмя стойками. Для повышения жесткости конструкции, стойки и площадка дополнительно скрепляются ребрами жесткости, выполненными в виде уголков. Уголки и каркас имеют монтажные отверстия диаметром 6 мм, которые облегчают массу корпуса МКА (рис. 2).

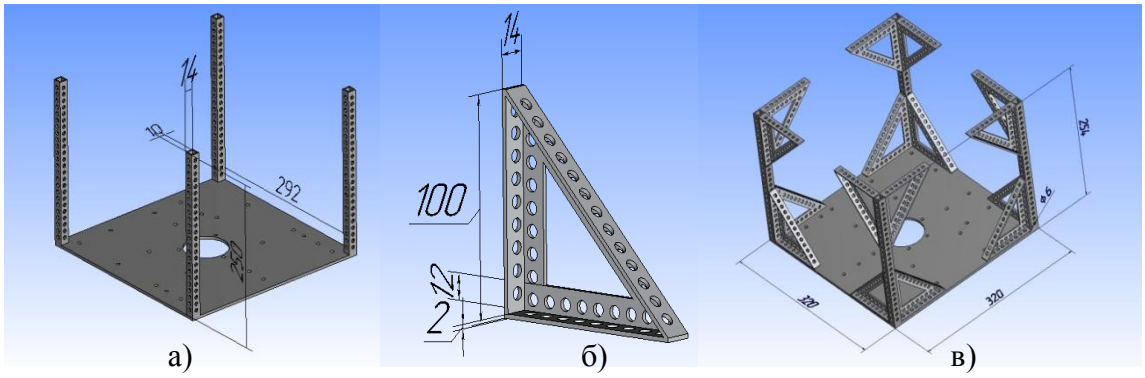


Рис. 2. Силовой каркас: а) платформа; б) уголок; в) каркас в сборе

Результаты частотного анализа показывают величины собственных резонансных частот каркасного каркаса (таблица 1, рис. 3).

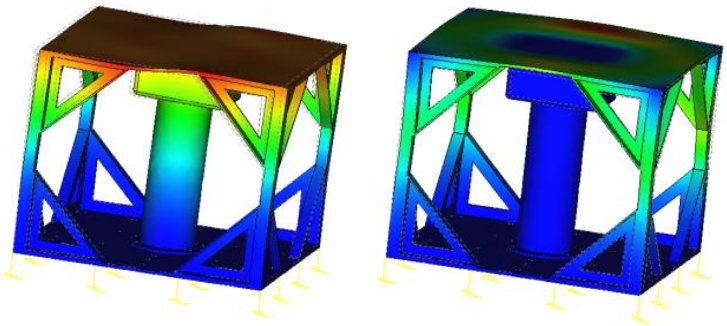


Рис. 3. Частотный анализ. Относительные деформации

Корпус МКА в сборе представляет еще более надежную конструкцию, поскольку все блоки, заполняя свободное пространство, дополнительно делают ее более прочной и устойчивой к воздействию механических воздействий. Соответственно величины собственных резонансных частот возрастают.

Таблица 1. Частотные характеристики

Резонансная частота	Значение, Гц
Форма 1	409,3
Форма 2	410,6
Форма 3	569,6
Форма 4	983,9

3 Система электропитания. Конструкция МКА предусматривает разворачивание панелей солнечных батарей на орбите для генерации большей мощности системы электропитания. Суммарная мощность снимаемая с панелей СБ, в развернутом виде, составляет 36Вт. В таблице 2 представлена сводка потребляемой мощности для каждой системы.

Таблица 2. Потребляемая мощность систем

Название	Мощность, Вт
Система электропитания	12
ИО и блок управления ИО	8
Фотокамера	3
Антенны	1,5
Многофункциональный компьютер	10
Суммарная мощность всех систем МКА	34,5
Энергия от панелей солнечных батарей	36

На рисунке 4 представлена трехмерная модель малого космического аппарата.

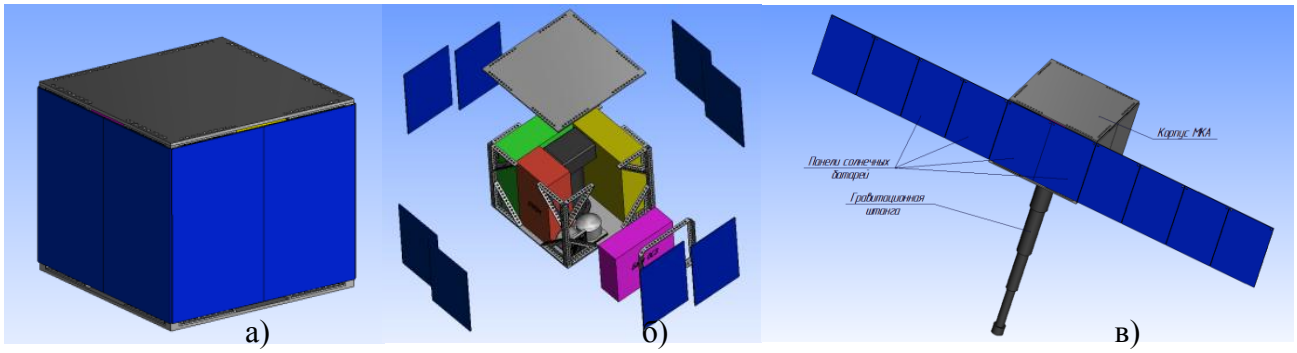


Рис. 4. 3D-модель МКА: а) в собранном виде; б) в разобранном виде; в) рабочее положение на орбите

Создание малых космических аппаратов является одним из перспективных направлений в области космонавтики. Постепенный переход к малым габаритам (соответственно к дешевизне), открывает горизонты для освоения и изучения комического пространства научными образовательными центрами и высшими учебными заведениями.

Список литературы:

1. Малые космические аппараты. В 3 кн. Кн. 3. Миниспутники. Унифицированные космические платформы для малых космических аппаратов: справоч. пособие / В. Н. Блинов, Н. Н. Иванов, Ю. Н. Сеченов, В. В. Шалай. – Омск: Изд-во ОмГТУ, 2010. – 348 с.

2. Малые космические аппараты – новые средства дистанционного зондирования Земли из космоса. Горбунов А.В. Изд-во Научно-производственное предприятие ВНИИЭМ с заводом им. А.Г. Иосифьяна. – 2001. – 18-41 с.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПЕРВИЧНЫМИ КОЛЕБАНИЯМИ МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

Вторушин С.Е.
Научный руководитель: Нестеренко Т.Г., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: vtorushin1991@mail.ru

Метрологические параметры микромеханического гироскопа (ММГ) существенным образом зависят от конструктивных особенностей чувствительного элемента (ЧЭ), технологии изготовления, системы управления ММГ и от внешних воздействий. Одним из эффективных способов увеличения точности в таких гироскопах является использование резонансных свойств чувствительного элемента датчика. При этом первичные колебания возбуждаются на собственной частоте его механического резонанса. Максимальная чувствительность датчика достигается при равенстве собственных частот первичных и вторичных колебаний. Целью данной работы является разработка метода управления первичными колебаниями ММГ, который позволит обеспечить работу системы в резонансном режиме со стабильной амплитудой колебаний.

Обеспечение равенства частоты задающего воздействия электростатического двигателя и собственной частоты ММГ по оси первичных колебаний является главным условием достижения необходимой амплитуды первичных колебаний системы. При этом датчик должен обладать широкой полосой пропускания, и иметь стабильный выходной сигнал. В силу наличия погрешностей на этапах изготовления, расчетные собственные частоты и реальные могут существенным образом отличаться[2]. Вследствие чего собственные частоты системы достоверно не известны и для обеспечения резонансного режима крайне

необходимы автоматические системы, позволяющие настраивать частоты колебаний и обеспечивать необходимую их амплитуду. В работе [1] приводятся характеристики ММГ, которые должны обеспечиваться системой управления первичными колебаниями (СУПК). Это такие характеристики как:

– Минимальное время готовности прибора;
– Коэффициент преобразования;
– Стабильность коэффициента преобразования.

Кроме того СУПК решает задачи:

– Возбуждение первичных колебаний;
– Поддержание заданной амплитуды колебаний за минимальное время с высокой стабильностью.

Существуют две наиболее часто применяемые схемы управления первичными колебаниями на резонансной частоте[1]:

– Автогенераторная схема возбуждения;
– Схема с генератором возбуждения, частота которого автоматически настраивается на собственную частоту механического резонанса ЧЭ.

В данной работе за основу выбран второй метод.

Обобщенная схема управления первичными колебаниями по частоте приведена на рисунке 1.

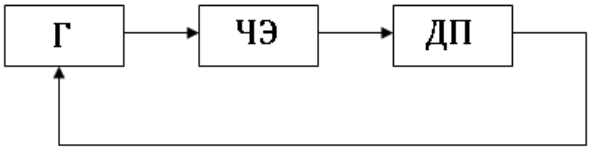


Рис. 1. СУПК

Система включает в себя задающий генератор (Г), чувствительный элемент гироскопа (ЧЭ) и емкостный датчик перемещения (ДП). Принцип управления заключается в подстройке частоты задающего генератора к частоте собственных колебаний ЧЭ. Задающий генератор формирует сигнал заданной частоты и амплитуды, который поступает на двигатель ММГ. ММГ имеет по оси первичных колебаний емкостный датчик перемещения, измеряющий амплитуду колебаний. Как было сказано выше, максимальная амплитуда колебаний достигается в том случае, если частота генератора совпадает с собственной частотой системы. Сигнал с датчика перемещений поступает на генератор и настраивает его частоту. Система оказывается в резонансе в том случае, если сигнал с датчика перемещений становится максимальным.

Для обеспечения требуемого масштабного коэффициента необходимо чтобы амплитуда первичных колебаний была строго определенной величины, которая в свою очередь зависит от многих факторов. Одним из таких факторов является добротность системы. Ниже приведено дифференциальное уравнение движения гироскопа по оси первичных колебаний:

$$m\ddot{x} + b_x\dot{x} + G_x x = Fsin\omega t \qquad (1)$$

где m - масса системы, b_x - коэффициент вязкого трения, G_x - жесткость упругого подвеса, Fsin**ω**t - задающее воздействие.

Коэффициент вязкого трения равен:

$$b_x = \frac{1}{Q}\sqrt{\frac{m}{G_x}} \qquad (2)$$

где Q - добротность системы, зависит от материала, качества изготовления ЧЭ и окружающей среды.

Добротность системы пропорциональна амплитуде первичных колебаний на резонансной частоте. Поэтому амплитуда на резонансной частоте может оказаться гораздо

меньше той, при которой достигается заданный масштабный коэффициент. Для того чтобы вывести первичные колебания гироскопа на нужную амплитуду, необходимо увеличивать напряжение задающего генератора при уже откорректированной частоте.

Структурная схема СУПК, позволяющая корректировать колебания по частоте и амплитуде представлена на рисунке 2:

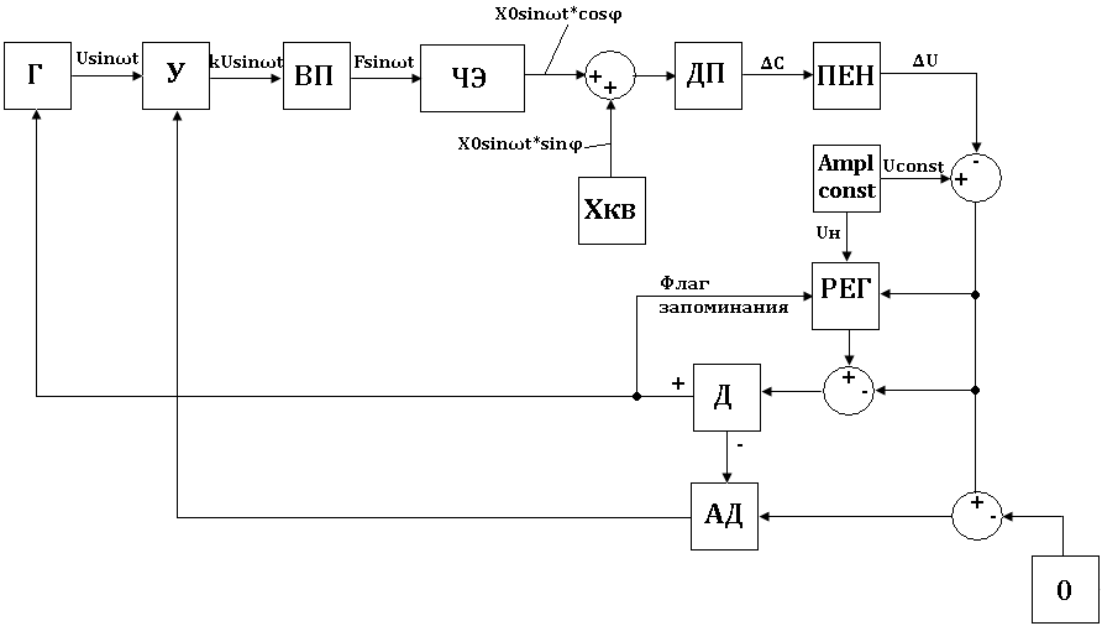


Рис. 2. Структурная схема СУПК

СУПК включает в себя:

- Генератор (Г);
- Усилитель (У);
- Вибропривод ММГ (ВП);
- Чувствительный элемент (ЧЭ);
- Датчик перемещения ДП;
- Преобразователь емкость-напряжение (ПЕН);
- Регистр (РЕГ);
- Знаковый детектор (Д);
- Амплитудный детектор (АД).
- Генератор талонного напряжения (Amplconst).

Система последовательно осуществляет сначала настройку частоты генератора под собственную частоту ЧЭ, затем коррекцию амплитуды колебаний.

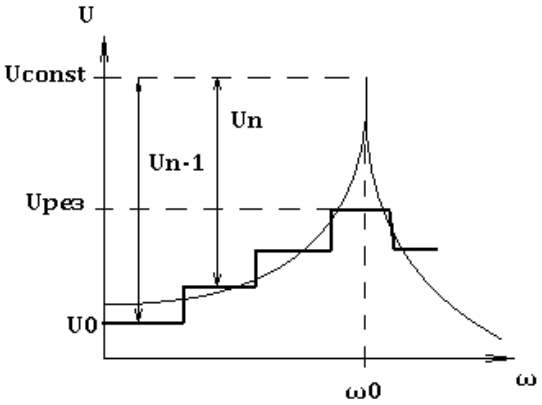


Рис. 3. К пояснению работы СУПК

Генератор имеет начальное значение частоты на выходе в k раз ниже, чем расчетная собственная частота ЧЭ. Генератор подает напряжение U_0 (рис. 2, 3) на усилитель с переменным коэффициентом усиления k. С усилителя напряжение поступает на вибропривод. Возникают колебания ЧЭ определенной частоты и амплитуды. Блок $X_{кв}$ представляет собой паразитный квадратурный сигнал, обусловленный неравножесткостью упругого подвеса. Сигнал об амплитуде колебаний снимается емкостным датчиком перемещения, сигнал с которого поступает на преобразователь емкость-напряжение. Блок A_{mpl}const генерирует напряжение U_{const} (рис. 2, 3), равное по величине напряжению ΔU поступающему с ПЕН, ели бы амплитуда колебание достигла заданной. В регистре РЕГ изначально записана величина напряжения равная U_{const}. Сигнал U_{const} - ΔU равный U_{n-1} (рис. 3) сравнивается с напряжением в РЕГ. Если разность двух сигналов положительна, регистр запоминает значение этого напряжения ΔU, а знаковый детектор увеличивает частоту генератора на один шаг Δf. При увеличении частоты генератора, новая частота оказывается ближе к резонансной частоте ЧЭ и следовательно сигнал на выходе ПЕН увеличивается. Сигнал U_{const} -ΔU=U_n сравнивается с напряжением, хранящимся в регистре U_{n-1}. Если разница снова положительна, регистр запоминает новое значение напряжения, а знаковый детектор снова повышает частоту генератора на величину Δf. Цикл повторяется до тех пор, пока сигнал U_{n-1}-U_n, поступающий на знаковый детектор на станет отрицательным. В этом случае система достигла резонанса. При этом сигнал U_{const} - ΔU=Uрез. В этот момент знаковый детектор переключает частотные канал на амплитудный и СУПК переходит в режим настройки амплитуды колебаний. Разностный сигнал Uрез-0 поступает на амплитудный детектор. В том случае если разностный сигнал отличен от 0, амплитудный детектор увеличивает коэффициент усиления усилителя на величину Δk. Цикл повторяется, пока сигнал не станет равным нулю. При этом достигается необходимая амплитуда колебаний равная U_{const}.

Такая СУПК обеспечивает требуемую амплитуду первичных колебаний ЧЭ и поддерживает ее постоянной. При этом система настроена в резонанс, что позволяет в значительной мере уменьшить напряжение, подаваемое на вибропривод ММГ.

Список литературы

1. Ковалев А.С. Управление первичными и вторичными колебаниями микромеханического гироскопа: дис. канд. тех наук: 2008/ Ковалев Андрей Сергеевич. Санкт-Петербург, 2008. -158с.

2. Ковалёв А. С., Грязин Д. Г., Шадрин Ю. В., Лычёв Д. И. Исследование режима функционирования микромеханического гироскопа с совмещенными частотами по осям первичных и вторичных колебаний: научное приборостроение, 2007, том 17, №1, с. 91-97

РАЗРАБОТКА БЕСПРОВОДНОЙ СИСТЕМЫ ПЕРЕДАЧИ СИГНАЛОВ В ТРЕХОСНОМ ГИРОСТАБИЛИЗАТОРЕ

Ву Доан Кет

Научный руководитель: Белянин Л. Н., к.т.н., доцент

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: tamhoncuada_267@yahoo.com

Кафедра точного приборостроения проводит разработку трехосного гиростабилизатора для ортофотосъёмки с легких и сверхлегких летательных аппаратов[1]. Особенность схемы гиростабилизатора состоит в том, что пространство вокруг вертикальной оси симметрии платформы должно быть свободно. Это необходимо для размещения там объектива фотокамеры. В связи такой компоновкой гиростабилизатора возникают проблемы токопередачи с внутренней рамы на платформу. Несмотря на уже принятое решение по использованию роликового токоподвода в сочетании с токоподводом через шарикоподшипник подвеса платформы остается проблема передачи сигнала с датчик угла

процессии на основание гиростабилизатора. Данная статья посвящена поиску путей беспроводной передачи информации с выхода датчика угла прецессии на основание гиростабилизатора.

Были рассмотрены следующие известные способы беспроводной передачи информации:

- использование радиоканала;
- использование оптического канала;
- использование акустического канала;
- использование для передачи информации переменного магнитного поля.

При выборе направления исследования было принято во внимание, что передаваемый сигнал – сигнал переменного тока, амплитудно модулированный на несущий частоте 400Гц. Указанный сигнал должен поступать на вход усилителя стабилизирующего двигателя по оси стабилизации платформы в азимуте.

Принятый способ должен удовлетворять следующим требованиям:

- отсутствие искажения;
- помехоустойчивость;
- стабильность коэффициента передачи.

В итоги, использование магнитного поля является простейшим способом для проведения эксперимента. Сущность способа заключается в использовании явления взаимной индукции двух обмоток. Если по виткам передающей катушки протекает переменный ток, то в витках приемной катушки будет наводиться ЭДС. Величина этой ЭДС определяется по формуле [2]

$$\varepsilon_2 = -\frac{d}{dt}\left(L_2 \cdot i_2 \pm M \cdot i_1\right),$$

где ε_2 – ЭДС в приемной обмотке;

L_2 – индуктивность приемной обмотки;

M – взаимная индуктивность обмоток;

i_1, i_2 – токи, протекающие в обмотках.

Цель экспериментальных исследований состоит в следующим:

- определить степень изменения коэффициента передачи при изменении взаимного положения катушек для различных вариантов исполнения катушек, их взаимного расположения и электрического соединения;
- определить внутреннее сопротивление системы беспроводной передачи информации, как источника напряжения;
- оценить влияние присутствующих вблизи катушек металлических конструкций на качество работы системы.

При выполнении эксперимента использовались: набор катушек, параметры которых приведены в таблице 1; наклонный стенд; специальная немагнитная нетокопроводящая подставка (рис.1); генератор сигналов низкочастотный Г3 – 56/1; милливольтметр В3-38.

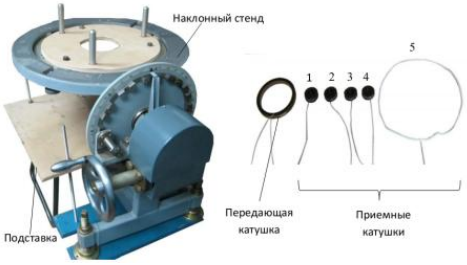


Рис. 1. Наклонный стенд и набор катушек

Таблица 1. Параметры катушек

Наименование	Диаметр обмоточного провода, мм	Внутренний диаметр катушки, мм	Число витков	Омическое сопротивление, Ом	Индуктивность, мГн
Передающая катушка	0,4	109,3	172	9,1	6,82
Катушка 1	0,1	30,3	650	155	19,1
Катушка 2	0,1	30,3	650	156	19,1
Катушка 3	0,1	30,3	650	159	19,7
Катушка 4	0,1	30,3	650	155	19,1
Катушка 5	0,14	310	150	216	34,1

Передающая катушка крепится на платформе стенда, имеющей возможность вращения вокруг горизонтальной оси, а приемные катушки крепятся на подставке. Эксперимент выполняется следующим образом: на передающую катушку подается напряжение 3В частоты 400Гц, а приемная катушка соединяется с милливольтметром В3 – 38; платформа наклоняется в одну и в другую стороны. При этом измеряются напряжения на приемных катушках.

Эксперимент с катушкой 1

Катушка 1 устанавливается на линии окружности подставки диаметром 250 мм. Такая окружность сосна с передающей катушкой. Цель эксперимента –подобрать положение катушки, при котором ЭДС, наводимая в ней, максимальна. По результатам эксперимента отмечается в случае катушка перпендикулярна подставке ЭДС будет максимальной (рис.2).

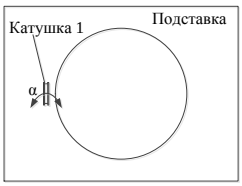


Рис. 2. Положение катушки 1 на подставке

Эксперимент с четырем катушками 1 – 4, подключенными последовательно и согласно

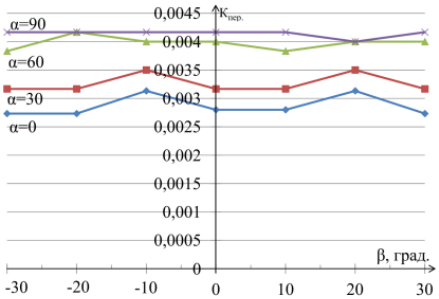


Рис. 3. Изменение коэффициента передачи при использовании катушек 1 – 4

α - угол наклона обмоток относительно подставки, градусов; β - угол наклона платформы относительно горизонта

По результатам эксперимента при α = 90° коэффициент передачи имеет самую высокую стабильность. Изменение значений коэффициент передачи в диапазоне углов наклона ±30°

$$\%K = \frac{K_{мах} - K_{\min}}{K_{мах}} = 4{,}167\%$$

Эксперимент с катушкой 5 диаметром 310 мм

Катушка 5 представляет собой бескаркасную катушку, которая закрепляется на подставке так, чтобы она была соосна с передающей катушкой, находящейся в горизонтальном положении. По результатам эксперимента был построен график изменениякоэффициента передачи (рис.4).

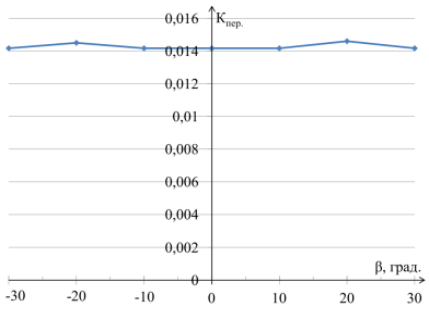


Рис.4 Изменение коэффициента передачи при использовании катушки 5

β - угол наклона платформы относительно горизонта, градусов

Изменение значений коэффициента передачи в диапазоне углов наклона $\pm 30°$

$$\%K = \frac{K_{мах} - K_{\min}}{K_{мах}} = 3{,}4\% .$$

Итак, использование одной катушки большого диаметра является лучшим вариантом.

Так как в процессе работы система передачи играет роль источника напряжения, то интерес представляет величина выходного сопротивления этой системы, поскольку в дальнейшем этот сигнал будет подаваться на вход усилителя стабилизирующего двигателя. С этой целью приемная катушка нагружается резисторами сопротивлением 1 мОм, 100 кОм, 50 кОм, 10 кОм; определяется ток нагрузки.

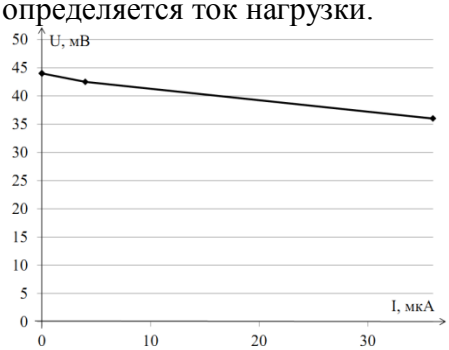


Рис. 5. Вольтамперная характеристика катушки 5

На рис.5 показана вольтамперная характеристика системы передачи сигнала, отмечается, что график практически линеен. Полное внутреннее сопротивление системы передачи определяется $Z_{Внутр.} = \frac{\Delta U}{\Delta I} = 222{,}5$, Ом

Определение влияния металлических тел на коэффициент передачи

Вблизи катушек устанавливаются следующие предметы:

- шарикоподшипник соосно с передающей катушкой на платформе, таким образом, что подшипник практически касался каркаса передающей катушки;
- стальная пластина (экран) толщиной 2 мм и площадью превышающей площадь, охватывающую приемной катушкой (катушка 5) между катушками;
- два куска стали массой примерно – 0.5 кг каждый рядом с приемной катушкой на подставке.

В каждом случае определяется изменение коэффициента передачи (рис.6).

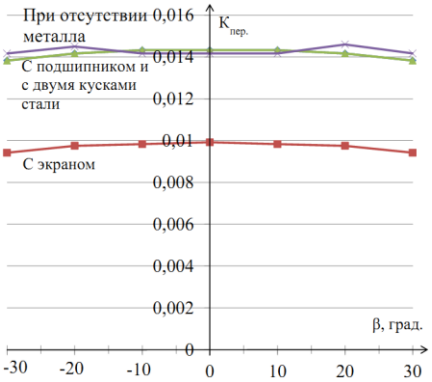


Рис. 6. Коэффициент передачи системы при наличии металла

При наличии подшипника или кусков метала коэффициент передачи почти не уменьшается, а при наличии экрана коэффициент передачи падает. Но во всех случаях стабильность коэффициента сохраняется.

Подключение передающей обмотки системы беспроводной передачи к сигнальной обмотке датчика угла

При подключении передающей обмотки к сигнальной обмотке датчика угла необходимо использовать усилитель, который должен удовлетворяет следующим требованиям:

- большое входное сопротивление, так как ток, протекающий в сигнальной обмотке должен быть минимальным чтобы не создать поразительный момент;
- выходная мощность – не менее 1 Вт;
- возможность регулирования коэффициента усиления.

С учетом этих требований был выбран операционный усилитель К157УН1, включенный по схеме инвертирующего усилителя. Схема подключения приведена на рис.7.

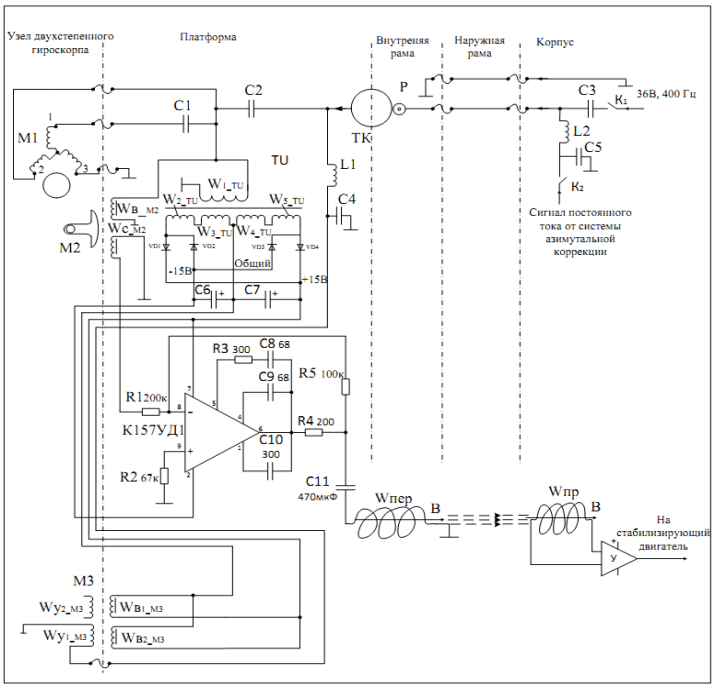


Рис. 7. Схема подключения передающей обмотки к сигнальной обмотке датчика угла

*М*1– гиромотор типа ГУА-2Д; *М*2– датчик угла с обмоткой возбуждения (*W*в_*М*2) и сигнальной обмоткой (*W*с_*М*2); *М*3– датчик момента с обмотками возбуждения (*W*в1_*М*3, *W*в2_*М*3) и обмотками управления (*W*у1_*М*3, *W*у2_*М*3); *С*1– фазосдвигающий конденсатор ; *С*2, *С*3– разделительные конденсаторы; *L*1,*С*4 и *L*2, *С*5- фильтры нижних частот; ТК– токоподводящее кольцо; Р- ролик; *TU* – трансформатор для создания напряжений питания датчика момента и усилителей; *У* – усилители; *VD*1-*VD*4 – диоды; *С*6, *С*7 – фильтры сглаживания. *W*пер,*W*пр – передающая и принимающая обмотки беспроводной системы передачи; *К*1, *К*2- ключи

В этом случае максимальное напряжение, снимаемое датчиком угла равно 8 В, а желательное напряжение для того чтобы подать на передающую обмотку системы беспроводной передачи сигнала – 3 В, поэтому был установлен коэффициент усиления по напряжения равен 0.5. Для этого выбраны R_1=200 кОм и R_5=100кОм.

Вывод

В данной работе были проведены эксперименты для определения коэффициента передачи беспроводной системы с разными приемными катушками. Полученные результаты показывают, что использование одной катушки большого диаметра является лучшим вариантом - %к =3,4%. Также было определено внутреннее сопротивление системы и оценено влияние окружающего металла на коэффициент передачи, полученные результаты удовлетворяются предъявляющими требованиями. Выбран усилитель для подключения передающей катушки к сигнальной обмотке датчика угла прецессии.

Список литературы

1. Нгуен Чонг Иен, Ву Доан Кет. Питание трехфазного асинхронного гироматора от однофазной сети. Современные техника и технологии: сборник трудов XVIII Международной научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых. В 3 т. Т. 1. – Томск: Изд-во ТПУ, 2012. – с. 381.

2. Л. А. Бессонов. Теоретические основы электротехники. Электрические цепи : учебник / Л. А. Бессонов. — 9-е изд., перераб. и доп. — М. : Высшая школа, 1996. — 638 с.

ОПОРНО-ПОВОРОТНОЕ УСТРОЙСТВО

Гушляк А.Г.
ОАО «Бердский электромеханический завод»
633190, Россия, Новосибирская обл., г. Бердск, Зеленая Роща
E-mail: Infinitifx-35@mail.ru

Опорно-поворотное устройство (ОПУ) относится к поворотным опорам антенных систем с механизмами их подъема и вращения, устанавливаемым на подвижных средствах, например автомашинах, радиолокационных станциях, а также к ОПУ спутникового телевидения и измерительных антенных систем.

ОАО "Бердский электромеханический завод" приступил к изготовлению опорно-поворотных устройств. Данное изделие предназначено:

- для вращения антенной системы, расположенной на поворотном фланце ОПУ, с заданными скоростями в азимутальной плоскости;
- для восприятия весовых, инерционных и аэродинамических нагрузок;
- для удержания антенной системы в положении, соответствующем переводу в транспортное положение;
- для установки в составе антенного модуля на высотной опоре.

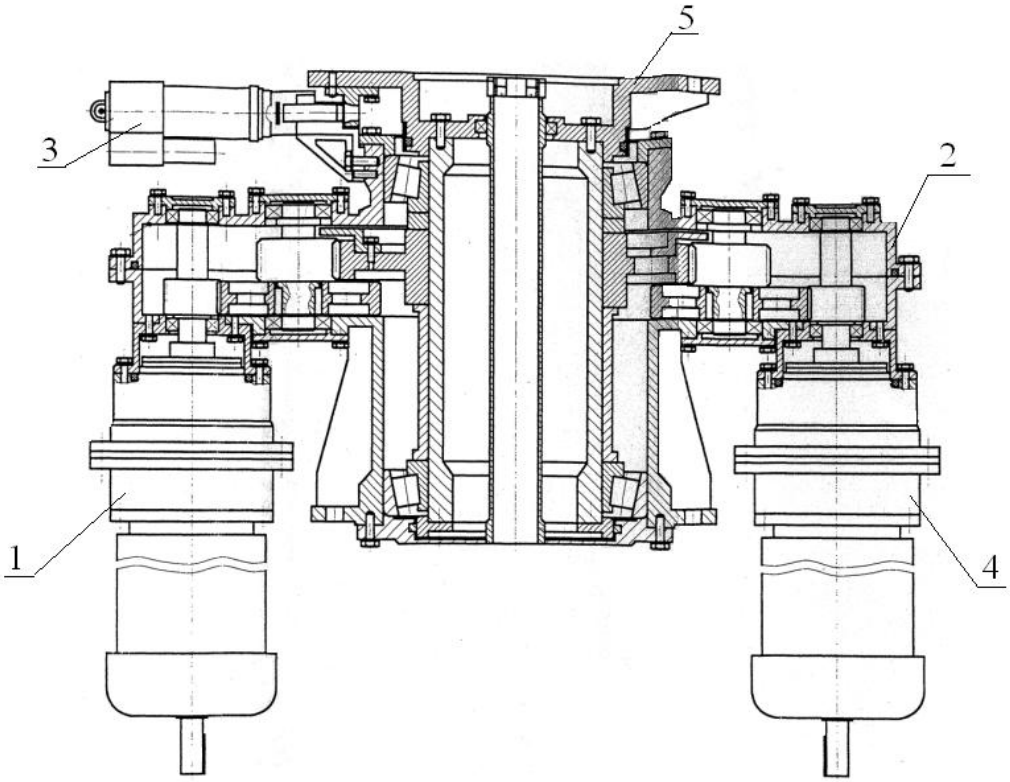


Рис. 1. Опорно-поворотное устройство

Конструкция ОПУ (рис.1) состоит из мотор-редукторов 1 и 4 которые через редуктор 2 вращают фланец 5 ОПУ и обеспечивают его остановку (от блока управления) в определенном положении с фиксацией стопором 3. Блок датчиков выдает азимутальную информацию при вращении фланца. Блок датчиков соединен с валом редуктора 2. Съемная рукоятка 6 предусмотрена для ручного поворота вращающегося фланца 5 ОПУ при проведении регламентных и регулировочных работ. Режимы вращения, остановка и фиксация задается блоком управления.

Мотор редукторы 1 и 4 закреплены к нижней части редуктора 2. Мотор - редуктор 1 состоит из электродвигателя, планетарного двухступенчатого редуктора и муфты фрикционной предохранительной, в состав мотор-редуктора 4 дополнительно встроена муфта электромагнитная. Редуктор 2 представляет собой закрытую двухступенчатую передачу, внутри которого находится пустотелая труба, предназначенная для прокладки соединительных кабелей. Стопор 3 предназначен для фиксации фланца редуктора в транспортном положении антенны. Стопор состоит из электромеханизма МП-250Р и штока, который блокирует поворот фланца.

3Dмодель ОПУ, разработанная автором этого доклада представлена на рис. 2

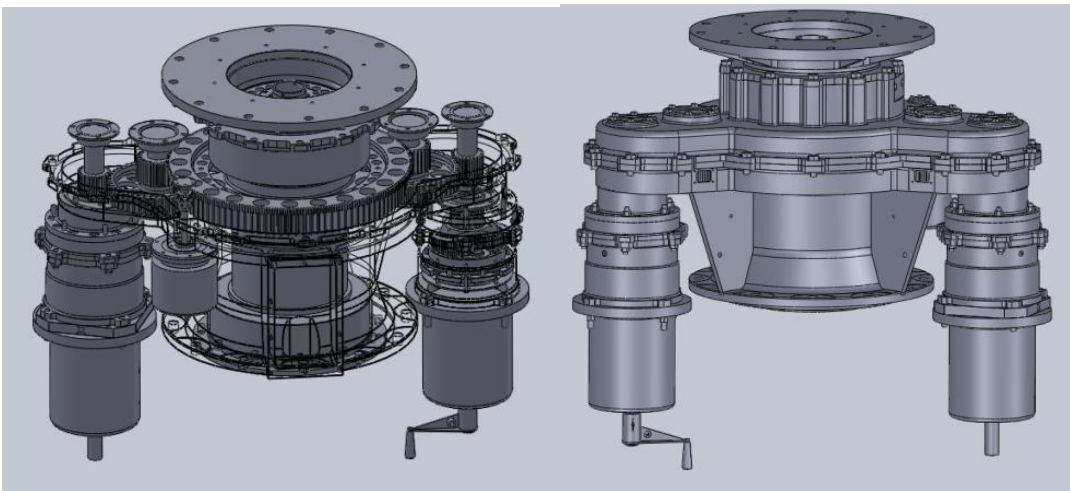


Рис. 2. 3D модель ОПУ

Основные параметры и характеристики приведены в таблице.

Масса, кг	845
Габаритные размеры, мм	1220x730x1135
Частота вращения фланца ОПУ в азимутальной плоскости в режимах: Рабочий, об/мин Рабочий,об/мин	 6 12
Вертикальная нагрузка на фланец ОПУ, кг, не более	5620
Опрокидывающий момент на фланец ОПУ, кг, не более	17000
Диапазон рабочих температур	-50...+50С
Относительная влажность при температуре +25С, %	98

На базе разработанной трехмерной модели осуществляется компьютерный анализнапряженно-деформированного состояния деталей и узлов ОПУ при всех возможных условиях эксплуатации и режимах нагружения с целью повышения надежности изделия. Такой анализ позволит оценить также корректность вносимых изменений в конструкцию ОПУ и допустимость изменений технологии изготовления.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РЕСУРСА ИСПОЛНИТЕЛЬНОГО ОРГАНА НА БАЗЕ УПРАВЛЯЕМОГО ПО СКОРОСТИ ДВИГАТЕЛЯ-МАХОВИКА СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПО МЕТОДУ ВЕРОЯТНОСТИ ОТКАЗА ПОДШИПНИКОВ

Дмитриева Е.М.
Научный руководитель: Дмитриев В.С., д.т.н., профессор
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: k.d.tomsk@mail.ru

При стабилизации углового положения космического аппарата (КА) возникает достаточно большая динамическая ошибка из-за автоколебательного режима присущего

системам ориентации (СО), в которых в качестве исполнительного органа (ИО) используются реактивные сопла, что является существенным недостатком таких СО.

Этот недостаток отсутствует в СО, где в качестве ИО используются реактивные двигатели-маховики (управляемые по скорости двигатели-маховики - УДМ). Из-за хороших регулировочных характеристик вентильного электродвигателя и динамических качеств в целом ИО УДМ широко используются в СО длительно существующих КА на околоземных орбитах [1].

Целью данной научно-исследовательской работы (НИР) является аналитическое исследование технических характеристик и проектирование УДМ для малого космического аппарата (МКА). При проектирование УДМ одной из первоочерёдных и наиболее важных решаемых задач является определение долговечности его шарикоподшипниковых опор (т.е. расчёт ресурса в целом ИО). Требования технического задания, чтобы ресурс УДМ был не менее 5 лет.

Экспериментальные данные, полученные к настоящему времени, представляют собой результаты испытаний подшипников качения на усталость. Однако отказ высокоскоростных шарикоподшипников УДМ не связан с усталостными явлениями. Поэтому инженерный подход для расчёта долговечности шарикоподшипников является малоэффективным [2].

Более технически обоснованно проводить расчёт ресурса УДМ, исходя из вероятности отказа работы подшипников. Ввиду наличия различных факторов в процессе производства подшипников их долговечность является случайной величиной. Поэтому характеристики долговечности и надёжности приборных подшипников качения есть величины вероятностные. Основными количественными характеристиками, наиболее полно определяющими долговечность подшипника, являются функции распределения *F(t)* и плотность распределения $f(t) = F'(t)$

$f(t) = F^{/}(t)$ [3].

Вероятность безотказной работы $P(t_0)$ в течение заданного времени t_0 выражается через функцию распределения (1):

$$P(t_0) = 1 - F(t_0) \tag{1}$$

Для приборных подшипников функция распределения наилучшим образом описывается формулой Вейбулла (2):

$$F(t) = \begin{cases} 1 - e^{-(\frac{t-a}{b})^k} & \text{при} t > a \\ 0 & \text{при } t < a \end{cases} \tag{2}$$

где a - параметр сдвига;

b - параметр масштаба;

k - параметр износа.

В тех случаях, когда износ не определяет долговечности подшипников, параметр k принимается равным единице.

Оценки параметров двухпараметрического экспоненционального распределения $\hat{a}$ и $\hat{b}$ (при $k = 1$) вычисляются по формулам (3) и (4):

$$\hat{a} = \frac{1}{n-1} \cdot (n \cdot t_1 - \overline{T}), \tag{3}$$

$$\hat{b} = \frac{n}{n-1} \cdot (\overline{T} - t_1). \tag{4}$$

Здесь $\overline{T}$ - средняя наработка на отказ, равная:

$$\overline{T} = \frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^{n} t_i$$

где n - числи испытуемых подшипников;

t_i - время безотказной работы i-го подшипника, причём t_1 - наименьшее из них.

Статическая функция распределения аппроксимируется функцией (5) имеет вид:

$$F(t) = 1 - e^{-\frac{t-\hat{a}}{\hat{b}}} \tag{5}$$

При совпадении функций $F(t)$и$P(t)$нижние доверительные границы определяются по формулам (6):

$$a_1 = \hat{a} - k_1 \cdot \hat{b} \quad ; \quad b_1 = \hat{b} \cdot (1 - k_2) \tag{6}$$

Коэффициенты k_1 и k_2 зависят от числа испытуемых подшипников и нижних доверительных границ (выбираются из соответствующих таблиц [3]). Нижняя доверительная граница функции распределения и соответствующая функция надёжности (рис.1, рис.2) строятся по формулам (7) и (8):

$$F(t) = 1 - e^{-\frac{t-a_1}{b_1}} \tag{7}$$

$$P(t) = e^{-\frac{t-a_1}{b_1}} \tag{8}$$

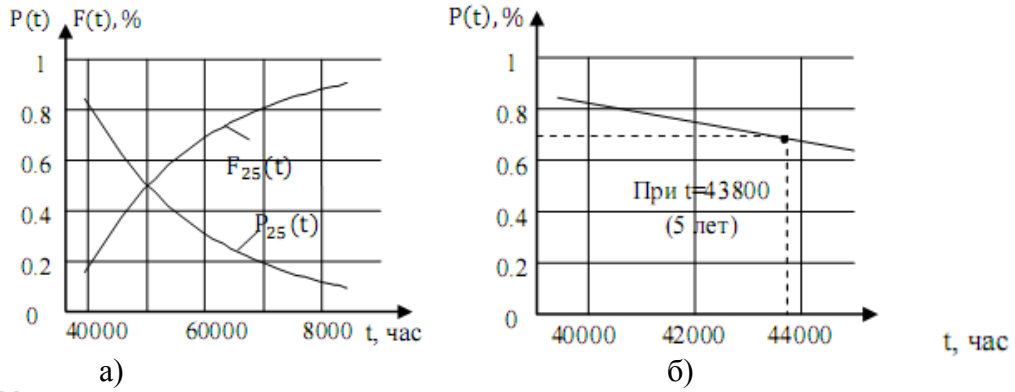


Рис. 1. а) $F_{25}(t)$и$P_{25}(t)$ - нижние доверительные границы функции распределения и функции надёжности (партия 25 шт.), б) вероятность безотказной работы (партия 25шт)

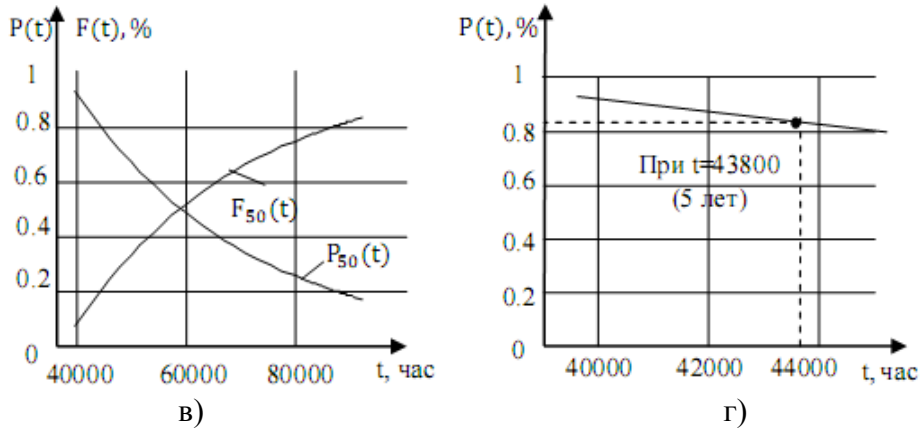


Рис. 2. в) $F_{50}(t)$и$P_{50}(t)$ - нижние доверительные границы функции распределения и функции надёжности (партия 50 шт.), г) вероятность безотказной работы (партия 50 шт.)

Кривые (рис.1 а) и рис.2 в)) построены на основании статической обработки результатов испытаний партии подшипников серии 1006096 в количестве 25 шт. и 50 шт. Согласно расчёту (8), при испытании 25 шт. подшипников на графике (рис.1 б)) для времени эксплуатации $t = 5$лет надёжность составляет 70%, а при испытании 50 шт. подшипников (рис.2 г)) надёжность составляет уже 84%. Очевидно, что при увеличении партии испытуемых подшипников надёжность возрастает. По полученным теоретическим результатам проводимой НИР для создания ИО на базе УДМ, можно сказать, что при условии проведения испытаний партии в количестве 100 шт. надёжность работы шарикоподшипниковых опор в течение 5 лет эксплуатации будет составлять практически 100%.

Полученные результаты безотказной работы опор является в определённой степени заниженными, т.к. не учитываются комфортные условия эксплуатации шарикоподшипниковых опор УДМ в части механических нагрузок. Как показал опыт эксплуатации УДМ на десятках спутниках связи серии «Космос», «Луч», «Sesat» за весь срок их эксплуатации ни одного случая отказа шарикоподшипниковых опор не имелось.

Поэтому представленная методика позволяет получить технически обоснованные нижние доверительные границы надёжности шарикоподшипников и с учётом корреляции по фактическим результатам эксплуатации указанных опор с достаточной степенью достоверности показывает долговечность эксплуатации проектируемого УДМ.

Список литературы:

1. Копытов В.И. Системы управления космическими аппаратами (Исполнительные органы: назначение, принцип действия, схемы, конструкция): Учебное пособие. – Томск: Изд.ТПУ.2000. – 207с.

2. Гладышев Г.Н., Дмитриев В.С., Копытов В.И. Системы управления космическими аппаратами (Исполнительные органы: назначение, принцип действия, схемы, конструкция): Учебное пособие. – Томск: Изд.ТПУ.2000.-207с.

3. Ковалёв М.П. Опоры и подвесы гироскопических устройств: Изд-во Машиностроение, Москва. 1970.

МАГНИТОМЕТР ДЛЯ БЕТАТРОНА

Жвырбля В.Ю.
Научный руководитель: Бориков В.Н., д.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: wadim00@sibmail.com

В современной науке и технике важную роль играют вопросы, связанные с измерением всевозможных физических величин и их дальнейшей обработкой. Немаловажную роль здесь играют измерения такой характеристики магнитного поля как магнитная индукция. Рассмотрим одну из возможных принципиальных схем прибора позволяющего измерять магнитную индукцию.

Одним из элементов, присущих любому измерителю, является датчик первичной информации. На данный момент открыто большое количество физических принципов, лежащих в основе работы разнообразных чувствительных элементов, однако мы остановимся на тех из них, которые используют так называемое индукционное измерительное преобразование. Его суть заключается в возникновении ЭДС в замкнутом проводящем контуре, если оный пронизывается магнитным потоком, изменяющимся с течением времени. Таким образом, чувствительный элемент будет представлять из себя ни что иное как простую катушку.

В поставленную задачу входит измерение магнитной индукции бетатрона. Но делать это необходимо не в течении всего времени работы ускорителя частиц, а лишь для корректировки магнитного поля. Необходимо учитывать, что одна катушка индуцирует напряжение, которое характеризует усредненное значение индукции в той площади, которую

она охватывает. То есть для получения более подробной информации о характере поля нужно разместить большое количество измерительных контуров, один внутри другого, так как показано на рис. 1.

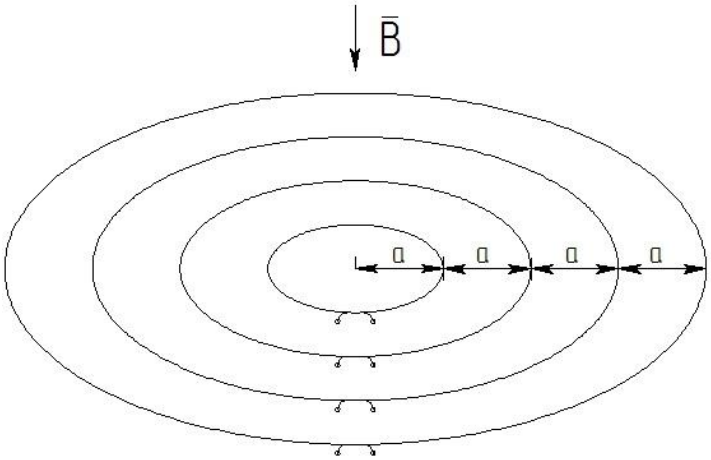


Рис. 1. Схема расположения измерительных катушек:
а – шаг катушек, В – вектор индукции магнитного поля

ЭДС, индуцируемая в катушке, будет равна:

$$E = \frac{d\Phi}{dt} \tag{1}$$

Поток, пронизывающий контур, выражается как Ф=B·S. Так как площадь со временем остается неизменной, выражение (1) приобретает вид:

$$E = S \cdot \frac{dB}{dt}$$

$$dB = \frac{1}{S} \cdot E \cdot dt$$

$$B = \frac{1}{S} \cdot \int_0^t E \cdot dt \tag{2}$$

Как видно из выражения (2) необходимо интегрирование полученного сигнала для получения интересующей характеристики магнитного поля.

Исходя из сказанного выше, а также из необходимости автоматизации подобных измерений предполагается использование следующей принципиальной схемы состоящей из непосредственно датчиков первичной информации, построенного на операционном усилителе интегратора, аналого-цифрового преобразователя, микропроцессора и устройства вывода информации.

Рис. 2. Принципиальная схема магнитометра

Датчики первичной информации представлены в виде тех самых катушек, индуцирующих ЭДС. Так как использование отдельных интеграторов для каждой из катушек является не целесообразным, то сигнал логичнее подавать на один интегратор поочередно

через коммутатор, которым может выступать аналоговый мультиплексор. После интегрирования сигнал поступает на АЦП, который преобразует его в цифровой код. Далее код выгружается в память микропроцессора, где в соответствии с заданной программой производится обработка. После этого данные отправляются на внешнее устройство, которым может быть компьютер, ЖК-дисплей и др.

Все параметры приведенных на схеме элементов выбираются в соответствии с особенностями эксплуатации, требованиями прибора по точности, заданными массогабаритными характеристиками, требованиям по быстродействию системы в целом.

В завершении сказанного выше можно отметить, что подобные схемы подходят для широкого спектра измерительных устройств.

ПАССИВНЫЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Зорина Е.В.
Научный руководитель: Гормаков А.Н., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: Lenochka_sk_92@mail.ru

Первые искусственные спутники вращались в пространстве, не имея никакой ориентации. В связи с увеличением объема задач, возложенных на искусственные спутники, и по мере развития космической техники возникла необходимость ориентировать их во время полета. Ориентация – это процесс, в результате которого КА занимает определенное положение или последовательность определенных положений, в пространстве. Ориентированные во время полета КА имеют следующие преимущества: 1) лучшие условия для измерений и наблюдений, проводимых в космосе; 2) лучшие информационные свойства направленных антенн; 3) большую эффективность солнечных батарей; 4) лучшие условия для терморегулирования и др.

Успехи научных исследований, проводимые с помощью КА, во многом зависит от эксплуатационных и технических характеристик систем ориентации. Поэтому возникает необходимость в простых, легких, надежных, точных, работающих в течение длительного времени с минимальными затратами энергии системах ориентации КА.

Для научных исследований и решения народнохозяйственных задач, в основном не требуется выполнения сложных поворотных маневров и прецизионной ориентации аппарата. Эффективность использования таких аппаратов оценивается, прежде всего, временем их активного существования. В связи с этим большой научный и практический интерес представляет разработка пассивных систем ориентации. Системы этого класса характеризуются неограниченным ресурсом работы, простотой, надежностью, малой массой и поэтому являются наиболее предпочтительными [1].

Пассивная система ориентации – это система, которая не требует на борту КА источника энергии для своей работы. Для создания управляющих моментов она использует физические свойства среды окружающие КА (гравитационное и магнитное поле, солнечное давление, аэродинамическое сопротивление), или свойство свободно вращающегося твердого тела сохранять неподвижной в инерциальном пространстве ось вращения.

Достоинства пассивных систем: не расходуют энергию бортовых источников питания, а используют для создания управляющих моментов естественные силы, действующие в условиях космического пространства; конструктивно просты, имеют высокую надежность и практически неограниченный срок службы; ориентируют космический аппарат в заданном положении в течении продолжительного интервала времени, но так как они не рассчитаны на длительное время активного существования, то быстродействие не имеет существенного

значения; не засоряют окружающее пространство вокруг КА отработанными веществами, которые создают большие неудобства в работе оптических систем ориентации;

Недостатки пассивных систем: дают низкую точность; управляющие моменты малы по величине, поэтому к ним предъявляется требования высокой точности начальной ориентации и малости угловых скоростей [2].

Пассивные системы ориентации – «вотчина» микро- и наноспутников. Особенностью пассивных систем на этапе разработки является необходимость особо тщательного математического моделирования. Это обусловлено двумя причинами. Во-первых, в этих системах действуют чрезвычайно слабые механические моменты. Требуется достаточно точная математическая модель движения спутника, учитывая все основные возмущающие моменты. Только на основе такой модели можно выбрать достоверные значения параметры системы ориентации. Во-вторых, на основании этих параметров изготавливаются элементы системы, и в полете уже не представляется возможным изменение каких-либо их параметров, если вдруг выяснится, что какие-то факторы не были учтены на этапе их разработки.

Впервые магнитное поле Земли было использовано для целей ориентации на третьем советском спутнике. На нем имелся магнитометр самоориентирующегося типа. Ось чувствительности момента магнитометра в любой момент времени совмещалась с направлением магнитного поля Земли. Положение ее относительно корпуса спутника автоматически замерялось и передавалось на Землю. Знание зависимости положения оси чувствительного элемента от времени позволяло определить ориентацию спутника в пространстве.

С увеличением расстояния от поверхности Земли ее магнитное поле сильно ослабевает (пропорционально кубу расстояния от центра Земли). Использование электромагнитных систем для подобных Земле планет возможно на высотах от 600 до 6000 км. В первом приближении оно может быть достаточно точно апроксимировано магнитным полем диполя, ось которого проходит через центр Земли и отклонена от ее оси вращения к плоскости земного экватора на небольшой постоянный угол. При получении качественных оценок можно допустить, что ось диполя и ось вращения Земли практически совпадают.

Силовые линии такого диполя имеют форму, показанную на рис.1. Если ось Земли 1 лежит в плоскости орбиты 4, то спутник 2, отслеживая направление силовых линий 3 магнитного поля, совершает за один виток два полных оборота вокруг своей оси. Исполнительные органы магнитной системы – не что иное, как «большие магниты» - устройства, создающие сильное магнитное поле на борту спутника. Это – либо плоская катушка с током, либо электромагниты, либо постоянные магниты.

Пассивная магнитная система ориентации была выбрана для первого российского наноспутника ТНС-0. На рис. 2 представлен его внешний вид. Цель запуска наноспутника ТНС-0 – проведение экспериментов по проверке технологии управления космическими аппаратами через систему глобальную связи GLOBALSTAR и отработка в условия космоса отдельных элементов спутника [3].

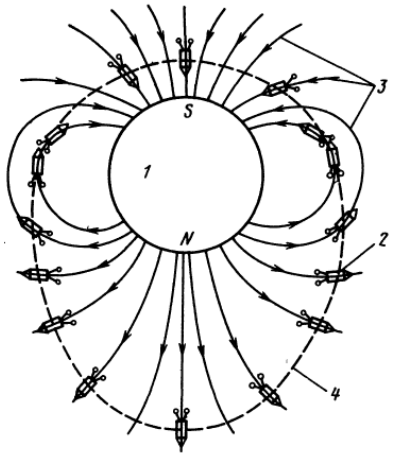


Рис. 1.Ориентация спутника по магнитным силовым линиям

Рис. 2. Внешний вид спутника ТНС-0

Простейшие магнитные средства управления – устройства, в которых магнитные исполнительные органы не управляются и крепятся неподвижно к корпусу спутника. Такие устройства будут стремиться установить спутник вдоль вектора индукции **B** магнитного поля Земли подобно тому, как устанавливается по нему магнитная стрелка компаса.

С помощью малых космических аппаратов были решены следующие задачи:

- исследование природных ресурсов Земли из космоса;
- обеспечение дешевой и устойчивой коммерческой спутниковой связи;
- создание региональных систем мониторинга и безопасности на транспорте (наземном, морском, воздушном), а также систем антитеррористического контроля;
- фундаментальные и прикладные научные исследования, отработка элементов новых систем и комплексов.

Список литературы:

1. Системы ориентации спутников: от Лагранжа до Королева (ОВЧИННИКОВ М.Ю. , 1999), МАТЕМАТИКА. URL: http://www.pereplet.ru/obrazovanie/stsoros/908.html

2. Коваленко А.П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1975 – 248 с.

3. Пассивная магнитная система ориентации первого российского наноспутника ТНС-0. Куприянова Н.В., Овчинников М.Ю., Пеньков В.И., Селиванова А.С. Москва, 2005. URL: http://www.keldysh.ru/papers/2005/prep46/prep2005_46.htm

РАСЧЕТ ВЕРОЯТНОСТНО-ВРЕМЕННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ИНФОРМАЦИОННОГО ОБМЕНА В СЕТИ МАЛОГОБАРИТНЫХ СПУТНИКОВ-РЕТРАНСЛЯТОРОВ

Карцан И.Н., Карцан Р.В.
Научный консультант: Ковалев И.В., д.т.н., профессор
Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М.Ф. Решетнева, 660014, Российская Федерация, г. Красноярск, проспект имени газеты «Красноярский рабочий», 31
E-mail: kartsan@sibsau.ru

Одним из перспективных и наиболее полно проработанных вариантов применения малогабаритных космических аппаратов (КА) является спутниковая связь. Современные достижения в области микроминиатюризации элементной базы открывают новые возможности и конструктивные решения при разработке бортовой аппаратуры

малогабаритных спутников-ретрансляторов, которые разрабатываются в настоящее время как для низкоорбитальных, так и для средне- и даже для высокоорбитальных космических систем связи [1-3].

В последние десятилетие одной из ведущих тенденций развития российских и зарубежных космических систем связи были разработка и развертывание низкоорбитальных многоспутниковых систем связи (МСС). В отличие от существующих высокоорбитальных систем космической связи с отдельными узлами ретрансляции низкоорбитальные МСС функционируют как спутниковые радиосети и за счет соответствующей организации информационного обмена позволяют обеспечить высокую глобальность и оперативность связи между наземными и космическими абонентами.

Сложность процессов, происходящих при функционировании низкоорбитальных многоспутниковых сетей связи, приводит к тому, что их исследование на основе аналитических моделей для широкого диапазона исходных данных возможно лишь при введении допущений, снижающих адекватность получаемых результатов. Одним из способов, позволяющих оценить качество функционирования конкретной спутниковой радиосети, определить эффективность реализованных в ней алгоритмов информационного обмена, а также получить ряд частных статистических данных, необходимых для разработки адекватных аналитических моделей, является использование имитационного моделирования.

Для исследования вероятностно-временных характеристик информационного обмена низкоорбитальной МСС на основе сети малогабаритных спутников-ретрансляторов в соответствии с общим подходом к моделированию спутниковых радиосетей разработана имитационная модель, которая представляет собой специализированный программно-моделирующий комплекс, реализованный на ПЭВМ.

Программно-моделирующий комплекс позволяет решать следующие научно-практические задачи:

-исследовать процесс информационного обмена между абонентами низкоорбитальной МСС для различных вариантов баллистического построения ее орбитальной группировки;

- отображать на электронной карте (в проекции и пространстве) в заданном масштабе модельного времени маршруты передаваемых сообщений, каналы информационного обмена между узлами спутниковой радиосети и зоны радиовидимости спутников-ретрансляторов на земной поверхности;

- рассчитывать вероятностно-временные характеристики информационного обмена между абонентами низкоорбитальной МСС при использовании в ней различных методов ретрансляции.

Основные вероятностно-временные характеристики, определяемые программно-моделирующим комплексом, включают: связность спутниковой радиосети, коэффициент глобальности связи, среднее время доведения сообщения между абонентами, среднее время существования «виртуального» канала, вероятность существования «виртуального» канала заданной длительности, плотность распределения вероятности времени доведения сообщений.

Структурная схема программного-моделирующего комплекса, которая включает в себя баллистическую и функциональную части, представлена на рис. 1.

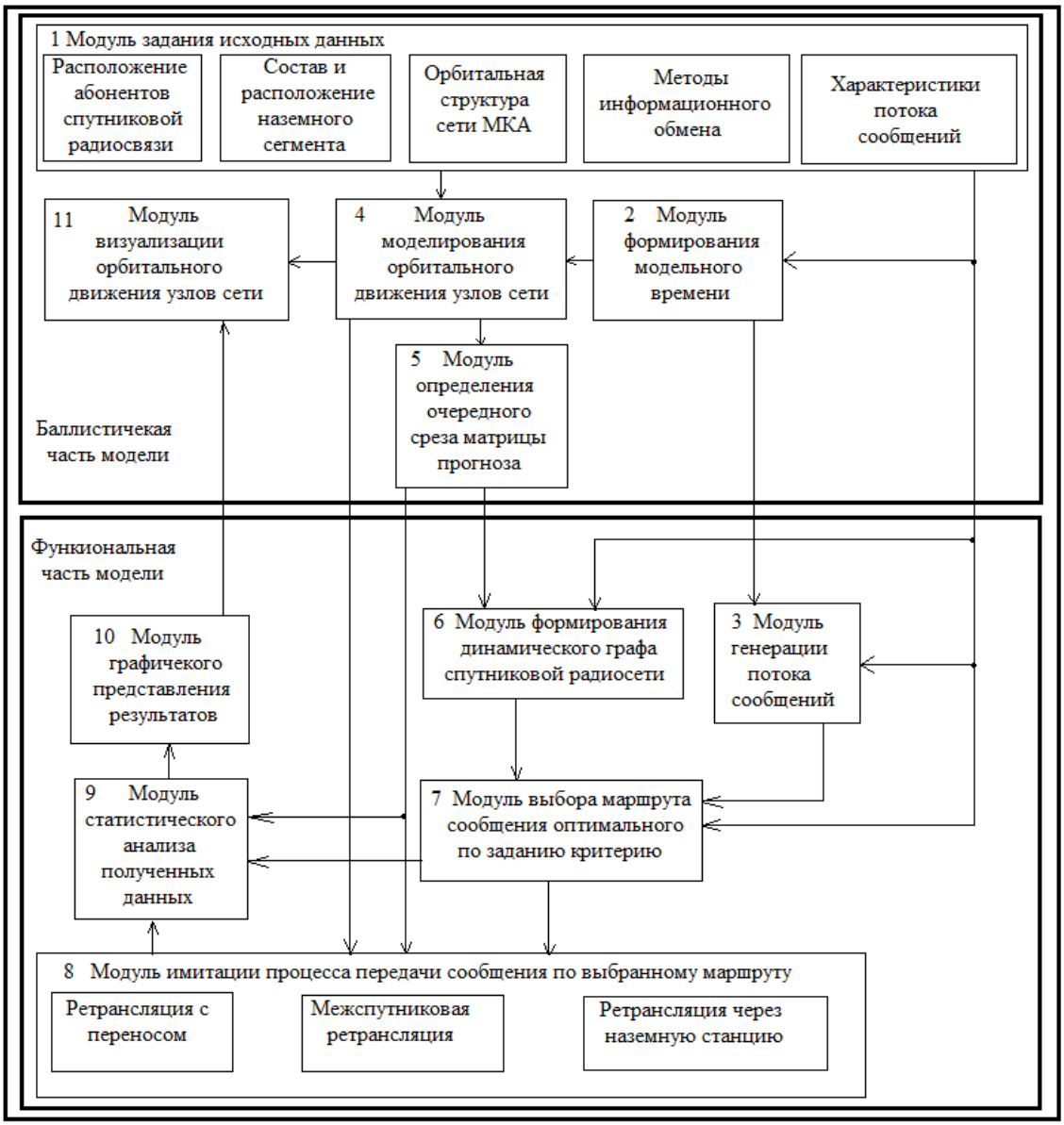


Рис. 1. Структурная схема программного моделирующего комплекса

Баллистическая часть модели предназначена для моделирования условий информационного обмена в низкоорбитальной многоспутниковой сети спутник-ретранслятор при динамическом изменении ее структуры.

Функциональная часть модели на основе данных, получаемых из баллистической части, выполняет моделирование заданных режимов ретрансляции и определение вероятностно-временных характеристик информационного обмена между абонентами спутниковой радиосети.

Программно-моделирующий комплекс может быть реализован на языке программирования C++ в среде разработки программного обеспечения MSVisualStudio.NETc поддержкой стандартной библиотеки шаблонов STL, библиотеки MFCbOpenGL.

Список литературы:

1. *Спутниковая связь и вещание. Справочник / под ред. Л.Я. Кантора. М: Радио и связь, 1997.*
2. *Невдяев Л.М., Смирнов А.А. Персональная спутниковая связь. М.: Эко-Трендз, 1998.*
3. *Камнев В.Е., Черкасов В.В., Чечин Г.В. Спутниковые системы связи. М.: Альпина Паблишер, 2004.*

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ АДАПТИВНЫХ ФАЗИРОВАННЫХ АНТЕННЫХ РЕШЕТОК ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ И ПОДАВЛЕНИЯ ПОМЕХ НА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТАХ

Карцан Р.В.
Научный руководитель: Карцан И.Н., к.т.н., доцент
Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М.Ф. Решетнева, 660014, Российская Федерация, г. Красноярск, проспект имени газеты «Красноярский рабочий», 31
E-mail: kartsan2003@mail.ru

День ото дня роль космических систем в современном мире укрепляется. На данный момент активно используются спутники в метеорологии, навигации, связи и исследованиях. Довольно крупное направление составляет навигация. Подобные системы могут использоваться в:

– автоматизированных охранных системах автотранспортных средств на стоянках и в пути следования с выявлением факта угона и обеспечением поиска машин;

– экстерриториальных автоматизированных охранных систем квартир, офисов, госучреждений, банков, магазинов, коттеджей, дач, баз, складов и т.п.;

– системах контроля перевозки грузов всеми видами транспорта и сохранности грузов при транспортировке;

– системах сопровождения в реальном масштабе времени особо важных объектов во время поездок по городу и за его пределами с телетрансляцией текущей обстановки;

– антитеррористических системах;

– системах сбора и передачи информации в режимах электронной почты и пейджинга в экстерриториальных масштабах;

– системах доведения сигналов оповещения в экстренных ситуациях до произвольно расположенных в регионе абонентов с определением в случае необходимости их местонахождения и др.

С увеличением потребностей в некотором функционале космических аппаратов увеличивается не только число космических аппаратов, но и число абонентов, а также посылаемых сигналов на искусственные спутники земли. Взаимодействие в основном осуществляется по средствам радиосвязи и зачастую на несколько спутников посылается смежный сигнал для различных целей. Это является важной проблемой взаимодействия, например, для космического аппарата навигационной системы посылается информация вместе с запросом о получении метрологических данных с рядом пролетающим космическим аппаратом метрологической системы, где для космического аппарата навигационной системы посылаемый сигнал земли имеет лишь часть полезной информации с шумом.

С решением подобных задач справляются фазированные адаптивные решетки, которые при отсутствии априорной информации о помеховой обстановке, автоматически обнаруживают присутствие различного рода воздействий и ослабляют их в той или иной степени.

Сами адаптивные фазированные антенные решетки представляют собой многоэлементную антенную систему и адаптивный процессор. Процессор в свою очередь осуществляет автоматическое формирование диаграммы направленности. Подавление шумов осуществляется за счет управления положения нулей в диаграмме направленности и уменьшением боковых лепестков в направлении на источники помех, что в свою очередь не влияет на качество приема полезных сигналов т.к. поддерживается неизменная форма главных лепестков диаграммы.

Адаптация антенных решеток основана на использовании различных характеристик полезных сигналов и помех. Наиболее важной является углы прихода тех и других. Но для более эффективной работы необходимо знать и другие отличительные признаки полезных

сигналов и помех. Структура адаптивного процессора в целом зависит от полноты априорной информации об отличительных признаках.

Зачастую априорное различие между сигналом и помехой может быть не полным, а отдельные параметры обычно неизвестны и подлежат оценке. Иногда для более четкого априорного различения в сигнал вводят некоторые метки, априорно известные, например комбинация символов. Их наличие позволяет выделить сам полезный сигнал и его характеристику, как направление прихода. Если о сигнале практически все известно, задано априорно, то можно обойтись без адаптивного процессора и с помощью простых расчетов определять веса коэффициентов для формирования диаграммы направленности.

В аналоговых антенных решетках в качестве весовых коэффициентов используются фазовращатели в решетках с фазовым управлением или аттенюаторы в решетках с амплитудным управлением, или комплексные весовые коэффициенты в решетках с амплитудно-фазовым управлением, реализуемые либо с помощью последовательно включенных аттенюаторов с фазовращателем, либо двух аттенюаторов в квадратурных каналах. Описанные варианты представлены на рисунке 1.

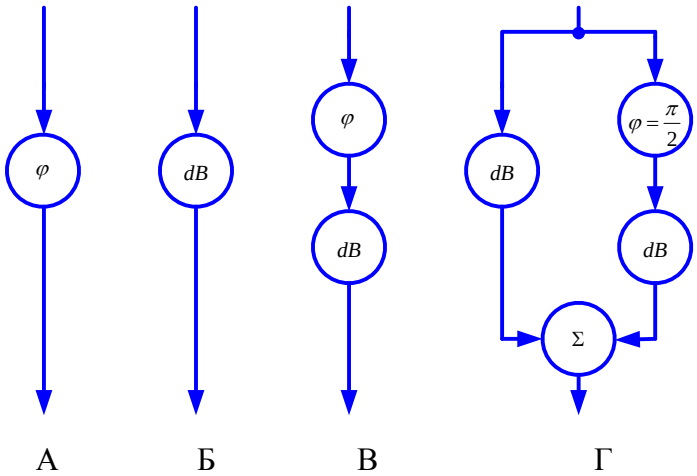


Рис. 1. Весовые коэффициенты применяемые в антенных решетках
А – фазовращатели; Б – аттенюаторы; В – последовательно включенные аттенюаторы и фазовращатели; Г – два аттенюатора в квадратурных каналах.

В цифровых антенных решетках определение весовых коэффициентов реализуется путем умножения на комплексные числа значений сигналов, оцифрованных в информационной полосе частот. Структура адаптивной антенной решетки показана на рисунке 2.

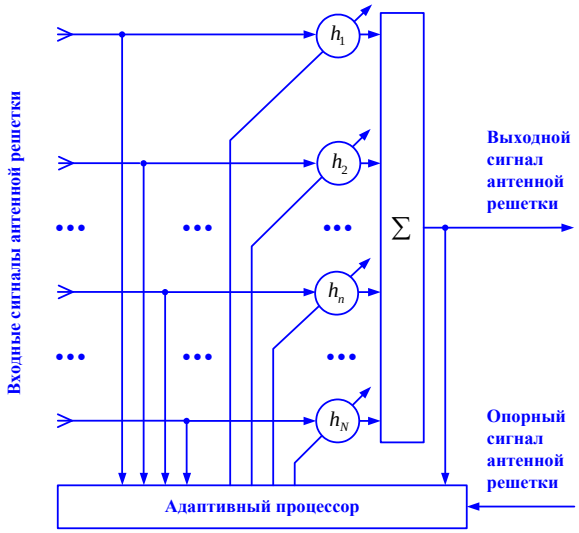


Рис. 2. Структура адаптивной антенной решетки

При цифровой обработке сигналы с антенных элементов должны быть усилены, преобразованы по частоте и оцифрованы. Для этого в каждом модуле адаптивной антенной решетки необходимо размещать приемно-усилительный тракт и аналого-цифровой преобразователь, показанный на рисунке 3.

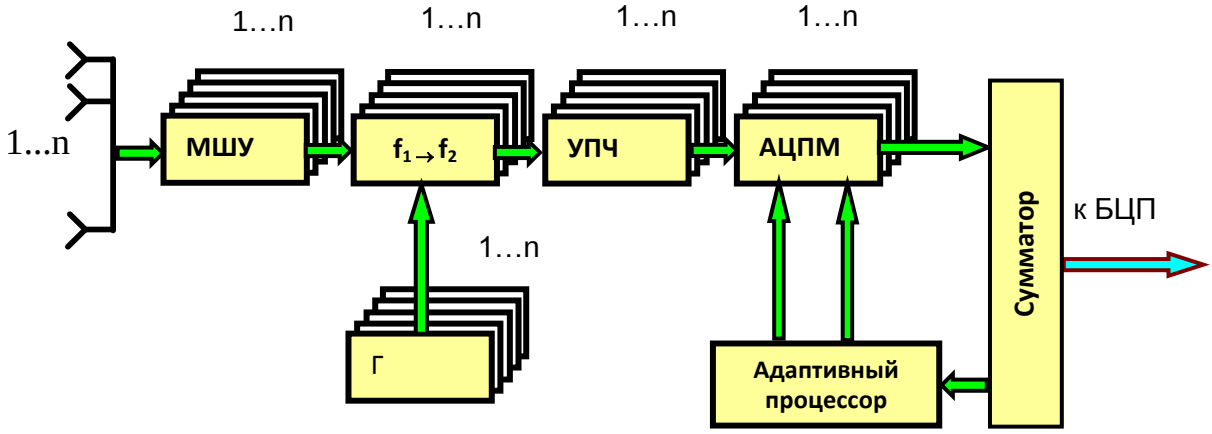


Рис. 3. Цифровая адаптивная решетка

Такая решетка становится полностью цифровой, так как взвешивание и суммирование сигналов в этом случае можно также выполнять цифровым способом.

Список литературы:

1.Бененсон Л.С., Журавлев В.А., Попов С.В., Постнов Г.А. Антенные решетки: методы расчета и проектирования, 1966. – 367 с.

2. Братчиков А.Н., Васин В.И., Василенко О.О. и др. Активные фазированные антенные, 2004. – 488 с.

КОМБИНИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Козин-Поддубный В.М.
Научный руководитель: Заец С.С., ассистент
Национальный Технический Университет Украины «Киевский Политехнический Институт»
03056, г. Киев, пр. Победы, 37
E-mail: gaia11@mail.ru

Создание ракетно-космических систем требует решения многих непростых научных и технических задач, которых еще не знала практика [1].

Чтобы успешно провести научные эксперименты необходимо ориентировать и стабилизировать космические летательные аппараты (КЛА) в пространстве. Решение этой задачи возложено на системы ориентации и стабилизации (СОиС), от эксплуатационных и технических характеристик которых зависит во многом успех проводимых научных экспериментов в космосе. В связи с этим возникает необходимость в простых, надежных, точных, легких, долговечных работающих с минимальными затратами энергии СОиС КЛА [2].

Задачи и программы полета КЛА, которые используются для научных исследований и решения хозяйственных задач, не требует обработки сложных поворотных маневров и высокоточной ориентации аппарата. Поэтому эффективностью использования таких аппаратов является, прежде всего, время их активного существования.

В этой связи большой практический и научный интерес представляет создание пассивных и комбинированных систем ориентации и стабилизации, основанных на использовании окружающих КЛА силовых полей [3] (гравитационного и магнитного), аэродинамических сил, сил светового давления и др. Такие системы характеризуются неограниченным рабочим ресурсом, простотой и надежностью, небольшой массой и поэтому наиболее предпочтительны. Перечисленные достоинства пассивных и комбинированных систем являются основой их повсеместного применения.

Разработка задач ракетно-космической техники дала мощный толчок в развитии многих областей науки. Системы управления и ориентации космических летательных аппаратов представляют собой сложные автоматизированные системы, уникальные по своей точности и разнообразии выполняемых ими задач. Для их создания потребовалось существенное развитие теории управления и использование самых последних достижений техники.

Рассмотрены способы ориентации искусственных спутников Земли, которые могут использоваться для различных применений в космической технике.

В зависимости от поставленных задач ориентация спутника может быть осуществлена с использованием активных или пассивных методов. При этом, независимо от используемого метода, актуальной задачей является уменьшение массы, энергопотребления и повышения точности ориентации спутника [1].

Большой интерес вызывает магнитная система ориентации (СО), которая представляет собой моментный магнитопривод. Такая система не требует много энергии и имеет относительно небольшие размеры. Магнитная СО обеспечивает невысокую точность и, в большинстве случаев, ее самостоятельное использование невозможно при пространственной ориентации, так как система является постоянной только при определенных параметрах орбиты. Пассивной является гравитационная СО, стабильная работа которой зависит от значений моментов инерции и их соотношения.

Для улучшения эксплуатационных характеристик возможно создание комбинированных СО. Так, например, если к гравитационной СО добавить электромагниты это приведет к незначительному увеличению массы, но может позволить повысить точность и расширить границы устойчивости. Введение в конструкцию магнитной СО маховиков (роторов), вращающихся относительно корпуса спутника, позволит значительно повысить точность ориентации, но также несколько увеличит массу спутника. Комбинированные системы ориентации представляют интерес для практического применения и требуют глубокого исследования [2].

Рассмотрены пассивные и комбинированные системы ориентации в орбитальной системе координат, которые сочетают достаточную точность, небольшую массу и энергопотребление, проведен их сравнительный анализ.

Проведено моделирование динамики с помощью среды MatLab для спутника с магнитной, гравитационной, гравитационно-магнитной и магнитно-гироскопической системами ориентации. Для систем ориентации определено предельные значения параметров орбиты, значения моментов инерции, при которых система устойчива и удовлетворяет необходимым условиям точности и массо-энергетическим показателям.

Список литературы:

1. Попов В.И. Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов: пассивные и комбинированные системы: Учеб. Пособие; Москва: Машиностроение, 1977. – 184 с.

2. Гущин В.Н. Системы ориентации и стабилизации // Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. — М.: Машиностроение, 2003. — С. 241—257. — 272 с.

3. Stakem Patrick H. Passive magnetice momentum wheel unloading // J. of Spacecraft and Rockets. - 1977.- 14.-№ 6.- P.335 - 338.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЛАМИНАРНОГО ТЕЧЕНИЯ В ПЛОСКОМ СИММЕТРИЧНОМ КАНАЛЕ ПЕРЕМЕННОЙ ШИРИНЫ

Кутырева Н.И.
Научный руководитель: Шахов В.Г., к.т.н., профессор
Самарский государственный аэрокосмический университет
имени С.П. Королева (НИУ), 443086, г. Самара, Московское шоссе, д. 34 а
E-mail: nataliya.kutyreva@gmail.com

Работа посвящена исследованию движения жидкости в плоском симметричном канале переменной ширины на основе уравнения неразрывности и упрощенного уравнения Навье-Стокса для плоского двумерного случая [1].

Актуальность выбранной тематики обуславливается применимостью в различных технических устройствах каналов переменного поперечного сечения.

Научная новизна работы состоит в том, получены удобные для практического использования расчетные формулы.

Целью работы являлось применение метода Тарга к рассматриваемой проблеме. Ставились и решались следующие задачи:

1. Вывод основного уравнения.
2. Нахождение решения основного уравнения.
3. Анализ распределения скоростей для плоского симметричного канала переменной ширины.
4. Определение коэффициента давления для плоского симметричного канала переменной ширины.

Исследуется канал со слабо изменяющимся поперечным сечением, поэтому можно использовать приближенный метод, в качестве которого был рассмотрен метод Тарга [2]. Данный метод основан на замене уравнения Навье-Стокса приближенным уравнением, которое может быть проинтегрировано до конца. В правую часть данного уравнения подставляем некоторое распределение скорости в начальном приближении [3]. Дважды проинтегрировав полученное выражение, применив уравнение постоянства расхода и введя новую переменную, находим распределение скоростей плоского симметричного канала переменной ширины. А выражая из уравнения расхода градиент давления и интегрируя результат, получаем формулу для изменения давления вдоль канала. Перейдя к безразмерным формам, строим графики для профилей скорости в ряде сечений по длине канала и зависимостей коэффициента давления от продольной координаты при различных параметрах изменения геометрии канала, а также чисел Рейнольдса.

Были сделаны следующие выводы:

– в расширяющейся части канала, когда жидкость затормаживается, возможно появление возвратных течений или провалов у стенки, а в сужающейся части канала, когда жидкость ускоряется, возможен провал в центре;

– функция давления изменяется по периодическому закону, влияние вязкости приводит к общему снижению давления;

– в канале, который первоначально сужается, потом расширяется, сразу происходит снижение давления. И наоборот, в канале, который сперва расширяется, затем сужается, сначала происходит его увеличение.

Список литературы:

1. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа: /Л.Г. Лойцянский. – М.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1950. – 678 с.

2. Тарг С.М. Основные задачи теории ламинарных течений: /С.М. Тарг. – М.: Государственное издательство технико-теоретической литературы, 1951. – 420 с.

3. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя: перевод с немецкого/Г. Шлихтинг. – М.: Наука, 1974. – 712 с.

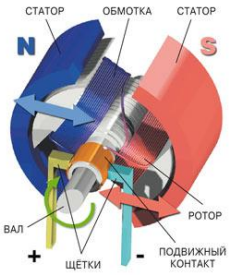
УПРАВЛЕНИЕ ВЕНТИЛНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Ло Ван Хао, Буй Дык Бьен
Научный руководитель: Бориков В.Н., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

Высокие требования, поставленные перед отечественным электромашиностроением на ближайшие годы, предопределяют, помимо совершенствования уже выпускаемых изделий, создание новых с более высокими качественными показателями.

Одним из возможных путей решения этой проблемы является разработка электромеханических преобразователей, обеспечивающих широкий диапазон частоты вращения, хорошие регулировочные свойства высокие энергетические показатели и надежность.

Традиционные коллекторные машины постоянного тока, используемые в регулируемом электроприводе, достигли высокого технического уровня и поэтому обладают достаточно широкими возможностями. Они сохраняют ведущее положение в силу своей хорошей управляемости и простоты реализации замкнутых систем, обеспечивающих требуемые статические и динамические показатели регулирования частоты вращения. Но существование щеток является его ограничением.

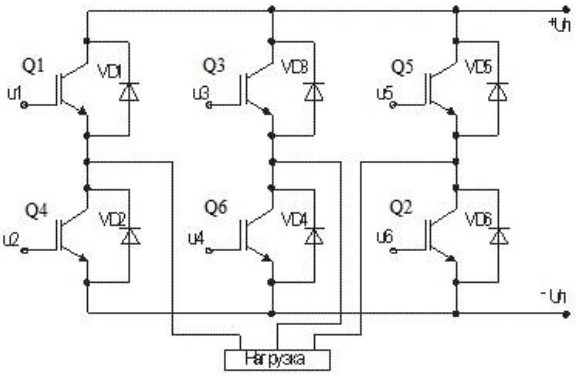


Целый ряд исследований свидетельствует о том, что двигатели постоянного тока в настоящее время достигли своих предельных параметров. Для машин общепромышленного применения это связано с более интенсивным износом щеток и увеличенным значением реактивной ЭДС на высоких частотах вращения, а для специальных машин тяговых или автономных электроприводов - с ограничением осевой мощности, силы тяги, снижением весогабаритных показателей. Кроме того, в агрессивных средах, на химических производствах, в условиях пониженного давления (на высотах свыше 23000 м) и повышенной влажности - применение двигателей постоянного тока вообще исключено как по условиям безопасности, так и из-за нарушения условий формирования контакта под щеткой. Поиск возможной замены коллекторным машинам обусловлен прогрессом полупроводниковой техники и созданием мощных управляемых вентилей, применение которых в качестве коммутируемых элементов позволяет значительно увеличить предельные мощности, диапазон и максимальную величину частоты вращения, повысить надежность и уменьшить эксплуатационные затраты электрооборудования.

На ближайшие годы проводятся разработки вентильных двигателей (ВД) по системе "управляемый вентильный коммутатор (УВК) - электрическая машина с вращающимся полем.

Вентильные двигатели (ВД) считаются в настоящее время наиболее перспективными электромеханическими преобразователями. В иностранной литературе двигатели такого типа называются "brushlessDC-Motor" – BLDC.

Рассмотрим конструкцию ВД. В ВД индуктор находится на роторе (в виде постоянных магнитов), а якорная обмотка находится на статоре (синхронный двигатель). Основным отличием ВД от синхронного двигателя является его самосинхронизация, в результате чего у ВД, частота вращения поля пропорциональна частоте вращения ротора.

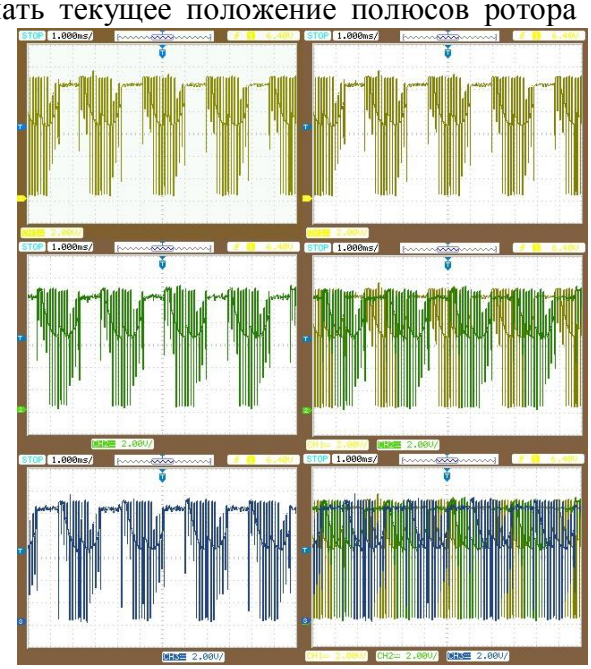


Трехфазный автономный инвертор напряжения

Статор имеет традиционную конструкцию и похож на статор асинхронной машины. Он состоит из корпуса, сердечника из электротехнической стали и медной обмотки, уложенной в пазы по периметру сердечника.

Ротор, соединенный с корпусом, изготавливается с использованием постоянных магнитов и имеет обычно от двух до восьми пар полюсов с чередованием северного и южного полюсов.

В обмотку якоря от источника питания подается ток. В зависимости от распределения тока по катушкам в зубцовой зоне статора образуется полюсная система статора (электромагниты), создающая магнитный поток (поле) статора. Магнитный поток возбуждения создается либо постоянными магнитами, либо обмоткой возбуждения. Электромагнитный момент образуется при взаимодействии магнитного потока возбуждения и фазных токов. При совместном действии потоков возбуждения и потоков от токов статора силовые линии магнитного поля в воздушном зазоре изгибаются. Таким образом, как и во всех двигателях переменного тока, ротор синхронно вращается вслед за вращающимся полем статора. Для вращения поля статора необходимо переключать фазные обмотки статора в такой последовательности, чтобы вектор потока статора вращался перед потоком ротора. Чтобы знать, на какую фазу (секцию) нужно подключать к источнику питания, необходимо знать текущее положение полюсов ротора (вектора потока возбуждения) относительно осей фаз. Эта информация поступает с датчика положения ротора.

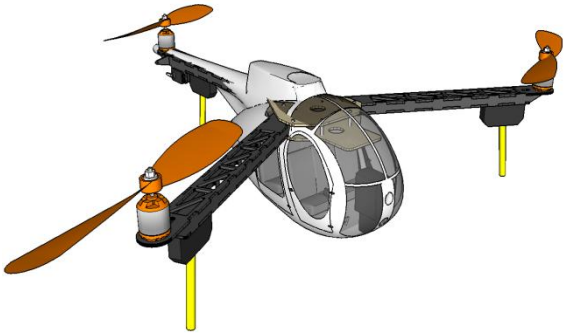


Наличие позиционной обратной связи и необходимость наличия специального датчика положения ротора, до недавнего времени, препятствовало широкому распространению вентильных электроприводов в оборудовании, где электродвигатель и станция управления им находятся на значительном расстоянии или в оборудовании, которое подвергается значительным механическим воздействиям вибрационного и ударного характера.

В настоящее время можно отказаться от датчиков положения ротора за счет использования в схемах управления ВД полупроводниковых ключей. При питании вентильного двигателя от транзисторного преобразователя частоты, основанного на использовании автономного инвертора напряжения, преобразователь подключен к источнику постоянного тока и формирует трехфазное напряжение изменяющейся частоты, которое подается на фазы a, b и c обмотки якоря двигателя. К каждой фазе можно подвести положительное (транзисторами Q1, Q3 и Q5) и отрицательное

(транзисторами Q4, Q6 и Q2) напряжения. При питании вентильного двигателя от транзисторного преобразователя частоты, основанного на использовании автономного инвертора напряжения, преобразователь подключен к источнику постоянного тока и формирует трехфазное напряжение изменяющейся частоты, которое подается на фазы a, b и c обмотки якоря двигателя. К каждой фазе можно подвести положительное (транзисторами Q1, Q3 и Q5) и отрицательное (транзисторами Q4, Q6 и Q2) напряжения.

Если сначала пропускать ток через фазы a и b (открыты транзисторы Q1 и Q6), затем — через b и c (открыты транзисторы Q3 и Q2), потом — через фазы c и a (открыты транзисторы Q5 иQ4) и другие в указанной последовательности, то в машине создается вращающееся магнитное поле. При изменении частоты переключения транзисторов изменяется частота переменного напряжения, подаваемого на фазы обмотки якоря, следовательно, и частота вращения ротора. Для замыкания реактивной составляющей тока якоря в преобразователе имеются диоды D1—D6, включенные параллельно транзисторам, но в обратном направлении.



Таким образом вентильный двигатель обладает всеми преимуществами коллекторного и бесколлекторного двигателей. он работает в условии, в котором другие двигатели не могут работать - на высоты , большие частота и скорость. И особенно, что его можно контролировать от далека с помощью радиоволны и других волн. Это позволяет нам с ним создать летающие аппараты.

Список литературы:

1. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: www.russianelectronics.ru, свободный. – Загл. с экрана.

МАГНИТНАЯ СИСТЕМА СБРОСА КИНЕТИЧЕСКОГО МОМЕНТА ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Макаров А.Д., Якимовский Д.О.
ФГУП «НИИ командных приборов»
198216, Россия, г. Санкт-Петербург, Трамвайный пр., д. 16
E-mail: info@niikp.spb.ru

Магнитные системы сброса кинетического момента (МССКМ) входят в состав управления ориентацией космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и служат для разгрузки силовых гироскопов от накопленного, в результате действия внешних возмущающих воздействий, кинетического момента.

Принцип работы МССКМ основан на магнитном взаимодействии силовых элементов системы с магнитным полем Земли (МПЗ), величина которого на орбитах работы КА имеет ощутимые значение. Формируемый механический момент M определяется векторным произведением магнитного момента L на магнитную индукцию МПЗ B.

В последние годы ФГУП «НИИ командных приборов» активно занимается разработкой МССКМ для систем ориентации КА. Разработана МССКМ для КА ДЗЗ массой до 2 тонн.

В состав системы входят три силовых магнита, два измерителя магнитного поля Земли (основной и резервный) и электронный блок управления (Рис. 1).

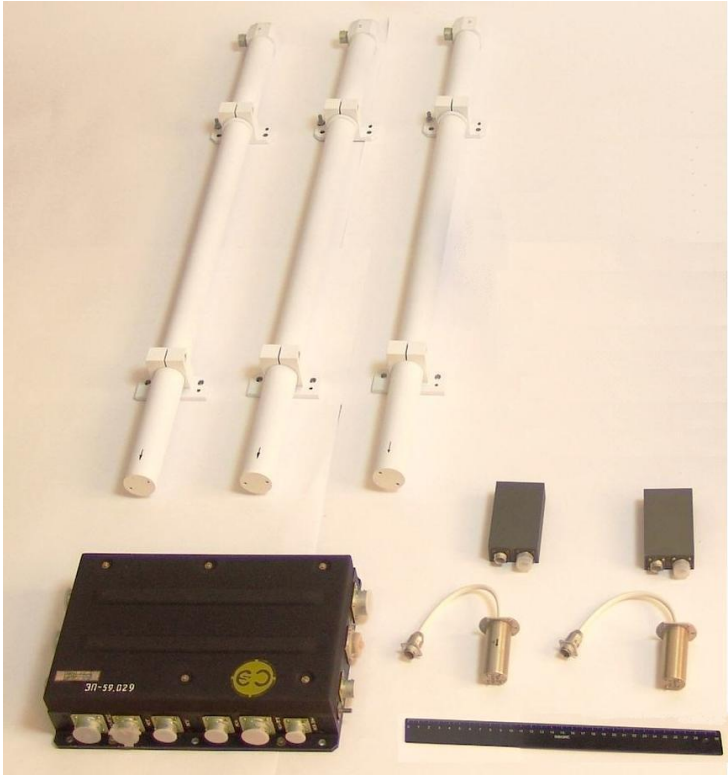


Рис. 1. Внешний вид элементов МССКМ

Силовой магнит – это ферромагнитный стержень с обмоткой. Основная характеристика силового магнита – создаваемый магнитный момент. В данной системе магнитный момент силового магнита составляет 120 $A \cdot м^2$.

Измеритель магнитного поля Земли необходим для определения проекций вектора магнитной индукции на приборную систему координат в любой точке орбиты. В системе применены два магнитометра МА-5, серийно изготавливаемые ОАО «РПКБ» (г. Раменское).

Электронный блок управления обеспечивает связь МССКМ с системой управления КА, обеспечивает работу магнитометров, формирует токи в обмотках силовых магнитов, формирует и выдаёт телеметрическую информацию о состоянии системы. Для повышения надёжности в электронном приборе применены гальваническая развязка по всем цепям питания, перекрёстное резервирование и использование аппаратной телеметрии. Электронный прибор в МССКМ является универсальным базовым вариантом, тем самым позволяя использовать силовые магниты от 50 до 500 $A \cdot м^2$ с минимальным изменением аппаратной части прибора.

МССКМ успешно прошла серию лабораторных и совместных отработочных испытаний. Выпуск системы налажен в опытном производстве ФГУП «НИИ командных приборов».

Габаритно-массовые характеристики систем в основном определяются параметрами используемых в них силовых магнитов. К настоящему времени в институте разработан и испытан ряд силовых магнитов. В таблице представлены основные технические характеристики разработанных силовых магнитов для МССКМ.

Таблица. Основные технические характеристики силовых магнитов для МССКМ

	СМ-001	СМ-002	СМ-003	СМ-004
Магнитный момент, $A \cdot м^2$	60	120	50	30
Мощность, Вт	4,8	1,5	2,4	1,0
Масса, кг	1,3	3,2	1,8	1,5
Размеры	$597 \times 42 \times 91$	$786 \times 52 \times 80$	$431 \times 52 \times 80$	$361 \times 52 \times 80$

Наличие универсального электронного прибора и ряда силовых магнитов позволяет сократить время разработки и поставки МССКМ в соответствии с требованиями заказчика.

Список литературы:

1. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. – М.: Изд. «Наука», 1974.

2. Кондратьева Н.Я., Одинцова В.А. Справочник по космонавтике. – М.: «Военное издательство министерства обороны СССР», 1966.

3. Ковтуненко В.М. Динамика космических аппаратов с магнитными системами управления. – М.: Изд. «Машиностроение», 1978.

4. Джанджгава Г.И., Схоменко А.Н. Отечественный миниатюрный магнитометр МА-5 для гравитационных систем ориентации с активным демпфированием угловых колебаний малых космических аппаратов. Москва, «Журнал Авиакосмическое приборостроение», 60, №8, 2006.

БЕСКАРДАННАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ СИСТЕМА НА ОСНОВЕ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ ОРБИТАЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Медведков А.А.
Научный руководитель: Ландау Б.Е., главный конструктор по направлению
ОАО “Концерн”ЦНИИ”Электроприбор”
Россия, 197046, г. Санкт-Петербург, ул. Малая Посадская, 30
E-mail: medvedcov@ya.ru, borland183@gmail.com

Введение

В настоящее время задача определения ориентации большинства отечественных и зарубежных орбитальных космических аппаратов (КА) решается с помощью гироскопических систем ориентации, использующих, как правило, датчики угловой скорости: поплавковые гироскопы, волоконно-оптические и даже микромеханические. При этом для коррекции погрешностей таких систем ориентации необходимы частые дискретные измерения углового положения КА астродатчиками (АД).

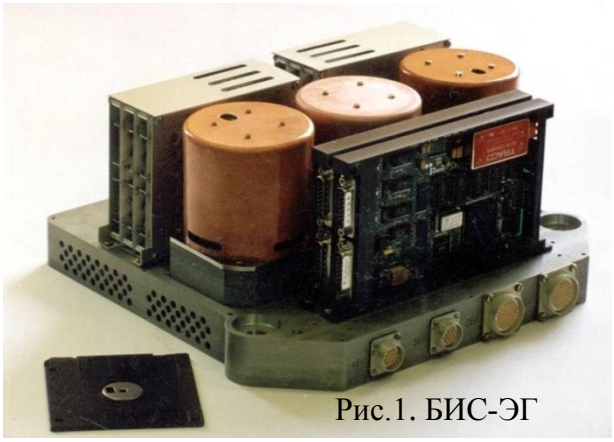


Рис.1. БИС-ЭГ

Однако существует целый ряд задач, которые требуют обеспечения более высокой точности в определении ориентации КА при повышенной динамике и длительных интервалах между астрокоррекциями (АК).

Именно такие задачи, стоящие перед создателями космических аппаратов дистанционного зондирования земной поверхности, привели к необходимости разработки бескарданной инерциальной системы ориентации БИС-ЭГ (рис.1) на базе электростатических гироскопов со сплошным шаровым ротором (БЭСГ). Разработка такой

системы началась в ЦНИИ «Электроприбор» в 1998 г. Система включает в себя три БЭСГ с электростатическим подвесом (ЭСП) и оптико-электронной системой списывания угловой информации (ОСС), блоки разгона/демпфирования ротора, автоматики, электропитания и вычислительные устройства [1].

Начиная с 2004 г. БИС-ЭГ прошла летные испытания и штатную эксплуатацию на 11 КА трех разных типов. К 2006-2007 гг. главной задачей, требующей приложения основных усилий разработчиков БИС-ЭГ, стала задача обеспечения более высокой точности определения ориентации КА.

Электростатический гироскоп со сплошным шаровым ротором.

Разработка электростатического гироскопа со сплошным ротором в ЦНИИ"Электроприбор" начата с начала 90-х годов прошлого века.

В приборе БЭСГ сплошной 10-мм бериллиевый сферический ротор взвешен в электрическом поле, создаваемом тремя парами ортогонально расположенных электродов электростатического подвеса (рис. 2; 3).

Опорное напряжение на электродах при испытаниях в наземных условиях составляет около 450В (что обеспечивает перегрузочную способность электростатического подвеса до 10…15g), для повышения точности в условиях невесомости это напряжение снижается до 200 В.

Вращение ротора с частотой около 180000 об/мин и демпфирование его нутационных колебаний в любой из трех ортогональных ориентаций обеспечивается 6-тью симметрично расположенными катушками с дальнейшей стабилизацией скорости вращения электрическими силами подвеса.

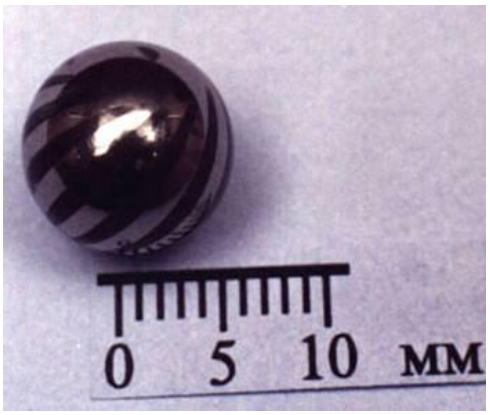


Рис.2. Ротор БЭСГ

Рис.3. БЭСГ

Для обеспечения и поддержания вакуума предусмотрен магниторазрядный насос, который создает в рабочем зазоре вакуум 10^{-6}…10^{-7} мм рт. ст. В целях исключения влияния уводящих моментов магнитной природы, как сам насос, так и чувствительный элемент гироскопа помещены в системы магнитных экранов.

Списывание информации об угловом положении ротора в неограниченном диапазоне углов осуществляется с помощью 6-ти ортогонально расположенных оптических датчиков по нанесенному на роторе растровому рисунку.

БЭСГ. Современный уровень погрешностей и пути повышения точности

Точность решения задачи ориентации КА зависит как от параметров БЭСГ (точности ОСС и дрейфа ротора гироскопа), так и от характеристик других устройств (точности астродатчика, стабильности и точности знания углов рассогласования между измерительными базами каждого БЭСГ и астродатчика).

Уровень систематического дрейфа гироскопов при наземных испытаниях составляет 1…3 ^{o}/ч, а в космических условиях - 0,1…0,2 ^{o}/ч. Различие обусловлено отсутствием силы тяжести на орбите КА и «автокомпенсационным» воздействием относительно высокой

скорости его орбитального вращения. Для снижения дрейфов ЭСГ могут использоваться как аппаратные, так и алгоритмические методы.

К аппаратным методам можно отнести: усовершенствование ротора гироскопа, обеспечение точности сборки электродов ортогонального ЭСП и обеспечение высокой стабильности положения ротора в электростатическом подвесе.

Алгоритмические методы связаны, во-первых, с разработкой адекватных математических моделей и их корректным применением в различных режимах и алгоритмах работы БИС-ЭГ. Во-вторых, с использованием алгоритмов фильтрации, которые позволяют оценить и скомпенсировать дрейф БЭСГ за счет уточнения коэффициентов модели (КМУ) по информации от астродатчика и измерении взаимного положения роторов двух гироскопов.

Основная часть полного дрейфа гироскопа компенсируется с помощью модели ухода, коэффициенты которой подлежат калибровке.

Начальная калибровка БИС-ЭГ

Режим калибровки БИС-ЭГ в настоящее время осуществляется при наземной обработке данных телеметрии в основном на начальном этапе летных испытаний. Однако он также повторяется при последующих отключениях/включениях БИС-ЭГ.

В качестве исходных данных используется телеметрическая информация (ТМИ) с данными о направляющих косинусах с дискретностью 30 – 120 с и об «эталонном» кватернионе углового положения связанной с КА системы координат относительно инерциальной (ИСК), построенной на АД, с дискретностью 1 – 3 мин в течение трёх – четырёх калибровочных витков. Подробно алгоритм уточнения КМУ и определения матриц привязок с использованием процедуры фильтра Калмана изложен в [2,3].

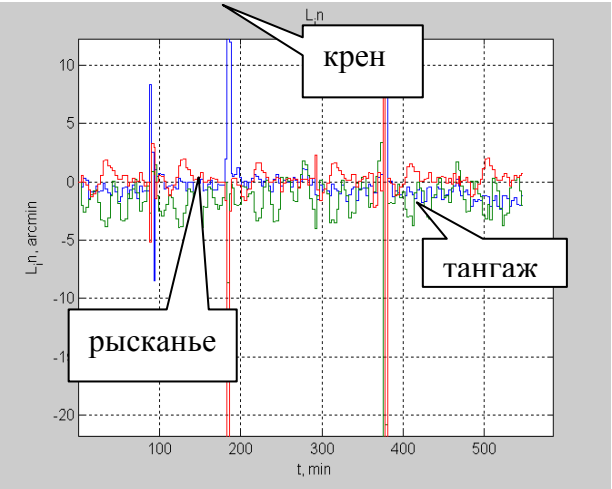


Рис.4. Погрешности (в угл. мин.) определения параметров ориентации КА относительно ОСК после введения оценок КМУ и погрешностей привязки измерительных осей БЭСГ к осям АД (выбросы вызваны сбоями в ТМИ)

После ввода оценок КМУ и погрешностей измерительных осей БЭСГ к осям АД погрешности ориентации КА (рис.4) не превосходит 2-3-х угл. мин и практически не содержит нарастающей (дрейфовой) составляющей.

Алгоритм вычисления оценок остаточных дрейфов БЭСГ

Дальнейший шаг в повышении точности БИС-ЭГ построен на дополнительном алгоритме в штатной программе центрального вычислителя в котором остаточный дрейф ИСК, нескомпенсированный с помощью модели ухода, оценивается при текущих астрокоррекциях и компенсируется путем вычисления оценок остаточных дрейфов каждого гироскопа, участвующего в построении ИСК.

Эффективность введения дополнительных поправок к дрейфам БЭСГ проиллюстрирована на рис.5, где приведены результаты АК для одного из КА. Работа БИС–ЭГ в запуске начинается с нулевых КМУ. Через 16 часов после запуска начинают вычисляться поправки к дрейфам. Из приведённого рисунка видно, что на начальном этапе при использовании поправок погрешность уменьшилась в несколько раз (с 70 угл. мин до 5-6 угл.мин.). При прекращении вычисления поправок из-за существенного изменения периода орбитального движения КА (с момента времени 280 ч) погрешность стала возрастать. На интервале времени 301-307 час проводились контрольные витки (КВ), затем при наземной обработке КВ вычислялись КМУ, которые были введены в БИС-ЭГ в момент времен 382 час.

После ввода КМУ автоматически (на борту КА) вычислялись поправки к дрейфам, которые были введены в момент времени 386 час. Далее погрешности ориентации находились в пределах нескольких угловых минут.

Рис. 5. Погрешность параметров ориентации

Список литературы:

1. Антонов Ю.Г., Ландау Б.Е., Левин С.Л. Система определения ориентации космических аппаратов на электростатических гироскопах.- Материалы III международной конференции – выставки. Малые спутники: новые технологии, миниатюризация, области эффективного применения в XXI веке. 27-31 мая 2002 года, Россия, г. Королёв, Московской области - ЦНИИ «Машиностроение», с.209-216.

2. Б.Е. Ландау, С.С. Гуревич, Г.И. Емельянцев, С.Л. Левин, Б.В. Одинцов, С.Г. Романенко. Результаты калибровки электростатических гироскопов в бескарданной инерциальной системе ориентации. - Материалы XV Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам; 26-28 мая 2008 года, Россия, Санкт-Петербург.- ЦНИИ "Электроприбор", с.122-129.

3. Г.И. Емельянцев. Конспект лекции ИСОН на основе БИСО на электростатических гироскопах для космических орбитальных аппаратов, с. 2-5.

ИССЛЕДОВАНИЕ УСТРОЙСТВА ПЕРЕДАЧИ ПИТАНИЯ И ИНФОРМАЦИИ НА ПЛАТФОРМУ ТРЕХОСНОГО ГИРОСТАБИЛИЗАТОРА

Нгуен Чонг Иен
Научный руководитель: Белянин Л.Н., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: trongyen_bn_87@yahoo.com

Гироскопические приборы содержат большое количество электрических элементов. Ответственной и сложной задачей при проектировании гироскопических приборов является передача электрической энергии и информации между узлами прибора, движущимися друг относительно друга. Для решения этой задачи применяются специальные устройства, называемые токоподводами. В зависимости от угла поворота, количества цепей, особенностей конструкции прибора применяют разные виды токоподводов: упругие и гибкие токоподводы применяются при малых углах поворота; при больших углах поворота применяются контактные токоподводы (коллекторные, точечные центральные…). В отдельных случаях применяются жидкостные или бесконтактные токоподводы (трансформаторные).

На кафедре точного приборостроения ИНК ТПУ разрабатывается трехосный гиростабилизатор для проведения ортофотосъемки с легких и сверхлегких летательных аппаратов. Особенность конструкции данного гиростабилизатора заключается в том, что платформа гиростабилизатора, установленная на специальном шарикоподшипнике с большим внутренним диаметром (120 мм), имеет неограниченный угол поворота относительно промежуточной рамки карданового подвеса. В центре платформы имеется отверстие большого диаметра для размещения в нем объектива фотокамеры. Целью настоящей работы является разработка способов и средств передачи на платформу питающего напряжения, а также передачи с платформы и на платформу управляющих сигналов для осуществления стабилизации платформы в азимуте и азимутальной коррекции. В этом

случае требуются 7 цепей передачи. Применение коллекторных токоподводов становится невозможным из-за недопустимо большого момента сил сухого трения, создаваемого таким устройством. С целью уменьшения количества цепей предложено следующее техническое решение. Во-первых, заменить питание гиромотора от трехфазной сети питанием его от однофазной сети переменного тока с использованием при этом фазосдвигающего конденсатора [1]. Во-вторых, применить роликовый токоподвод в сочетании с токоподводом через шарикоподшипник подвеса платформы (корпусный проводник). По этой цепи одновременно передавать питающее напряжение 36 В 400 Гц и сигнал постоянного тока для управления датчиком момента с использованием разделительных конденсаторов. Датчик момент при этом перевести в режим работы на постоянном токе. В-третьих, сигнал переменного тока с выхода датчика угла передавать на основание стабилизатора и, далее, на вход усилителя стабилизирующего двигателя с помощью беспроводной дистанционной системы.

Для экспериментальной отработки предложенных технических решений была создана установка, электрическая принципиальная схема которой приведена на рис.1, а внешний вид – на рис. 2.

На рис. 1 обозначено *М*1 – гиромотор типа ГУА-2Д; *М*2 – датчик угла с обмоткой возбуждения (*W*в_*М*2) и сигнальной обмоткой (*W*с_*М*2); *М*3 – датчик момента с обмотками возбуждения (*W*в1_*М*3, *W*в2_*М*3) и обмотками управления (*W*у1_*М*3, *W*у2_*М*3); *С*1 – фазосдвигающий конденсатор ; *С*2, *С*3 – разделительные конденсаторы; *L*1,*С*4 и *L*2,*С*5 – фильтры нижних частот; ТК – токоподводящее кольцо; Р- ролик; *TU* – трансформатор для создания напряжений питания датчика момента и усилителя *У*1; *У*1, *У*2 – усилители; *VD*1-*VD*4, *VD*5-*VD*8 – мостовые выпрямители; *С*6, *С*7 – фильтры сглаживания. *W*пер,*W*пр – передающая и принимающая обмотки беспроводной системы передачи; *К*1, *К*2 – ключи.

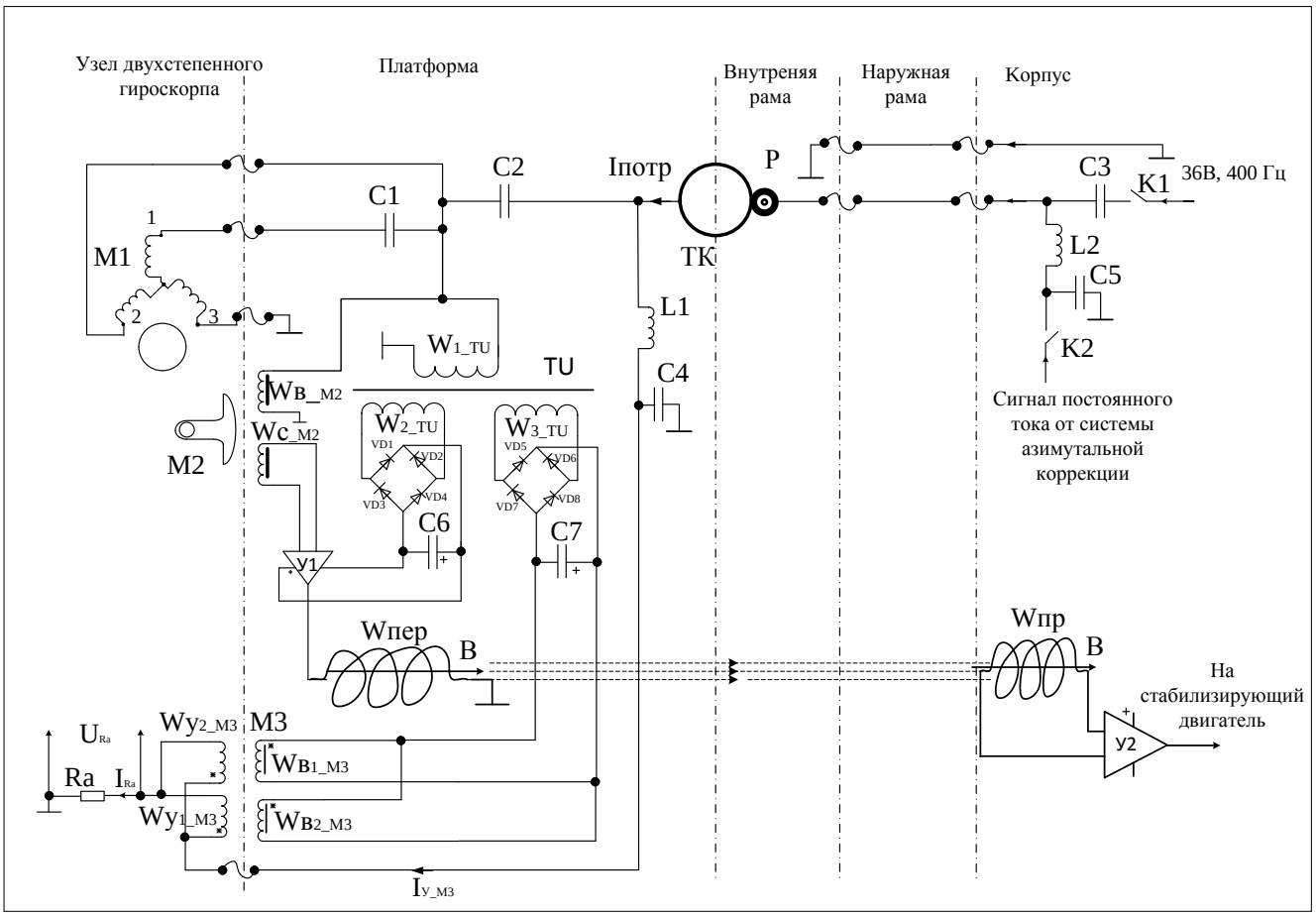


Рис. 1. Электрическая схема установки

Установка состоит из стенда, имеющего вращающуюся платформу. На платформе установлены: двухстепенный гироскоп; токоподводящее кольцо (ТК), трансформатор, электронные элементы. ТК, ролик (Р) и рычаг выполнены из латуни марки ЛС-59-1. Ролик установлен на подшипнике скольжения с диаметром шипа 2,5 мм. Ролик прижимается к кольцу с помощью рычага и пружины, давление которой регулируется винтом.

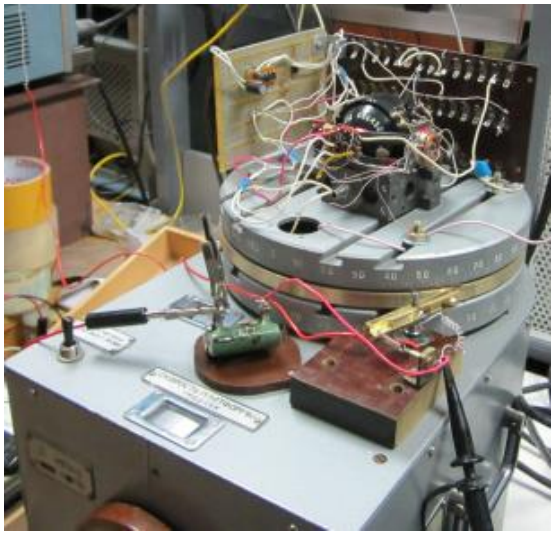


Рис. 2. Внешний вид установки

Эксперимент по оценке качества системы частотного разделения

При замыкании ключей *K*1, *K*2 (рис. 1) переменный ток от источника питания 36 В 400 Гц и постоянный сигнал азимутальной коррекции проходят одновременно через одну линию связи с использованием системы разделительных конденсаторов (*C*2, *C*3) и ФНЧ (*L*1,*C*4 и *L*2,*C*5). Качественная система частотного разделения должна обеспечить минимальное искажение сигнала коррекции ($I_{кор.}$) и минимальное значение переменной составляющей тока (помеха $I_{пом.}$), поступающих на обмотку управления датчика момента. Ток, поступающий на обмотку управления датчика момента, будет равен току, проходящему через резистор Ra (рис.1),т.о.

$$I_{Ra} = I_{кор.} + I_{пом.}$$

Эксперимент по определению контактного сопротивления

Идеальное токоподводящее устройство должно обеспечить нулевое контактное сопротивление при вращении. Чтобы оценить качество контакта был проведен эксперимент на установке, электрическая схема которой приведена на рис. 3.

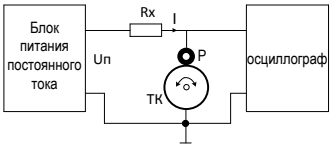


Рис. 3. Схема определения контактного сопротивления

Сущность эксперимента заключается в том, что при обеспечении постоянства тока I, падение напряжения на контактном переходе прямо пропорционально контактному сопротивлению. При разных давлениях ролика на кольцо и разных скоростях вращения кольца (ω), контактное сопротивление меняется. График изменения контактного сопротивления получается из графика изменения падения напряжения на контактном переходе путем деления падения напряжения на коэффициент К = I, где ток I определяется по следующей формуле:

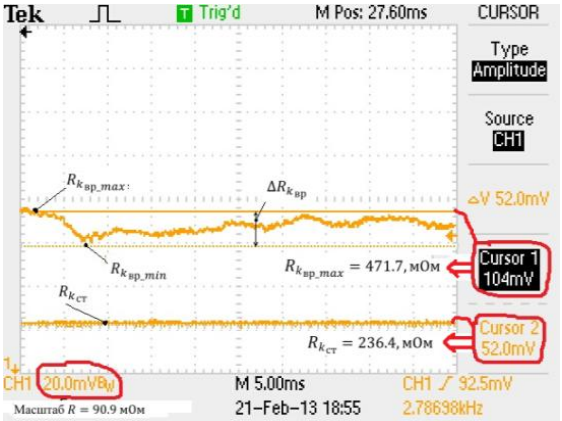
$$I = \frac{U_П}{R_X + R_K} \approx \frac{U_П}{R_X}, \text{ А}$$

Результаты экспериментов

При замыкании ключей *K*1, *K*2 (рис.1) были получены следующие результаты: время разгона гиромотора ГУА-2Д - $t_{разгон} = 2'55''$; общий потребляемый ток - $I_{потр.} = 0.22$ А; падение напряжения на конденсаторе *C*2, *C*3-$U_{C2} = 1, B$, $U_{C3} = 1.3, B$; переменная составляющая тока, поступающая на обмотку управления датчика момента, $I_{пом.} = 0.247$ мА, при токе коррекции $I_{кор.} = 10$ мА. Следовательно: $\frac{I_{пом.}}{I_{кор.}} \cdot 100\% = \frac{0.247}{10} \cdot 100\% = 2.47\%$

При подключении схемы (рис.3) к источнику питания постоянного тока ($U_П = 62B$, $R_X = 280$, Ом) был получен ток $I = 0.22, A \approx const$. Эксперимент был проведен при разных значениях давления ролика на кольцо и разных скоростях вращения платформы. Результаты эксперимента представлены в таблице 1, в которой обозначено: *F* – давление ролика на кольцо; ω- скорость вращения платформы; $U_{k_{CT}}, R_{k_{CT}}$ - падение напряжения на контакте и контактное сопротивление в статике; $U_{k_{BP_min}}, U_{k_{BP_max}}, R_{k_{BP_min}}, R_{k_{BP_max}}$ - макс. и мин. падения напряжения на контакте и контактные сопротивления при вращении платформы.

Полученные результаты показывают, что $R_{k_{CT}}$ и $R_{k_{BP}}$ отличаются в 1,7÷2,6 раз. При вращении платформы контактное сопротивление колеблется в пределах от 0,05÷0,1 Ом. Было отмечено, что чем больше *F*, тем меньше R_k и чем меньше скорость ω, тем лучше качество контакта при одном и том же значении *F*. Для примера, на рис.4 представлен график изменения контактного сопротивления при *F*=350Гс, $\omega = 20$ град/сек, полученный от графика изменения падения напряжения на контакте, при этом коэффициент преобразования *K*=*I*=0.22 А.



$$R_k = \frac{U_k, мВ}{K, A}, мОм$$
$$K = I = 0.22A$$

Рис. 4. График изменения контактного сопротивления

Таблица 1. Результаты экспериментального определения контактного сопротивления

F, Гс	$U_{к_{ст}}$, мВ	ω, град/сек	$U_{к_{вр_min}}$, мВ	$U_{к_{вр_max}}$, мВ	$R_{к_{ст}}$, мОм	$R_{к_{вр_min}}$, мОм	$R_{к_{вр_max}}$, мОм	$\Delta R_{к_{вр}}$, мОм	$R_{к_{вр_min}} > R_{к_{ст}}$, раз	$R_{к_{вр_max}} > R_{к_{ст}}$, раз
100	84,8	20	192	208	385,5	872,7	945,5	72,7	2,3	2,5
		60	201	217		913,6	986,4	72,7	2,4	2,6
		120	201	217		913,6	986,4	72,7	2,4	2,6
150	63,2	20	125	137	287,3	568,2	622,7	54,5	2,0	2,2
		60	129	149		586,4	677,3	90,9	2,0	2,4
		120	158	182		718,2	827,3	109,1	2,5	2,9
200	61,6	20	102	118	280,0	463,6	536,4	72,7	1,7	1,9
		60	102	122		463,6	554,5	90,9	1,7	2,0
		120	114	134		518,2	609,1	90,9	1,9	2,2
250	55,2	20	98	114	250,9	445,5	518,2	72,7	1,8	2,1
		60	96	120		436,4	545,5	109,1	1,7	2,2
		120	111	131		504,5	595,5	90,9	2,0	2,4
300	56	20	94	106	254,5	427,3	481,8	54,5	1,7	1,9
		60	110	122		500,0	554,5	54,5	2,0	2,2
		120	110	126		500,0	572,7	72,7	2,0	2,3
350	52	20	92	104	236,4	418,2	472,7	54,5	1,8	2,0
		60	100	112		454,5	509,1	54,5	1,9	2,2
		120	107	119		486,4	540,9	54,5	2,1	2,3

Заключение

Результаты экспериментов подтвердили правильность технических решений, принятых при реализации данного токоподводящего устройства. Анализ осциллограмм показывает, что макетный вариант удовлетворяет предъявляемым к устройству требованиям. Вместе с тем, с целью дальнейшего улучшения электрических характеристик токоподвода, а также снижения момента сил сухого трения в контакте разработана конструкция роликового токоподвода, в котором ролик установлен на шарикоподшипниках. Кроме того, передача тока на ролики осуществляется с помощью точечных центральных токоподводов. С целью исключения радиальной нагрузки на шарикоподшипник подвеса платформы, а также дополнительного улучшения всех характеристик токоподвода принято решение о применении двух роликовых токоподводов, включенных параллельно. При этом ролики расположены симметрично относительно оси вращения платформы. Помеха сигналу коррекции будет уменьшаться при увеличении индуктивности дросселей ($L1$, $L2$)либо емкости конденсаторов ($C4$, $C5$).

Список литературы:

1. *Нгуен Чонг Иен, Ву Доан Кет. Питание трехфазного асинхронного гиромотора от однофазной сети. Современные техника и технологии: сборник трудов XVIII Международной научн-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых. В 3 т. Т. 1. – Томск: Изд-во ТПУ, 2012. – с. 381-382.*

ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЙ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ОРГАН ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ МАЛЫМ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

Поляков М.В., Полякова А.В.
Научный руководитель: Дмитриев В.С., д.т.н., профессор
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: plemjaschka@mail.ru

Развитие техники и технологий приводит к миниатюризации во всех сферах жизни человека. Этот процесс особенно затрагивает развитие космических аппаратов, для которых массогабаритные характеристики являются одними из наиболее важных.

Как показала практика, большие космические аппараты (КА), созданные в соответствии с концепцией "всё в одном", имеют чрезвычайно высокую стоимость и требуют так много времени для разработки, что к моменту запуска многие технологические решения успевают устареть.

Одним из самых больших спутников в мире является европейский спутник дистанционного зондирования Земли«Envisat-1». Масса данного аппарата составляет 8,2 т (полезная нагрузка - 2,1 т). Envisat стал самым дорогим (примерно 870 млн. долл.) и большим космическим аппаратом, запущенным Европейским космическим агентством. Разработка спутника началась в 1991 году, а запущен только 1 марта 2002 года. Спутник прослужил 10 лет: 8 апреля 2012 года связь со спутником была потеряна. Он остался на прежней орбите, но все попытки связаться с аппаратом оказались безуспешными. 9 мая Европейское космическое агентство официально объявило о прекращении миссии спутника.

Анализ развития космических аппаратов показывает, что масса спутников постоянно уменьшается, при этом их функциональные параметры, характеристики бортовых систем не ухудшаются, а, зачастую, возрастают. Например, масса спутника 3-го поколения «Глонасс-К» составляет 935 кг, в то время как масса его предшественника, спутника 2-го поколения «Глонасс-М» равнялась 1415 кг. Такое существенное уменьшение массы космического аппарата стало возможным благодаря применению негерметичной платформы «Экспресс 1000», в которую устанавливается бортовая аппаратура способная работать в условиях открытого космоса. При этом:

- Мощность системы электропитания увеличена до 1,6 кВт.
- Гарантированный срок активного существования аппарата увеличился до 10 лет («Глонасс-М» — 7 лет, «Глонасс» — 3 года).
- За счёт добавления CDMA сигнала точность навигационных определений в формате ГЛОНАСС повышается вдвое по сравнению со спутниками «Глонасс-М».
- «Глонасс-К» является полностью российским аппаратом, отсутствуют импортные приборы («Глонасс-М» имел на борту французские комплектующие).
- На орбиту выводится сразу 2 спутника, что в 2 раза уменьшает стоимость выведения.

На сегодняшний день большое внимание уделяется развитию малых космических аппаратов. На смену громоздким космическим аппаратам приходят микроспутники. Масса данных аппаратов не превышает 100 кг. Преимуществами микроспутников:

- Малое время, требующееся для проектирования и изготовления спутника.
- Более низкая стоимость изготовления спутника и выведения его на орбиту.
- Возможность выведения на орбиту сразу нескольких спутников, либо выведение спутника в качестве попутного груза.

Например, британская компания Surrey Satellite Technology Ltd (SSTL), которая является одним из лидеров в области малых КА, выполняет заказы на разработку спутников для дистанционного зондирования земли (ДЗЗ) в течение 1,5-2 лет стоимостью 3-14 млн. долл.

Большинство современных космических аппаратов для выполнения своих функций должны быть определенным образом ориентированы в пространстве. Совокупность устройств, обеспечивающих нужную ориентацию космического аппарата, представляет собой систему ориентации. Одним из основных элементов системы ориентации является исполнительный орган. Под исполнительным органом понимается совокупность устройств, в результате работы которых к корпусу космического аппарата прикладываются необходимые управляющие моменты [1]. В системах ориентации космических аппаратов в настоящее время используются в основном электромеханические исполнительные органы (ЭМИО), выполненные на основе бесконтактных электродвигателей постоянного тока с установленным на них маховиком [2].

В данном докладе рассматривается конструкция электромеханического исполнительного органа с требуемой величиной кинетического момента H=0.17 Нмс, диаметр которого не должен превышать 70 мм.

При современном уровне развития техники наиболее оптимальной с точки зрения массогабаритных параметров является конструкция, при которой электродвигатель встроен в маховик стабилизатора (Рис. 1).

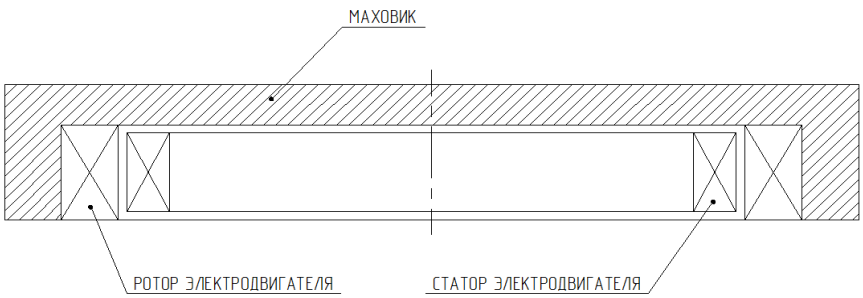


Рис. 1. Конструкция ИО, при которой электродвигатель встроен в маховик стабилизатора

Данная компоновка применена и в разрабатываемом электромеханическом исполнительном органе, трехмерная модель которого приведена на рисунках 2 и 3.

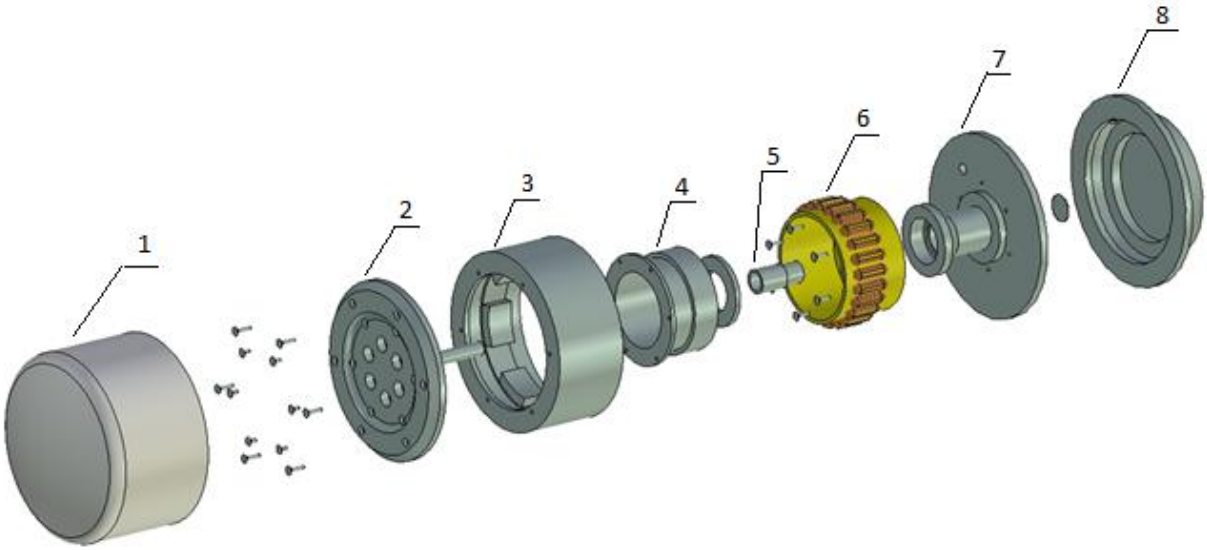


Рис. 2. Сборочная трехмерная модель исполнительного органа в разобранном состоянии (1 – кожух; 2 – вал-диафрагма; 3 – обод с активными частями ротора двигателя; 4 – втулка; 5 – распорная втулка; 6 – статор двигателя; 7 – корпус; 8 – крышка)

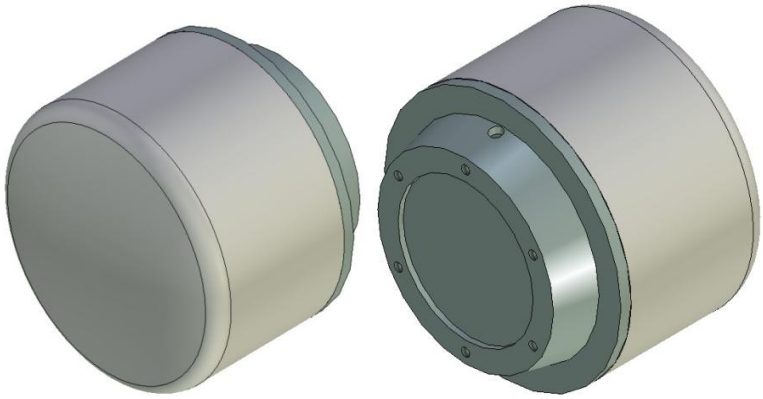
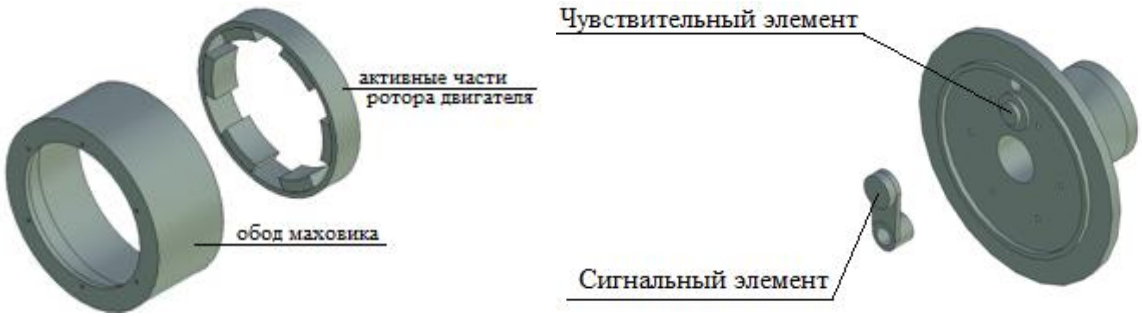


Рис. 3. Сборочная трехмерная модель исполнительного органа в собранном состоянии

Активные части ротора электродвигателя представляют собой постоянные магниты, которые запрессовываются внутрь обода (Рис.4 (а)). Маховик состоит из трех частей: вала-диафрагмы, к которому винтами присоединяются обод и втулка. В качестве датчика положения ротора используется датчик Холла, который состоит из сигнального и чувствительного элемента. Чувствительный элемент крепится на корпусе, сигнальный элемент крепится на валу (Рис. 4 (б)).



А Б

Рис. 4. Конструкция обода (А) и датчика Холла (Б)

Список литературы:

1. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов.- М: Изд-во «Наука» главная редакция физ.-математической литературы, 1974.

2. Гладышев Г.Н., Дмитриев В.С., Копытов В.И. Системы управления космическими аппаратами: Уч. пособ. – Томск: ТПУ, 2000.- 207с.

СИСТЕМА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Почухнева Е.Л.
Научный руководитель: Гормаков А.Н., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail:pazitivvvchik93@mail.ru

Существуют различные признаки, по которым классифицируются космические аппараты – по назначению полезной нагрузки, по цели запуска, по национальной принадлежности, по способу вывода, по времени активного существования и так далее, но есть один признак, формально относящийся к массе и размерам аппарата, по сути, может рассматриваться как качественный. На рубеже 90-х годов 20 века существенно изменились приоритеты в разработке космических аппаратов. Преимущество получило создание малых космических аппаратов[1] по сравнению с крупногабаритными и тяжелыми КА (массой более 3 т).Геометрию космических аппаратов, конструкцию, массу, срок активного существования во многом определяет система энергоснабжения космических аппаратов. Система энергоснабжения космических аппаратов (система энергопитания, СЭП) – система космического аппарата, обеспечивающая электропитание других систем, является одной из важнейших систем. Выход из строя системы энергоснабжения ведет к отказу всего аппарата.

В состав системы энергопитания обычно входят: первичный и вторичный источник электроэнергии, преобразующие, зарядные устройства и автоматика управления[2].

Первичные источники энергии

В качестве первичных источников используются различные генераторы энергии:

- солнечные батареи;
- химические источники тока, в частности:
  - аккумуляторы;
  - гальванические элементы;
  - топливные элементы;
- радиоизотопные источники энергии;
- ядерные реакторы.

В состав первичного источника входит не только собственно генератор электроэнергии, но и обслуживающие его системы, например система ориентации солнечных батарей.

Часто источники энергии комбинируют, например, солнечную батарею с химическим аккумулятором.

Солнечные батареи

На сегодняшний день солнечные батареи считаются одним из самых надёжных и достаточно хорошо отработанных вариантов обеспечения космического аппарата энергией. Мощность излучения Солнца на орбите Земли составляет 1367 Вт/м^2. Это позволяет получать примерно 130 Вт на 1 м² поверхности солнечных батарей (при КПД 8…13 %). Солнечные батареи располагают или на внешней поверхности аппарата или на раскрывающихся жёстких панелях. Для максимизации отдаваемой батареями энергии перпендикуляр к их поверхности должен быть направлен на Солнце с точностью 10…15˚. В случае жёстких панелей это достигается или ориентацией самого КА или специализированной автономной электромеханической системой ориентации солнечных батарей, при этом панели подвижны относительно корпуса аппарата. На некоторых спутниках применяют неориентируемые батареи, располагая их на поверхности так, чтобы при любом положении аппарата обеспечивалась необходимая мощность.

Солнечные батареи со временем деградируют под действием следующих факторов:

- метеорная эрозия уменьшающая оптические свойства поверхности фотоэлектрических преобразователей;
- радиационное излучение понижающее, фотоэдс, особенно при солнечных вспышках и при полёте в радиационном поясе Земли;
- термические удары из-за глубокого охлаждения конструкции на затенённых участках орбиты и нагрева на освещённых. Это явление разрушает крепление отдельных элементов батареи, соединения между ними.

Существует ряд мер по защите батарей от этих явлений. Время эффективной работы солнечных батарей составляет несколько лет, это один из лимитирующих факторов, определяющих время активного существования космического аппарата.

При затенении батарей в результате манёвров или входа в тень планеты выработка энергии фотоэлектрическими преобразователям прекращается, поэтому систему энергопитания дополняют химическими аккумуляторами (буферные химические батареи).

Аккумуляторные батареи

Самыми распространёнными в космической технике являются никель-кадмиевые аккумуляторы, так как они обеспечивают наибольшее количество циклов заряд-разряд и имеют лучшую стойкость к перезаряду. Эти факторы выходят на первый план при сроках службы аппарата более года. Другой важной характеристикой химического аккумулятора является удельная энергия, определяющая массогабаритные характеристики батареи. Ещё одна важная характеристика — это надежность, так как резервирование химических аккумуляторов крайне нежелательно из-за их высокой массы. Используемые в космической технике аккумуляторы, как правило, имеют герметичное исполнение; герметичность обычно достигается с помощью металлокерамических уплотнений.

Помимо основной функции аккумуляторная батарея может играть роль стабилизатор напряжения бортовой сети, так как в рабочем диапазоне температур её напряжение меняется мало при изменении тока нагрузки.

Топливные элементы

Топливные элементы имеют высокие показатели по массогабаритным характеристикам и удельной мощности по сравнению с парой солнечные батареи и химический аккумулятор, устойчивы к перегрузкам, имеют стабильное напряжение, бесшумны. Однако они требуют запаса топлива, потому применяются на аппаратах со сроком нахождения в космосе от нескольких дней до 1—2 месяцев.

Используются в основном водород-кислородные топливные элементы, так как водород обеспечивает наивысшую калорийность, и, кроме того, образовавшаяся в результате реакции вода может быть использована на пилотируемых космических аппаратах. Для обеспечения нормальной работы топливных элементов необходимо обеспечить отвод образующихся в

результате реакции воды и тепла. Ещё одним сдерживающим фактором является относительно высокая стоимость жидкого водорода и кислорода, сложность их хранения.

Радиоизотопные источники энергии

Радиоизотопные источники энергии используют в основном в следующих случаях:

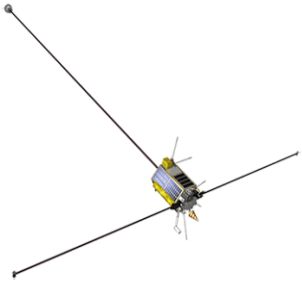
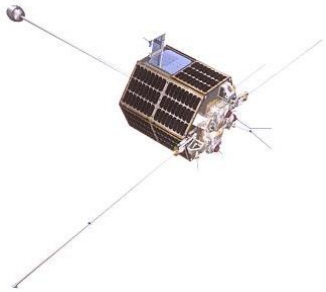
- высокая длительность полёта;
- миссии во внешние области Солнечной системы, где поток солнечного излучения мал;
- разведывательные спутники с радаром бокового обзора из-за низких орбит не могут использовать солнечные батареи, но испытывают высокую потребность в энергии.

Автоматика системы энергопитания

В нее входят устройства управления работой энергоустановки, а также контроля ее параметров. Типичными задачами являются: поддержание в заданных диапазонах параметров системы: напряжения, температуры, давления, переключения режимов работы, например, переход на резервный источник питания; распознавание отказов, аварийная защита источников питания в частности по току; выдача информации о состоянии системы для телеметрии и на пульт космонавтов. В некоторых случаях возможен переход с автоматического на ручное управление либо с пульта космонавтов, либо по командам из наземного центра управления.

В таблице приведены сведения о системах электропитания российских малых космических аппаратов.

Таблица

		
Можаец 4[3]	МиР [4]	Юбилейный-1[5]
Система электропитания формирует электропитание бортовой аппаратуры с постоянным стабильным напряжением 27 В. В качестве генератора энергии используется солнечная батарея на кремниевых фотопреобразователях, а в качестве аккумулятора — никель-водородная батарея. На время выведения спутников на орбиту панели солнечных батарей уложены в ромбическую форму, оптимальную для размещения трех КА в цилиндрической зоне полезного груза	Конструктивно платформа состоит из негерметичного приборного отсека, образованного шестигранной рамой, на которой смонтированы панели солнечной батареи. Панели БС, смонтированные на раме, изготовлены на базе трехкаскадного арсенида галлия, позволяют обеспечить, электроэнергией бортовую аппаратуру МКА на освещенной	Панели солнечной батареи, смонтированные на раме, изготовлены на базе трехкаскадного арсенида галлия. Они позволяют обеспечивать электроэнергией бортовую аппаратуру КА на освещенной части орбиты. Выбранная форма рамы обеспечивает необходимую величину эффективной площади солнечной батареи при различном положении КА относительно Солнца. На теневых участках орбиты аппаратуру электроэнергией обеспечивает никель-металгидридная

обтекателя ракеты-носителя. После выведения на орбиту осуществляется раскрытие солнечных батарей и их непрерывная ориентация на Солнце с помощью электроприводов. Штанга магнитометра во время размещения спутника в зоне полезного груза ракеты-носителя сложена и раскрывается после его выведения на орбиту.	части орбиты. Выбранная форма рамы обеспечивает необходимую величину эффективной площади солнечной батареи, при различном положении КА относительно Солнца. На теневых участках орбиты аппаратуру электроэнергией обеспечивает никель-металгидридная аккумуляторная батарея.	аккумуляторная батарея. Аккумуляторная батарея системы электропитания (СЭП) не является отдельным агрегатом, ее элементы входят в состав приборного блока питания и управления

Список литературы:

1. *Макриденко Л.А., Боярчук К.А. Микроспутники. Тенденция развития. Особенности рынка и социальное значение. – статья «Микроспутники». URL: http://jurnal.vniiem.ru/text/102/2.pdf*
2. *Система энергоснабжения космического аппарата. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: ru.wikipedia.org, свободный. – Загл. с экрана.*
3. *Малый космический аппарат «Можаец». [Электронный ресурс]. - Режим доступа:* sat.sibsau.ru, *свободный. – Загл. с экрана.*
4. *Малый космический аппарат «МиР». [Электронный ресурс]. - Режим доступа: sat.sibsau.ru, свободный. – Загл. с экрана.*
5. *Малый Космический Аппарат «ЮБИЛЕЙНЫЙ». [Электронный ресурс]. - Режим доступа: sat.sibsau.ru, свободный. – Загл. с экрана.*

ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМ ГЛОНАСС и GPS

Самаганов А.В.

Научный руководитель: Гормаков А.Н., к.т.н., доцент

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: s.a.n.y.@sibmail.ru

В 1973 году была инициирована программа DNSS, позже переименованная в Navstar-GPS, а, затем, в GPS [1]. 23 ноября 1967 года на орбиту был выведен первый навигационный отечественный спутник («Космос-192»). В 1976 году в эксплуатацию была принята навигационная система первого поколения «Циклон-Цикада», состоящая из шести спутников на орбитах высотой 1000 км. Она позволяла определять координаты морского судна или подводной лодки каждые 1,5 - 2 часа с продолжительностью сеанса до 6 минут. Точность местоопределения была повышена до 80-100 метров. Официально начало работ по созданию ГЛОНАСС [2] было положено в декабре 1976 года специальным постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР.

Схемы расположения группировок GPS и ГЛОНАСС на настоящий момент времени приведены на рис. 1. и рис. 2.

Рис.1. GPS

Рис.2. ГЛОНАСС

Сравнительная характеристика ГЛОНАСС и GPS навигационных систем [3] приведена в таблице.

ГЛОНАСС является государственной системой, которая разрабатывалась как система двойного использования, предназначенная для нужд Министерства обороны и гражданских потребителей. Управление и эксплуатация системы ГЛОНАСС возложены на Министерство обороны Российской Федерации (Космические войска). Сфера применения комплексных систем ГЛОНАСС/GPS мониторинга на сегодняшний день очень велика. Связано это с универсальностью применения подобного оборудования и широким спектром задач, решаемых с его помощью.

Таблица

Характеристики	ГЛОНАСС	GPS
Количество спутников (проектное)	24	24
Количество орбитальных плоскостей	3	6
Количество спутников в каждой плоскости	8	4
Тип орбиты	Круговая (S=0±0,01)	Круговая
Высота орбиты	19100 км	20200 км
Период обращения	11 ч 15,7 мин.	11 ч 56,9 мин.
Способ разделения сигналов	Частотный	Кодовый
Система отсчета координат	ПЗ-90	WGS-84

Сеть постоянно действующих базовых станций управляемая из единого вычислительного центра располагает зоной охвата. Принимая сигнал ГНСС, каждая станция производит его обработку и отправляет информацию в вычислительный центр, где эта информация со всех станций обрабатывается совместно.

Комплексной целью работы сети активных базовых станций является вычисление различного вида поправок, увеличивающих точность проводимых геодезических работ. Решение такой задачи складывается из более мелких — преобразование координат в любую открытую систему, предоставления файла поправок в режиме пост-обработки, предоставление RTCM поправок, для работы в режиме реального времени, а также осуществлять оценку качества данных сети. Радиус действия одной станции — 50–70 км.

В регионах ведется постоянная работа по расширению сети базовых станций. Так, количество базовых станций составляет по 19 в Новосибирской области и Красноярском крае, в Тюменской области - 11.

В перспективе развития ГЛОНАСС важную роль играют спутниковые технологии и помощь государства. В планах к 2020 году обеспечить лидирующие показатели на российском и мировом рынках в области спутниковой навигации для перспективной российской системы. Правительство планирует выделить около 10 миллиардов долларов на развитие навигационной системы.

Применение ГЛОНАСС-технологий может также значительно повысить эффективность работы служб в сфере всех видов транспорта, медицины, коммуникаций, ЖКХ, служб общественной безопасности и оперативного реагирования, а также высокоточных систем в строительстве, геодезии, кадастре и геологоразведке. Так, при дорожно-транспортных происшествиях действует правило "золотого часа", когда вовремя оказанная первая помощь может спасти жизнь. Если спасатели смогут прибывать на место аварии хотя бы на пятнадцать минут быстрее, выживших будет намного больше. Развертывание системы экстренного реагирования "ЭРА-ГЛОНАСС" [4] начнется в России уже в 2013 году – раньше, чем в Европе. Планируется иметь семь региональных навигационно-информационных центров. Когда система "ЭРА-ГЛОНАСС" заработает в полную мощь, а рынок будет насыщен навигационными системами ГЛОНАСС, смертность при ДТП можно будет сократить примерно на 4 тысячи человек в год.

С развитием технологий GPS растет число мобильных сервисов, основанных на позиционировании. Сегодня заметно увеличился спектр социальных услуг для владельцев мобильных устройств, которые позволяют определить, в том числе, где в данный момент находятся ваши друзья, коллеги, родные. Навигация становится повседневным явлением.

Список литературы:

1. *GPS. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: ru.wikipedia.org/wiki/GPS, свободный. – Загл. с экрана.*
2. *Глобальная навигационная спутниковая система (ГЛОНАСС). [Электронный ресурс]. - Режим доступа:* ru.wikipedia.org*, свободный. – Загл. с экрана.*
3. *История развития ГЛОНАСС. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: nis-glonass.ru/about-glonass/history/, свободный. – Загл. с экрана.*
4. *ГЛОНАСС снизит смертность на дорогах. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: dospbdd.ru/press/news/802911/, свободный. – Загл. с экрана.*

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ГИБКИХ СВЯЗЕЙ В ГРАВИТАЦИОННОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Самодуров И.Н.
Научный руководитель: Мартемьянов В.М., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: eatborsh@mail.ru

В наше время все большее распространение в пассивных системах гравитационной стабилизации получает идея использования гибких элементов: тросов, лент. Такие системы перспективны для микро- и наноспутников, так как позволяют значительно уменьшить габариты спутника.

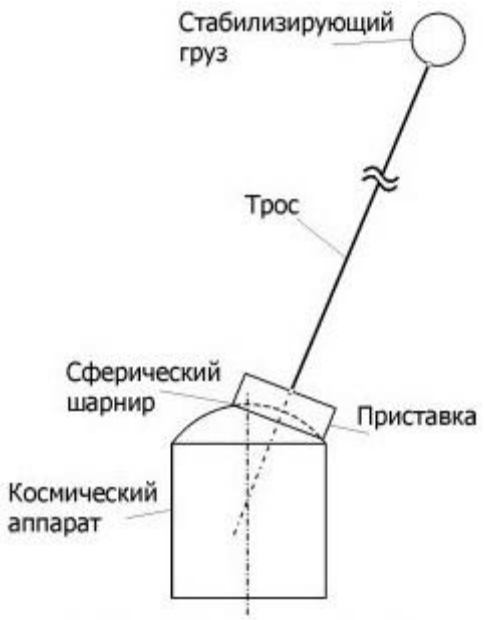


Рис. 1. Схема тросовой системы гравитационной стабилизации

На рисунке 1 представлена схема тросовой системы гравитационной стабилизации космического аппарата. Основным узлом между космическим аппаратом и тросом является приставка. Приставка соединяется с космическим аппаратом с помощью сферического шарнира. При такой схеме соединения тел появляется возможность создавать диссипативные моменты, рассеивающие энергию колебаний системы в плоскости и перпендикулярно плоскости орбиты. Использование сферического шарнира снимает также проблему невозможности точного присоединения троса в точке, расположенной на линии главной оси инерции космического аппарата. Стабилизирующий груз, помимо исполнения своих основных функций, может нести на себе полезную нагрузку, например различные датчики.[1]

Системы гравитационной стабилизации с участием гибких связей имеют целый ряд преимуществ: возможность долгосрочного функционирования без затрат энергии или рабочего тела, относительная простота, дешевизна и надежность конструкции, отсутствие искажения магнитного поля вокруг спутника. Использование гибкой системы гравитационной стабилизации позволяет значительно снизить вес спутника, что является большим плюсом при выведении спутника на орбиту.

Огромным преимуществом использования гибких связей в системах гравитационной стабилизации является возможность технологически достаточно просто увеличить расстояние между спутником и стабилизирующим грузом до нескольких километров, что в несколько раз больше длинны жесткой штанги. Вследствие увеличения данного расстояния увеличивается и восстанавливающий момент градиента гравитационных сил, который в первом приближении пропорционален квадрату расстояния между спутником и стабилизирующим грузом[2].

Однако существующие системы гравитационной стабилизации с использованием гибких связей имеют и ряд недостатков. Один из недостатков связан с гибкостью нити и

невозможностью передачи через нее моментов (в частности, демпфирующих) сил.[1] Основным же недостатком таких систем является невысокая точность ориентации по сравнению с активными системами. В создании системы гравитационной стабилизации с гибкими элементами существуют проблемы, вытекающие из свойств самого соединения. Малая изгибная жесткость нити делает невозможной передачу через нее моментов (в частности, демпфирующих) сил.

Стоит отметить, что помимо чисто пассивных систем гравитационной стабилизации на практике широко используются комбинированные системы, включающие в себя помимо

систем гравитационной стабилизации ту или иную активную, или полуактивную, систему ориентации и стабилизации движения космического аппарата.[1] Так же имеют место быть и усиленно-гравитационные системы ориентации. В них используется схема: спутник со штангой- трос – стабилизирующий груз. Данная система позволяет значительно увеличить восстанавливающий момент[4].

Использование гибких связей в гравитационной стабилизации космических аппаратов позволяет решать целый ряд проблем, связанных как с ориентацией космического аппарата, так и с непосредственным выведением его на орбиту.

Список литературы:

1. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: dyna15.narod.ru/gs.htm, свободный. – Загл. с экрана.

2. Шейников И.В. Диссертация на соискание степени кандидата технических наук «Формирование программного управления развертыванием орбитальных тросовых систем для выполнения операций с малыми космическими аппаратами , г. Самара, 2010

3. Охоцимский Д.Е., Сарычев В.А. Система гравитационной стабилизации искусственных спутников // Искусственные спутники Земли. № 16 - М.: Изд. АН СССР, 1963.

4. Андриенко А.Я., Чадаев А.И. Анализ возможностей усиленно-гравитационной стабилизации низкоорбитальных спутников // Космические исследования. — 1998. — Т. 36, N 4.

ПАССИВНЫЕ СИСТЕМЫ ОРИЕНТАЦИИ (ГРАВИТАЦИОННЫЕ) МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Смолянский В.А.
Научный руководитель: Костюченко Т.Г., к.т.н., доцент
Национальный исследовательский Томский политехнический университет
634050, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: vova-smol@mail.ru

Малый космический аппарат - это аппарат массой не более нескольких сот килограммов, размерами корпуса до метра, энергетикой не более сотен ватт, стоимостью от нескольких десятков тысяч до нескольких десятков миллионов долларов США. В соответствии с европейской классификацией малые спутники условно делят на пять подклассов (таблица 1).

Таблица 1. Классификация малых спутников

Вид спутника	Пикоспутник	Наноспутник	Микроспутник	Миниспутник	Мидиспутник
Масса, кг	0-1	1-10	10-100	100-500	500-1000

Одной из причин, по которой малые спутники получили широкое распространение в последние годы, является их относительная простота реализации и как следствие - относительно короткий срок разработки и изготовления и низкая стоимость. Сокращение финансирования космических разработок практически во всех странах - лидерах космической индустрии привело к тому, что заметная часть разрабатываемых новых проектов базируется на использовании технологий малых спутников [1].

Важной проблемой, которую приходится решать практически в течение всего полета большинства искусственных спутников, является обеспечение их заданного углового движения. Спутнику придается нужное угловое положение относительно заданных ориентиров поворотом вокруг центра масс. В качестве таких ориентиров выступают видимые небесные и наземные объекты (звезды, Солнце, линия горизонта) или направления в пространстве (местная вертикаль, вектор напряженности геомагнитного поля, вектор скорости набегающего потока воздуха), которые можно определить по измерениям

приборов. При этом спутник, например, нижним днищем, на котором укреплены антенна направленного действия и объектив видеокамеры, должен быть постоянно направлен на центр Земли [2].

Для проведения экспериментов и изучения явлений, связанных с геомагнитным полем и вызванных взаимодействием с ним заряженных частиц, оси чувствительности приборов целесообразно направить определенным образом относительно вектора напряженности этого поля. При наблюдении различных участков звездного неба или поверхности Земли требуется систематическое изменение углового положения спутника или, наоборот, заданная ось спутника должна быть направлена постоянно в одну и ту же точку небесной сферы. Тем самым многообразие научных и прикладных задач, решаемых спутниками, порождает различные требования к устройству, именуемому системой ориентации, которое и обеспечивает его заданное угловое движение. В зависимости от того, какова природа управляющего воздействия на угловое движение спутника, каковы способы его реализации и какие требуются при этом устройства, различают активные, пассивные и комбинированные системы ориентации [3].

Комбинированные системы ориентации включают в себя как активные, так и пассивные элементы.

Если для создания управляющих воздействий требуется расход рабочего тела или энергии, запасенных на борту, а для формирования этих воздействий требуются блок логики, датчики ориентации и исполнительные органы, то такая система носит название активной системы ориентации. С ее помощью можно реализовывать достаточно произвольные и быстрые угловые развороты. В этом заключается ее основное достоинство. К недостаткам активной системы можно отнести ограниченное время ее работы, если используется запас рабочего тела или массы на борту, например реактивное топливо или сжатый газ для реализации управляющих воздействий, сложность и обычно высокую цену, относительно низкую надежность, обусловленную наличием большого количества составных элементов (датчиков, бортового логического устройства, подвижных элементов и т.д.).

Пассивные системы ориентации, использующие взаимодействие с внешними полями естественного происхождения, не потребляют рабочее тело и энергию, запасенные на борту спутника [4]. Быть может, только в начальный момент времени потребуется их кратковременный расход для приведения системы ориентации в рабочее положение, например выдвинуть штанги, повернуть часть спутника, разарретировать магниты. При разработке пассивной системы приходится решать две основные проблемы: как создать восстанавливающий и демпфирующий моменты и что же это за моменты? Восстанавливающий момент необходим, чтобы привести спутник в требуемое положение: если спутник отклонится из этого положения, то восстанавливающий момент заставит его поворачиваться в обратном направлении.

Представим себе математический маятник в поле тяжести, у которого точка подвеса расположена выше его центра масс. При отклонении маятника из положения равновесия возникает восстанавливающий момент силы тяжести, возвращающий маятник в сторону положения равновесия. Со временем амплитуда колебаний маятника будет уменьшаться - за счет сопротивления атмосферы и трения в подвесе он придет в положение равновесия и будет там находиться, пока очередное воздействие не выведет его из положения равновесия.

В условиях космического пространства картина качественно меняется. Среда настолько разряжена, что естественное трение практически отсутствует. Рассеяние энергии вращательного движения спутника за счет вихревых токов Фуко в элементах его конструкции и относительного движения его частей, включая жидкостные, без принятия специальных мер, усиливающих их действие, пренебрежимо мало. Поэтому наряду с восстанавливающим моментом необходимо реализовать и демпфирующий момент.

Еще одно ограничение связано с относительно малыми величинами восстанавливающих и демпфирующих моментов. Это приводит к тому, что область влияния нужного движения в пространстве начальных условий движения невелика. Необходимо

изначально привести спутник в область влияния номинального движения с тем, чтобы демпфирующий момент гарантированно обеспечил выход спутника на это движение. При этом следует ожидать относительно длительный переходный процесс.

С интенсивным развитием малых спутников пассивные системы получили дальнейшее развитие и широко применяются на практике. Принцип функционирования пассивных и полупассивных системы ориентации основан на использовании внешних моментов, возникающих при взаимодействии элементов системы ориентации или входящих в ее состав элементов конструкции спутника с гравитационным и магнитным полями Земли, набегающим потоком воздуха, солнечным излучением, а также на использовании свойства быстро закрученного вокруг оси максимального момента инерции тела сохранять неизменную или почти неизменную ориентацию оси вращения относительно инерциального пространства. В зависимости от того, какие моменты являются превалирующими в своем действии на движение спутника относительно его центра масс, такой режим ориентации и будет реализован.

Особенностью пассивных систем на этапе разработки является необходимость особо тщательного математического моделирования, потому как в этих системах действуют чрезвычайно слабые механические моменты. Требуется достаточно точная математическая модель движения спутника, учитывающая все основные возмущающие моменты. Только на основе такой модели можно выбрать достоверные значения параметров системы ориентации. На основе этих параметров изготавливаются элементы системы, и в полете уже не представляется возможным изменить какие-либо их параметры, если вдруг выяснится, что какие-то факторы не были учтены на этапе их разработки.

Выше говорилось, что в зависимости от того, какой момент будет преобладать в движении спутника относительно центра масс, такой тип ориентации и будет реализован. Рассмотрим один из наиболее распространенных типов - режим гравитационной ориентации.

Искусственный спутник Земли ориентирует одну из его осей по местной земной вертикали; одновременно с этим возможна ориентация двух других осей, соответствующая трехосной орбитальной ориентации спутника Земли. Для увеличения эффективности гравитационной системы ориентации спутнику придается форма, возможно более вытянутая вдоль оси, ориентируемой вертикально; иногда для той же цели применяют специальные выносные массы (грузы), выбрасываемые на раздвижных или складных штангах из корпуса искусственного спутника после выхода его на орбиту. Две жестко соединенные между собой вынесенные массы образуют гравитационный стабилизатор; связь между искусственным спутником Земли и стабилизатором в некоторых случаях делают гибкой, чем достигается затухание угловых колебаний спутника и стабилизатора благодаря поглощению энергии колебаний в гибком соединении. Гравитационная система ориентации возможна на искусственном спутнике любых планет, обладающих достаточно мощным гравитационным полем [5]. На космических летательных аппаратах, совершающих межпланетные перелеты, гравитационная система ориентации менее эффективна из-за недостаточной величины поля тяготения Солнца.

Гравитационная система ориентации может быть использована в студенческом спутнике, проектирование которого ведется на кафедре точного приборостроения ТПУ.

Список литературы:

1. Творческое наследие академика Сергея Павловича Королева: Избранные труды и документы/ Под ред. М.В. Келдыша. М.: Наука, 1980. С. 373-374.

2. Сарычев В.А. Вопросы ориентации искусственных спутников// Итоги науки и техники. Исследование космического пространства. М.: ВИНИТИ, 1978. Т. 11. 223 с.

3. Космонавтика: Энциклопедия. М.: Сов. энциклопедия, 1985. С. 280-281.

4. Раушенбах Б.В., Овчинников М.Ю. Лекции по динамике космического полета. М.: МФТИ, 1997. 188 с.

АНАЛИЗ ИЗМЕНЕНИЯ РАДИУСА КРИВИЗНЫ ЦИКЛОИДАЛЬНОГО ПРОФИЛЯ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ КОЭФФИЦИЕНТА СМЕЩЕНИЯ

С.А. Худякова
Научный руководитель: Е.А. Ефременков, к.т.н., доцент каф. ФВТМ ИФВТ
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: khudyakova.workmail@yandex.ru

При проектировании современных приборов и устройств для летательных аппаратов постоянно ужесточаются требования к качеству и надежности, поэтому все большее применение в данной области находят передачи с промежуточными телами качения (ПТК). Такие передачи являются наиболее перспективными, поскольку обладают комплексом таких характеристик, как: малая инерционность, наибольший ресурс работы, высокий КПД, малая масса и наименьшие габариты, значительный срок службы.

Передачи с ПТК объединили в себе достоинства волновых и планетарных передач [1]. В отличие от традиционных волновых передач передачи с ПТК лишены такого существенного недостатка, как наличие гибкого колеса, снижающего ресурс работы. Таким образом, передачи с ПТК более надежны. Несмотря на то, что исследование данных передач проводятся достаточно давно [2, 3], они до сих пор изучены недостаточно полно. Поэтому исследование изменения радиусов кривизны циклоидального профиля зуба является актуальным.

Целью данной работы является анализ изменения радиуса кривизны циклоидального профиля зуба кулачка и венца при изменении коэффициента смещения и неизменных прочих исходных параметрах.

а)

б)

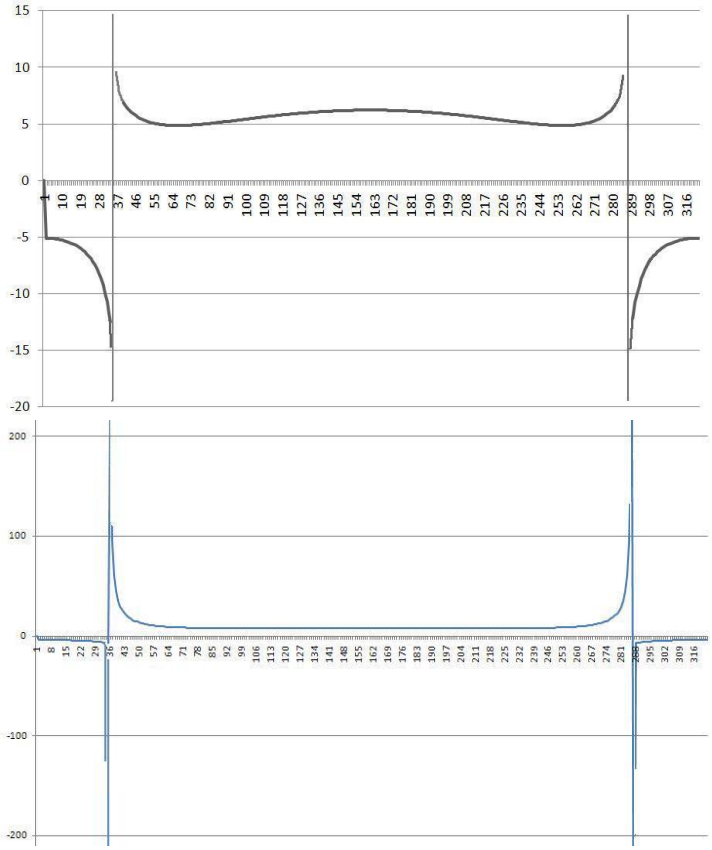


Рис. 1. Изменение радиуса кривизны циклоидального профиля: а) переменное изменение радиуса кривизны; б) плавное изменение радиуса кривизны

Исходными параметрами для передачи с промежуточными телами качения и свободной обоймой являются: r_2 – радиус центроиды обоймы с телами качения, Z_2 – число тел качения, $r_р$ – радиус тела качения и χ – коэффициент смещения [4]. Определяя кривизну

циклоидального профиля по зависимостям [5], получим два вида изменения радиуса кривизны циклоидального профиля (рис. 1, а, б) [6]. При увеличении коэффициента смещения χ, при прочих неизменных параметрах, график изменения радиуса кривизны сглаживается и переходит от вида **рис. 1а** к виду **рис. 1б**. Здесь изменение графика происходит с увеличением радиуса кривизны.

Проведем вычисление радиуса кривизны при следующих исходных параметрах: r_2 = 43,35 мм, $r_р$ = 3,5 мм, Z_2 = 51. Коэффициент смещения χ будем задавать от 1,3 до 1,65 с шагом 0,5. Возьмем значения радиуса кривизны для середины графика (рис. 1) – это выпуклая часть циклоидального профиля и для вогнутой части профиля. Этим частям будет соответствовать угол положения тела качения φ = 161° - для выпуклого профиля и φ = 26° - для вогнутого профиля. Полученные значения представлены в таблице 1.

Таблица 1. Изменение радиусов кривизны профилей зубьев кулачка и венца

Коэффициент смещения, χ	Угол поворота, φ	Радиус кривизны кулачка, $\rho_к$, мм	Радиус кривизны венца, $\rho_в$, мм	Угол поворота, φ	Радиус кривизны кулачка, $\rho_к$, мм	Радиус кривизны венца, $\rho_в$, мм
1,3	26	-4,62748	-4,4984	161	0,84276	1,07166
1,35	26	-4,55061	-4,43922	161	1,03249	1,28109
1,4	26	-4,52614	-4,42235	161	1,2262	1,49558
1,45	26	-4,53247	-4,43101	161	1,4239	1,71515
1,5	26	-4,55938	-4,45698	161	1,62556	1,93981
1,55	26	-4,60138	-4,4958	161	1,83118	2,16958
1,6	26	-4,65532	-4,54483	161	2,04074	2,40447
1,65	26	-4,71921	-4,6024	161	2,25423	2,64451

По данным таблицы 1 построим графики изменения радиусов кривизны от коэффициента смещения для вогнутого участка и выпуклого участка (рис. 2).

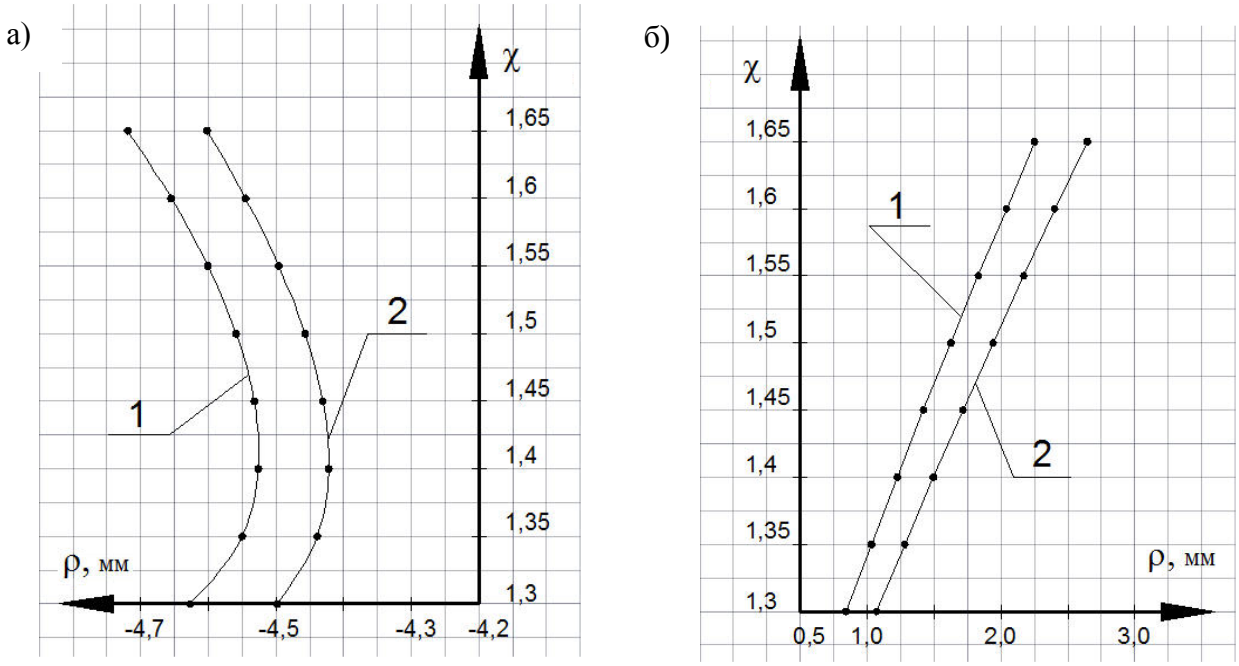


Рис. 2. Изменение радиуса кривизны циклоидального профиля от коэффициента смещения: а) – для вогнутого участка профиля; б) – для выпуклого участка профиля

Из графиков видна нелинейная зависимость радиуса кривизны от коэффициента смещения при прочих неизменных параметрах. Это отличается от линейной зависимости радиуса кривизны, описанной в предыдущем исследовании [6]. Зависимость радиуса кривизны циклоидального профиля от радиуса тела качения графически выглядит, как показано на рис.3.

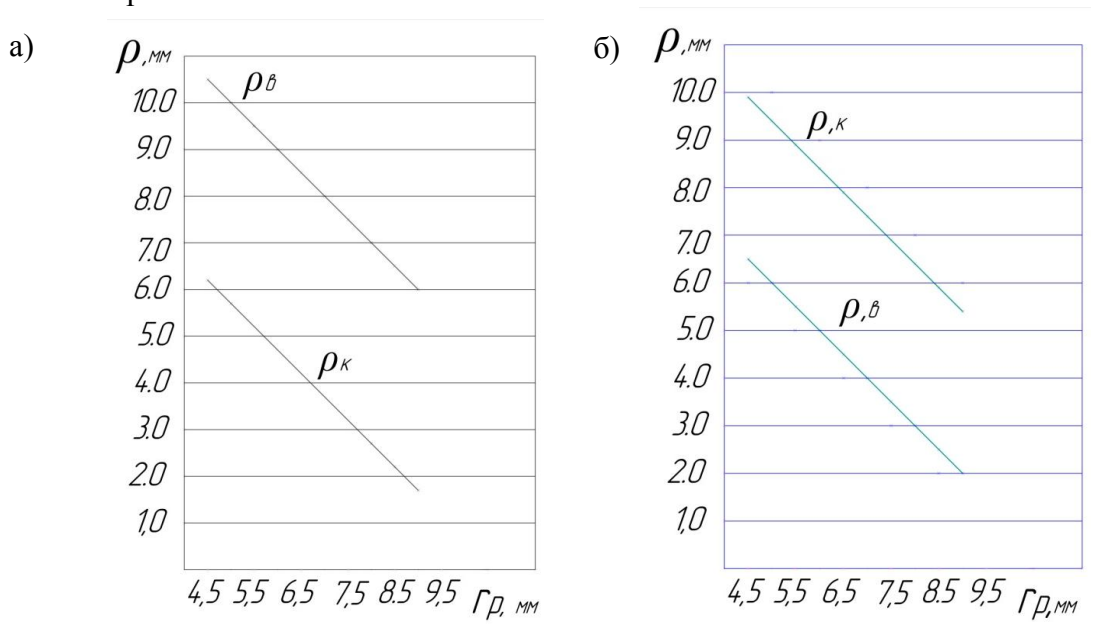


Рис. 3. Изменение радиуса кривизны рабочих профилей колес от радиуса тела качения: а) изменение ρ при Z_2=9; б) изменение ρ при Z_2=11

Таким образом, анализируя представленные графики совместно, приходим к выводу, что радиусы кривизны циклоидального профиля зуба увеличиваются с увеличением коэффициента смещения и уменьшаются с увеличением радиуса промежуточного тела качения. При этом радиусы кривизны от коэффициента смещения зависят нелинейно, а от радиуса промежуточного тела качения - линейно. Полученные результаты помогут быть использованы при проектировании механизмов с оптимальной геометрией циклоидального профиля и, расширить область применения передач с ПТК.

Список литературы:

1. *Панкратов Э. Н. Проектирование механических систем автоматизированных комплексов для механообрабатывающего производства. – Томск, 1998. – 295 с.*
2. *Беляев А. Е. Механические передачи с промежуточными телами повышенной долговечности и точности. – Томск, 1986. – 60 с.*
3. *Ефременков Е.А. Разработка методов и средств повышения эффективности передач с промежуточными телами качения.: Дис. … канд. техн. наук. – Томск, 2002. – 126 с.*
4. *Ефременков Е.А. Разработка и проектирование передач с промежуточными телами качения нового вида// Известия ТПУ Том 308, №1., 2005 – с. 131-135.*
5. *Ефременков Е. А., Ан И-Кан Определение радиусов кривизны циклоидальных профилей с использованием метода Эйлера-Савари//Вестник машиностроения №10, 2010 – с. 47-50.*
6. *Худякова С.А. Исследование изменения радиуса кривизны циклоидального профиля в зависимости от исходных параметров//Современные проблемы машиностроения: Труды V Междунар. научно-технич. конф. - Томск, 2010. - С. 502-504.*

СОЗДАНИЕ И ОТЛАДКА ОТКАЗОУСТОЙЧИВОЙ АРХИТЕКТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО ПРОЦЕССОРА

Чекмарёв С.А.
Научный руководитель: Ханов В.Х., к.т.н., доцент, заведующий кафедрой безопасности информационных технологий
«Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М.Ф. Решетнёва», 660037, Россия, г. Красноярск,
проспект имени газеты «Красноярский рабочий», 31
E-mail: zaq259@yandex.ru

Основным эксплуатационным требованием к космическому процессору является его отказоустойчивость к сбоям, вызванными ионизирующим излучением (ИИ) космического пространства. Возможных методов обеспечения отказоустойчивости, одновременно применяемых к СБИС процессора, может быть несколько. В данной работе рассматривается сбоеустойчивость процессоров, обеспечиваемая соответствующим построением архитектуры (архитектурная отказоустойчивость).

При проектировании отказоустойчивого микропроцессора космического применения основное внимание уделяется возможным одиночным событиям SEU [1] во внутрикристальной памяти, с учётом предельной для электронного компонента накопленной дозы радиации TID. Это является наиболее распространенным видом отказа, не приводящим к разрушению СБИС. Своевременное парирования SEU в памяти процессора обеспечивает непрерывность его функционирования, непрерывность работы бортового программного обеспечения (ПО), непрерывность процессов управления космического аппарата (КА).

Внутрикристальной памятью являются кэш-память (кэш-команд, кэш-данных) и наборы регистров (регистровые файлы) исполнительных устройств процессора. Как известно, внутрикристальная память наиболее чувствительна к сбоям [2], поэтому современные отказоустойчивые космические процессоры соответствующими архитектурными решениями в основном защищаются от событий SEU, вызывающих сбои в памяти [3]. При современном развитии других методов обеспечения отказоустойчивости (схемотехнических и технологических) защита только внутрикристальной памяти считается вполне достаточной для архитектурных способов достижения отказоустойчивости.

Подходы к архитектурной отказоустойчивости вполне известны и определяются двумя основными решениями: использование помехоустойчивых кодов для создания EDAC памяти и применение резерва соответствующих блоков внутрикристальной памяти.

Для коррекции одиночных ошибок и одновременного обнаружения двойных ошибок используются SEC-DEC (single error correcting - doubleerrordetecting) коды. К ним относятся, например, модифицированный код Хемминга, код Хсяо [4]. Если при чтении данных обнаруживается одиночная ошибка, то она автоматически исправляется. При обнаружении двойной ошибки информация в основном блоке будет восстановлена из резервного блока памяти.

Реализация данного подхода может отличаться некоторыми нюансами, вызванными как собственно архитектурой процессора, так и дополнительными расширительными возможностями, например, по диагностированию места сбоя в памяти и взаимодействию с системным программным обеспечением. Так на рис. 1 представлен вариант реализации отказоустойчивого процессора LEON 3 [5]. Блоки, обведенные прерывистой линией, добавляются к основному ядру процессора для обеспечения отказоустойчивости.

Количество дублированных областей внутрикристальной памяти определяются архитектурными возможностями LEON 3: он имеет два исполнительных устройства целочисленной и плавающей арифметики (блок арифметики с плавающей запятой для данного процессора является не обязательной опцией), кэш-данных и кэш-инструкций.

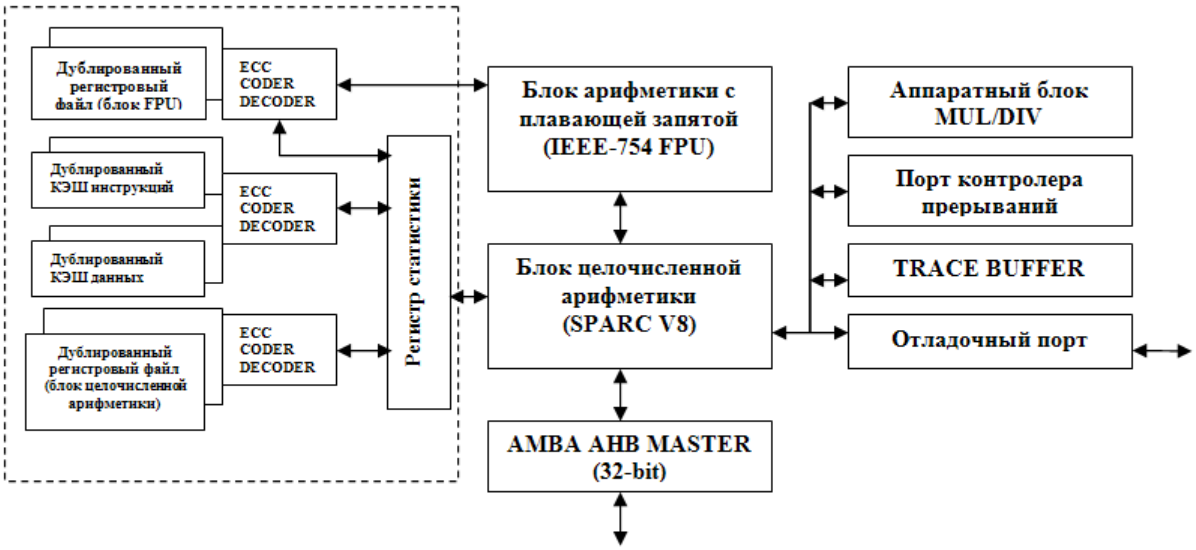


Рис. 1. Блок схема варианта построения модифицированного IP-ядра микропроцессора LEON3 в отказоустойчивой версии

Блоки «ECCCODER-DECODER» для каждого вида блока памяти могут иметь разные алгоритмы в зависимости от ее характерных свойств: частоте использования, структуре и важности хранимых данных. Блоки «ECC CODER/DECODER» передают информацию об обнаруженных и исправленных ошибках в блок «Регистр статистики». Статистика отказов в памяти может информировать бортовое ПО о состоянии внутрикристальной памяти: о времени, месте и интенсивности отказов. Кроме того, при возникновении неустранимых ошибок, вызванных n-кратными сбоями, ПО информируется с помощью соответствующего аппаратного прерывании.

Важным компонентом создания и совершенствования отказоустойчивой архитектуры процессора является ее отладка.

В настоящее время радиационные испытания электронных устройств, соответствующие реальным условиям эксплуатации, практически не проводят. Это связано со сложностью и дороговизной облучения объектов и проблемами с набором приемлемой статистики для обеспечения достоверности результата. Обычно ограничиваются некоторыми расчетно-экспериментальными работами с максимально возможным приближением к реальности. В большинстве случаев расчетно-экспериментальная отладка отказоустойчивой архитектуры процессора выглядит следующим образом.

Имеется некоторая математическая модель закона внесения одиночных сбоев во внутрикристальную память. Модель имеет набор факторов, учитывающих вероятность безотказной работы компонента на срок эксплуатации КА; интенсивность ИИ для заданной орбиты; интенсивность отказа элемента без учёта воздействия радиации; текущее время эксплуатации устройства, накопленная доза радиации и др. Модель рассчитывается на внешнем компьютер, являющимся, по сути, генератором SEU, и в соответствии с заданным алгоритмом выдает сигналы для внесения ошибки по случайным адресам испытываемого блока отказоустойчивой памяти.

Сигналы на внесение ошибки поступают в процессор через отладочный порт, который имеется у многих современных процессоров, например для LEON3 имеется аппаратный отладчик DSU (DebugSupportUnit). Работа процессора приостанавливается. Ошибка вносится по соответствующему адресу в память процессора. После этого работа процессора возобновляется.

При обращении тестовой программы (операция чтения) к ячейке памяти, в которую искусственно внесена ошибка, автоматически происходит ее исправление. В «Регистре статистике» происходит накопление информации об обнаруженных и исправленных/ неисправленных ошибках. По окончании эксперимента проводимого в ускоренном

модельном времени происходит останов тестовой программы, чтение через аппаратный отладчик содержимого «Регистра статистики», а затем анализ внесенных, обнаруженных/ необнаруженных, исправленных/ неисправленных ошибках. На основании результатов анализа судят об эффективности того или иного варианта архитектурной отказоустойчивости процессора.

Авторами данной работы разработан другой вариант расчетно-экспериментальной отладки основанный на размещение генератора SEU в процессоре, как его отдельного IP-блока. Данный IP-блок разрабатывается в соответствии с моделью SEU на языке описания аппаратуры, например VHDL, встраивается в архитектуру софт-процессора и «зашивается» вместе с описанием процессора в ПЛИС. При данном варианте встроенный генератор SEU также обращается к памяти процессора через аппаратное устройство отладки, но процессы внесения ошибки, ведения статистики сбоев, работы тестовой программы становится независимыми от процессов контроля и анализа ошибок.

По окончании расчетно-экспериментальных работ по отладке архитектурной отказоустойчивости встроенный генератор SEU исключается из окончательной версии процессора.

Таким образом, в результате проведенных исследований рассмотрены современные подходы к реализации архитектурной отказоустойчивости и предложен новый способ расчетно-экспериментальной отладки архитектурной отказоустойчивости процессора космического применения.

Список литературы:

1. Юдинцев В. Радиационно стойкие интегральные схемы. Надежность в космосе и на земле // Электроника: Наука, технология, бизнес. - 2007. Вып. 5. - С. 72-77.

2. Телец, В.А. ПЛИС для космических применений. Архитектурные и схемотехнические особенности/ В.А.Телец, С.А.Цыбин, А.В. Быстрицкий, С.Б. Подъяпольский// ЭЛЕКТРОНИКА: Наука, Технология, Бизнес, 200. Вып 6.

3. SPARC V8 32-bit Processor LEON3 / LEON3-FT Companion Core Data Sheet Template Design – Gaisler Research, 2010 – 41 с.

4. M. Y. Hsiao. A Class of Optimal Minimum Odd-Weight-Column SEC-DED Codes // IBM J. Res. Develop. 14, 395-401 (July 1970).

5. GRLIB IP Library User's Manual – Aeroflex Gaisler, 2010 – 78 p.

СПОСОБЫ ВЫВОДА НА ОРБИТУ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Шигин Г.В.
Научный руководитель: Бориков В.Н., к.т.н., доцент.
Томский политехнический университет, 634034, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30а
E-mail: shigingerman@mail.ru

В докладе рассматриваются различные способы вывода космических аппаратов (КА) на орбиту Земли, с целью выбора наиболее оптимального для вывода на орбиту студенческого наноспутника.

Сначала рассмотрим способы, которые уже используются для запуска на орбиту КА.

Одним из первых способов вывода на орбиту Земли является использование ракеты. Это очень дорогостоящее устройство, которое выводят на орбиту всего 2-3% от собственной стартовой массы. Причём, самый дешёвый старт грузовой ракеты обойдётся в сумму порядка 10 миллионов долларов. А типичный старт ракеты стоит 60-80 миллионов. Если же нужно отправить что-то на геостационарную орбиту – придется отдать больше 100 миллионов. И это только сам запуск без стоимости полезного груза.

Более дешевым способом для запуска является использование воздушно-космического самолёта (ВКС). ВКС — крылатый летательный аппарат самолетной схемы, выводимый на орбиту искусственного спутника Земли посредством вертикального или горизонтального

старта и возвращающийся с неё после выполнения целевых задач, совершая горизонтальную посадку на аэродром, активно используя при снижении подъемную силу планёра, сочетая в себе свойства, как самолета, так и космического корабля.

В зависимости от способа выхода на орбиту ВКС подразделяются на космопланы и космолёты. Космолёт — одноступенчатый ВКС, выходящий на орбиту за счёт собственных двигателей при вертикальном или горизонтальном старте. Примером является многоразовой одноступенчатый космолёт Skylon планируемый британской компании Reaction Engines к производству. Примечательным является то, что Skylon способен подниматься в воздух как обычный самолет и, достигнув скорости в 5,5 М и высоты в 26 километров, переходить на питание кислородом из собственных баков, чтобы выйти на орбиту. Таким образом самолёт выходит в космос без применения разгонных ступеней, внешних ускорителей или сбрасываемых топливных баков, осуществляя весь полёт, используя одни и те же многорежимные двигатели на всех этапах, начиная с рулёжки по аэродрому и заканчивая орбитальным участком. Предварительная экспертиза этого проекта признала, что технических и конструктивных ошибок в нем нет. По оценкам, Skylon снизит стоимость выведения грузов в 15-50 раз.

Космоплан — ВКС, выводимый на орбиту не только за счёт собственных двигателей, но и с помощью ракеты-носителя (РН), а также ракетных ступеней-ускорителей. Фактически первым в истории из реализованных космопланов, совершавших суборбитальные пилотируемые космические полёты, был гиперзвуковой самолёт-ракетоплан North American X-15 США. В США он выполнил 13 полётов выше 80 км, в 2 из которых была превышена граница космоса в 100 км.

Рассмотрим способы вывода на орбиту КА, которые разрабатываются в настоящее время.

Компания Quicklaunch обещает запускать на орбиту аппараты массой 450 кг, которые будут вылетать из пушки со скоростью 6 км/с. Уже в космосе аппарат включит собственный двигатель, скорректирует траекторию и разгонится до орбитальной скорости. Пушка будет больше километра длиной и будет плавать в море, погружённая в воду под углом. Ориентировочная стоимость вывода грузов составит всего 550$ за килограмм. Учитывая, что сейчас минимальная стоимость - около 3 тыс. долларов (при условии полной загрузки ракеты-носителя), получается в 6 раз дешевле.

Британские компании Surrey Satellite Technology (SSTL) и Virgin Galactic объявили о совместной разработке новой технологии вывода искусственных спутников на орбиту Земли. Инженеры компаний намерены спроектировать ракетоноситель, чей запуск осуществляется с самолета. Эта ракета и будет доставлять спутники на орбиту. Предлагаемая технология уже используется при запуске американского трехступенчатого ракетоносителя воздушного базирования Pegasus XL, который прежде поднимается на определенную высоту при помощи специального самолета.

Список литературы:

1. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: cunc.ru/vyvod-gruzov-na-orbitu.html , свободный.

2. MSN UK. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: tech.uk.msn.com/news/articles.aspx?cp-documentid=149576288 , свободный.

3. Википедия. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: ru.wikipedia.org , свободный.

4. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: trendclub.ru/blogs/space_future/7118 , свободный.

ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИЕ УСТРОЙСТВА В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Ширинов Р.И.
Научный руководитель: Мартемьянов В.М., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: Shirin_off@mail.ru

Во всех отраслях промышленности, транспорта, сельского и коммунального хозяйства, нашей повседневной жизни электрическая энергия получила широкое применение благодаря простоте ее преобразования во все другие виды энергии и возможности передачи на значительные расстояния. Современные успехи электротехники и электромеханики привели к широкому применению электрической энергии также и в космической технике. Многие электромеханические приборы и системы космического назначения по принципу действия, конструктивному оформлению аналогичны подобным устройствам, эксплуатируемым на земной поверхности, однако по ряду характеристик наблюдается существенные отличия.

Во-первых, в условиях орбитального полета возникновение любого движения каждого бортового рабочего механизма воздействует на космический объект в соответствии с законами сохранения центра масс и момента количества движения. Таким образом, при использовании электрической энергии для обеспечения поступательного или вращательного движения любой массы в заданном направлении реакция этого движения на корпус космического аппарата должна быть каким-то образом скомпенсирована. Это создает особые условия работы электромеханических систем, устанавливаемых на космические аппараты.

Во-вторых, любое электромеханическое устройство, выполняя полезную работу, несет соответствующие тепловые потери. При работе механизмов в условиях глубокого вакуума отвод тепла в космическое пространство не может происходить с помощью каких-либо охлаждающих агентов и поэтому осуществляется лишь за счет излучения лучистой энергии в пространство, что вызывает необходимость при конструировании космических аппаратов использовать соответствующие поверхности (площади) для отвода тепла.

В-третьих, так как космический аппарат должен находиться в космосе и функционировать долгие годы, то при эксплуатации электромеханических систем такого объекта требуется, чтобы они имели очень длительный срок службы и безотказно и непрерывно работали в динамическом режиме в течение десятков тысяч часов.

Комплекс электромеханических устройств на космическом аппарате обеспечивает выполнение различных функциональных программ в условиях космического полета. Для ориентации и стабилизации в комплексе применяются оптико-механические астродатчики, электромеханические построители местной вертикали, электромеханические датчики угловых скоростей, силовые управляющие исполнительные органы: газореактивные системы или электрореактивные двигатели с автоматикой управления, электродвигатели-маховики, электромагниты для внешнего управления угловыми поворотами космических летательных аппаратов. В комплекс входят различного рода электрические двигатели: сканирующие в научной аппаратуре, специальные электродвигатели в аппаратуре терморегулирования, а также автомат управления объектом в целом (ЭВМ)со всеми необходимыми внешними устройствами, обеспечивающими выполнение программы полета.

Астродатчики и построители местной вертикали представляют собой приборы имеющие чувствительный элемент, который вращается относительно основания с помощью прецизионного электромеханического привода.

Для создания внешних управляющих моментов, а также для коррекции орбиты космического летательного аппарата можно применять электрореактивные двигатели. Принцип действия их основан на ускорении рабочего тела, например газа, при помощи электроэнергии, создаваемой специальным источником. Полученная скорость рабочего тела на выходе такого двигателя создает динамический импульс (произведение механической

силы, действующей на корпус аппарата, на время, в течение которого газ под воздействием электромагнитного поля приобретает заданную скорость).

Система электропитания на спутниках создается с помощью аккумуляторной батареи, подключенной через релейно-контакторный аппарат и соответствующую кабельную систему к солнечной батарее.

Рассмотрим взаимодействия различных электромеханических систем в процессе эксплуатации космического аппарата. После отделения от последней ступени ракеты-носителя аппарат получает некоторую угловую скорость вращения. Датчики угловых скоростей по строительным осям регистрируют эти скорости и с помощью автоматики и электроклапанов газореактивной системы объект ориентируется и стабилизируется. Последующая его ориентация и стабилизация обеспечиваются электромеханическим построителем местной вертикали и гироскопическим датчиком курса, которые вырабатывают сигналы, поступающие на автоматическую систему, газореактивные двигатели и электромагниты для сброса кинетических моментов. Оптико-электромеханический астродатчик затем дает инфомацию о необходимой коррекции ориентации космического аппарата в пространстве с помощью двигателей системы коррекции. При этом постоянно ориентированные солнечные батареи с соответствующей аккумуляторной батареей обеспечивают электроэнергией космический аппарат в целом, электропривод системы терморегулирования и электродвигатели-вентиляторы.

Сложные электромеханические устройства, связанные с движением роторов электродвигателей, якорей электромагнитов и реле, электронная техника как в виде отдельных блоков, так и встроенных в корпусы электрических машин и аппаратов — все это требует тщательных контрольных испытаний, гарантирующих полную уверенность в нормальной работе спутника на орбите. Наряду с исследованием отдельных электромеханических систем также должны быть испытаны функциональные связи различных систем, входящих в состав спутников.

В наземных испытаниях следует подвергать тщательному анализу все причины, вызывающие те или иные отклонения при движении аппарата (в стационарных и нестационарных режимах работы электродвигателя и аппаратуры). Иногда для этого требуется многократно дублировать наиболее важную и непрерывно действующую аппаратуру

В настоящее время существенно возрастают требования к эксплуатационным характеристикам космических аппаратов. Во многом эти требования зависят от характеристик применяемого оборудования. Все это означает, что требуется разработка новых видов электромеханических устройств и методов их испытаний.

Список литературы:

1. Иосифьян А. Г. Электромеханика в космосе. М.:Знание, 1977 - 64 с.

2. Алексеев К. Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 1974. -340 с.

УМЕНЬШЕНИЕ ИНФОРМАЦИОННОЙ ИЗБЫТОЧНОСТИ РЕЧИ ПРИ ЕЕ ПЕРЕДАЧЕ ПО СИСТЕМАМ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

Афанасьев А. А.
Академия ФСО России, 302034, Россия, г. Орёл, ул. Приборостроительная, д. 35
E-mail: fromnet@yandex.ru

При проектировании космических аппаратов одним из актуальных направлений является разработка систем передачи речевой информации с целью оперативного управления и передачи своевременной и достоверной информации. Таким образом, при проектировании космических аппаратов необходимо отдельное внимание уделять компонентам, отвечающим за обработку речевых данных.

При их кодировании одной из основополагающих задач является их качественное, эффективное и компактное представление для дальнейшего использования или передачи по каналам спутниковой связи. Это позволит увеличить пропускную способность линейных трактов и каналов передачи, улучшить качественные характеристики обрабатываемых речевых сигналов, так как в условиях сложной помеховой обстановки больший информационный ресурс можно будет выделить на различные алгоритмы помехоустойчивого кодирования.

При низкоскоростном кодировании речи достаточно часто используется базовая процедура линейного предсказания в основе которой лежит декомпозиция речевого сигнала и представления его в виде отклика дискретной системы с постоянными параметрами на локальных временных участках на соответствующий сигнал возбуждения, при этом соответствующие множества параметров декомпозиции считаются взаимно несвязанными между собой [1, 2]. Однако учет данных зависимостей параметров декомпозиции речевого сигнала при линейном предсказании дает возможность повысить качественные характеристик процедур обработки речи за счет перераспределения информационного ресурса на представление пространств кодируемых параметров.

В основе систем предсказания лежит использование авторегрессионной модели параметрического цифрового спектрального анализа [3]. В классической постановке задачи параметрического цифрового спектрального анализа возбуждение формирующего фильтра осуществляется сигналом, представляющим собой реализации белого шума с математическим ожиданием равным нулю и единичной дисперсией.

Применительно к задаче линейного предсказания речи повышение порядка передаточных функций фильтров анализа и синтеза приводит к "обелению" сигнала остатка предсказания, который согласно [4] является наилучшим сигналом возбуждения. Присутствие зависимостей между параметрами, описывающими передаточную функцию голосового тракта на участке квазистационарности и соответствующего сигнала возбуждения, объясняется особенностями постановки и решения обратной задачи цифрового спектрального анализа при фиксированном порядке формирующего фильтра [5].

Однако на практике при реализации линейного предсказания значение порядка предсказания всегда ограничено, что приводит к возникновению сигнала ошибки, являющегося сигналом возбуждения фильтра синтеза модели линейного предсказания. Таким образом, сигнал ошибки уже не является реализациями белого шума с математическим ожиданием равным нулю и единичной дисперсией. Данный сигнал становится квазидетерминированным относительно множества и связан с ним соответствующими корреляционными зависимостями. На рисунке 1 представлена формантная структура речевого сигнала и сигнала остатка линейного предсказания на сегменте предсказания, его анализ позволяет также утверждать о наличии взаимосвязи данных параметров.

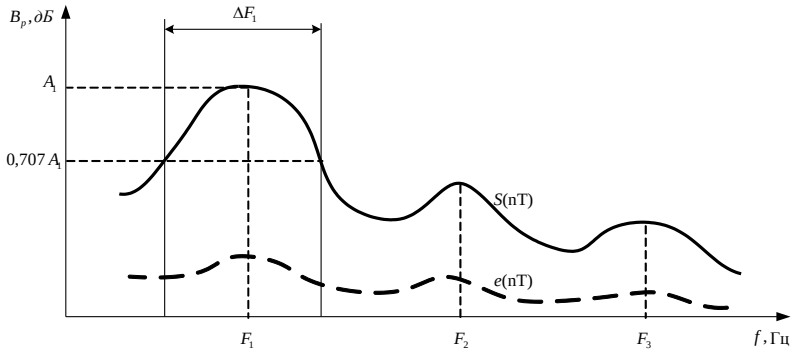


Рис. 1. Формантная структура речевого сигнала
и сигнала остатка линейного предсказания

При формировании ограниченных множеств параметров голосового тракта $\{\alpha_i(n)\}$ и сигналов возбуждения в виде кодовых книг данные зависимости вырождаются в соответствующие классы подпространств соответствий между собой,

К достоинствам такого подхода следует отнести тот факт, что значительное уменьшение в кадре передачи информации о сигнале возбуждения позволяет снизить скорость передачи данных в канале связи, а также уменьшить вычислительную сложность алгоритма кодирования речевого сигнала на передающей стороне, возможно значительное понижение скорости передачи данных в канале связи по сравнению с известными способами кодирования, либо перераспределение информационного ресурса, предоставляемого каналом связи, на формирование дополнительных сервисов абонентского обслуживания.

В работе показаны зависимости между векторами кодовой книги параметров голосового тракта и векторами сигналов возбуждения, кодовые книги были сформированы согласно алгоритмаK-средних, как представлено в [1].

При реализации предлагаемых решений было выявлено, что использование взаимозависимостей параметров голосового тракта и сигналов возбуждения при разработке низкоскоростных систем кодирования речи дает возможность сокращения средней скорости передачи при сохранении разборчивости синтезированной речи.

Применение предлагаемого подхода возможно в спутниковых системах связи при обработке речевых данных на основе процедуры линейного предсказания.

Список литературы:

1. Шелухин О. И. Цифровая обработка и передача речи / Под ред. Шелухина О. И. – М.: Радио и связь, 2000. – 456 с.

2. Рабинер Л. Р. Цифровая обработка речевых сигналов / Л. Р. Рабинер, Р. В. Шафер. – М. : Радио и связь, 1981. – 496 с.

3. Марпл-мл. С. Л. Цифровой спектральный анализ и его приложения: пер. с англ. – М.: Мир, 1990. – 584 с.

4. Маркел Дж. Д. Линейное предсказание речи / Д. Маркел, А. Х. Грей.пер. с англ. / под ред. Ю. Н. Прохорова и В. С. Звездина. – М. : Связь, 1980. – 308 с.

5. Самарский А.А. Численные методы решения обратных задач математической физики / Вабищевич П.Н. – М.: ЛКИ, 2009. – 480с.

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ДЛЯ АКУСТИЧЕСКИХ СИСТЕМ

Бадьин С.С.
Научный руководитель: Капранов Б.И., д.т.н., профессор
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: badinss@mail.ru

Акустические преобразователи широко применяются в космическом приборостроении и их совершенствование и доработка является актуальной и важной задачей для современного приборостроения.

В Институте Мониторинга Климатических и Экологических Систем Сибирского Отделения Российской Академии Наук ведутся интенсивные разработки в области создания автоматических метеорологических измерительных систем и комплексов с ультразвуковым каналом измерения скорости ветра и температуры воздуха. В период с 1996 по 1999 годы в этих работах принимал участие Научно Исследовательский Интроскопии (Томский Политехнический Университет) в части разработки пьезокерамических электроакустических преобразователей для генерации и детектирования ультразвуковых импульсов. Результаты этих работ, приведённых в совместных публикациях [1-3], легли в основу разработки ультразвуковых преобразователей для автоматического метеокомплекса АМК-03, разработанного в ИМКЭС СО РАН совместно с ООО «Сибаналитприбор» организован серийный выпуск автоматических метеокомплексов изображенном на рис. 1.

Рис.1. Бортовой метеокомплекс АМК-03 в транспортном контейнере (стадия развертывания в рабочее положение

Многолетняя эксплуатация метеокомплекса в различных климатических условиях подтвердила его высокие технические характеристики и степень надёжности, в том числе и используемых в нём электроакустических преобразователей. Но в процессе реальной эксплуатации обнаружились и некоторые ограничения технических возможностей метеокомплекса, препятствующие более широкому его внедрению.

Проблемы АМК-03 и основные причины.

Нарушение работоспособности ультразвуковых каналов(вплоть до полного отказа работы) в условиях низких температур окружающего воздуха(ниже -40°С) . Основная причина: возникновение прямого акустического контакта активного элемента ультразвукового излучателя с ультразвуковым приёмником непосредственно через элементы

несущей арматуры(нержавеющая сталь) за счёт изменения акустических свойств применяемых изоляционных материалов в условиях низких температур окружающей среды.

Относительно большие габариты ультразвуковой измерительной головки, обусловленные размером (диаметром) применяемых пьезокерамических элементов(D=10мм).

Основная причина: необходимость генерации акустического импульса достаточной интенсивности, обеспечивающей уверенное детектирование сигнала приёмным каналом при наличии всех мешающих факторов(колебания температуры окружающей среды, жидкие и твёрдые осадки, пыль, туман и пр.)

Для уменьшения габаритов ультразвуковой измерительной головки можно использовать пьезокерамические элементы уменьшенного диаметра(6-8мм), но при том условии если разработанный демпфер , обеспечил бы повышенный коэффициент затухания и обладал большой надёжностью в различных условиях эксплуатации.

При разработке демпфера необходимо учесть также удельное волновое сопротивление среды или импеданс:

$$Z= p$$

где, p- плотность, C- скорость звука в материале.

Требования к материалу демпфера противоречивы, одновременно он должен обладать акустическим импедансом схожим с импедансом пьезопластины (для ЦТС-19 Z= $33 - 36 * 10^6 Н * с/м^3$) и обладать достаточным коэффициентом затухания.

Известны случай успешного использования в качестве демпфера латуней и бронз [4], обладающих волновым сопротивлением близким к пьезокерамическим, и сравнительно большим коэффициентом затухания. Неплохие результаты получены при использовании в качестве демпфирующей массы компаунда из галлия, олова и никеля с вольфрамовым наполнителем [5], однако трудности его изготовления ограничивают применение в серийном производстве. Авторы технического решения [6] рекомендуют создавать рыхлый крупнозернистый слой в демпфере на стороне, противоположной контактирующей с пьезопластиной. При этом демпфер изготавливают из сплава Вуда или сплава Розе, что не способствует высокой способности поглощать ультразвук. Тем не мене идея, о необходимости присутствия крупнозернистой структуры в составе конструкции демпфера является правильной. Часто материалом демпфера служит эпоксидная смола, смешанная с наполнителем из мелкодисперсного порошка вольфрама[7,8]. Наибольший достижимый импеданс данных демпферов составляет $5{,}5 * 10^6 Н * с/м^3$, что не сопоставимо с импедансом пьезокерамики.

Известен материал, представляющий собой связанные кремнийорганическим герметиком ВИКСИНТ полые корундовые микросферы[9]. Структура функционально-композитного материала приведена на рис. 2. Особенностью такой структуры является плотная упаковка микросфер. Объём изготовленного образца равен объёму насыпки микросфер (порошки микросфер отличаются исключительно высокой текучестью и занимают объём компактирования без приложения дополнительного давления), а объём связующего вещества не превышает объёма открытой пористости при плотной упаковке микросфер.

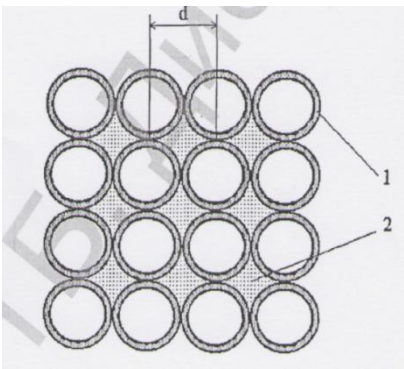


Рис. 2. Структура функционально - композитного материала, обеспечивающего затухание ультразвуковых колебаний

Композит на основе полых корундовых микросфер и связующего клея обладает коэффициентом затухания $\alpha = 52 дБ/мм$, что вполне удовлетворяет поставленной задаче. Данный материал уже несколько лет используется для создания ультразвуковых медицинских аппаратов. Следует материал на основе, связанных клеем компаундом микросфер, может быть использован для создания АМК-03.

Для связывания микросфер можно использовать какой- либо другой клей с иными акустическими и температурными свойствами. Демпфер данной конструкций можно применять при построении ультразвуковых измерителях скорости потока, расходомеров, медицинских приборов, дефектоскопов и при решении различных технических задач.

Список литературы:

1. Капранов Б.И., Корольков В. А., Коротков М. М., Шаверин В. А. О конструировании преобразователей, работающих на малоимпедансную нагрузку Тезисы докладов Международного симпозиума «Контроль и реабилитация окружающей среды», Издательство СО РАН, г. Томск 1998, с 63-64.

2.Азбукин А. А., Богушевич А. Я., Бурков В. В., Ваулин П. П., Капранов Б. И., Корольков В. А., Ростов А. И., Хмельницкий Г. С. Автоматизированный метеокомплекс нового поколения. Тезисы докладов III Межреспубликанского симпозиума «Оптика атмосферы и океана» г. Томск 1996, с. 41.

3.Азбукин А. А., Береснев В. А., Капранов Б. И., Корольков В. А. Ультразвуковой термоанемометр ТАУ-01 Тезисы докладов Международного симпозиума «Контроль и реабилитация окружающей среды», Издательство СО РАН, г. Томск 1998, с. 42-43.

4 Патент. 1619165 (СССР). Материал демпфера ультразвукового преобразователя/ В. В. Лобанов, И. С. Байдин// Б. И. – 1991. -№1.

5. Патент 1272226 (СССР). Материал для демпфера ультразвукового преобразователя / А. В. Медведев, Г. И. Овчинников // Б. И. – 1986. - №43.

6. Патент 888029 (СССР). Способ изготовления демпфера ультразвукового преобразователя/ А. А. Белаш, Т. Н. Волченок// Б. И. – 1981. - №45.

7. Патент 1772724 (СССР). Пьезоэлектрический преобразователь / Н. С. Марьин// Б. И. – 1992. -№40.

8. Патент 1797047 (СССР). Способ изготовления демпфера ультразвукового преобразователя/ Н. С. Марьин, А. П. Наумчук// Б. И. – 1993. - №7.

9. Акустоизоляционный композиционный материал для ультразвуковых диагностических зондов/ Г. Р. Сагателян, Ю. Е. Алферов, В. О. Осипков и З. Ф. Касьянова// Медицинская техника. – 1994. - №5. – С. 26-29.

ПРЕОБРАЗОВАНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ ЕМКОСТИ В ТОК В МИКРОМЕХАНИЧЕСКИХ ГИРОСКОПАХ

Баранов П.Ф.
Научный руководитель: Бориков В.Н., д.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: bpf@tpu.ru

Введение

Одним из направлений современного приборостроения является разработка микромеханических инерциальных датчиков – гироскопов (ММГ). В качестве чувствительной структуры в ММГ используются емкостные датчики, обеспечивающие режимы движения и измерения [1].

Емкостный датчик в общем случае представляет собой одну или несколько емкостей с изменяющимися параметрами. В ММГ с линейными перемещениями гребенчатых структур изменения во времени значения емкости $C(t)$ могут быть вызваны или изменениями расстояния между пластинами $d(t)$, или вариацией площади перекрытия пластин $S(t)$, следовательно, такая емкость является параметрической. Для управления ММГ и получения результатов измерений необходимо преобразовать изменение емкости в ток или напряжение, например с помощью синхронного детектирования с последующей фильтрацией [2-5].

Преобразование изменения емкости в ток

Рассмотрим способ преобразования емкости в ток с помощью синхронного детектирования. На рис. 1 представлена простейшая схема преобразования изменений емкости в ток с использованием генератора переменного напряжения.

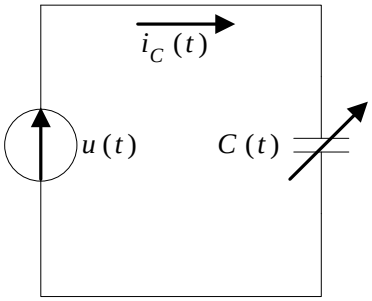


Рис. 1. Простейшая схема преобразования изменений емкости в ток.

Пусть гармоническое напряжение:

$$u(t) = U_m \cos(\omega_0 t + \varphi_0),$$

воздействует на параметрический конденсатор, емкость которого изменяется по закону:

$$C(t) = C_0 + \Delta C \cos(\Omega t),$$

определим токи через конденсатор.

Для конденсатора с переменной во времени емкостью $C(t)$ имеем:

$$i_C(t) = C(t)\frac{du_C(t)}{dt} + u_C(t)\frac{dC(t)}{dt} =$$

$$= -[C_0 + \Delta C \cos \Omega t] U_m \omega_0 \sin(\omega_0 t + \varphi_0) - U_m \cos(\omega_0 t + \varphi_0)\Delta C \Omega \sin \Omega t,$$

после преобразования получим:

$$i_C(t) = \omega_0 C_0 U_m \left[1 + \frac{\Delta C}{C_0}\cos \Omega t\right]\cos\left(\omega_0 t + \varphi_0 + \frac{\pi}{2}\right) - \omega_0 \Delta C U_m \sin \Omega t \cos(\omega_0 t + \varphi_0).$$

Первое слагаемое есть простое амплитудно-модулированное колебание. Второе слагаемое дает колебания боковых частот. В целом $i_C(t)$ представляет собой колебание, модулированное по амплитуде и фазе.

При разложении простого амплитудно-модулированного колебания первое слагаемое представляет собой исходное немодулированное колебание с частотой ω_0, т. е. колебание несущей. Второе и третье слагаемые соответствуют новым колебаниям (гармоническим), появляющимся в процессе модуляции амплитуды. Частоты этих колебаний $\omega_0 + \Omega$ и $\omega_0 - \Omega$ называются верхней и нижней боковыми частотами модуляции.

Таким образом, при изменении передаточной функции по любому сложному, но периодическому закону с основной частотой Ω гармонический входной сигнал с частотой ω_0 образует на выходе цепи спектр, содержащий частоты ω_0, $\omega_0 \pm \Omega$, с $\omega_0 \pm 2\Omega$ и т. д.

Из приведенных выражений видно, что полезная информация, пропорциональная изменениям емкости ΔC, которые, в свою очередь, пропорциональны физическим величинам, значения которых подвергаются измерениям или стабилизации, заключена в сигналах боковых колебаний.

Пусть:

$$i(t) = \omega_0 C_0 U_m \left[1 + \frac{\Delta C}{C_0}\cos\Omega t\right]\cos\left(\omega_0 t + \varphi_0 + \frac{\pi}{2}\right) - \omega_0 \Delta C U_m \sin\Omega t \cos(\omega_0 t + \varphi_0)$$

При наличии у генератора с частотой ω_0 кроме синфазного квадратурного выхода, на котором действует напряжение $u(t)=U_m\sin(\omega_0 t+\varphi_0)$, можно выделить информацию, пропорциональную как емкости C_0, так и изменениям ΔC этой емкости (рис. 2).

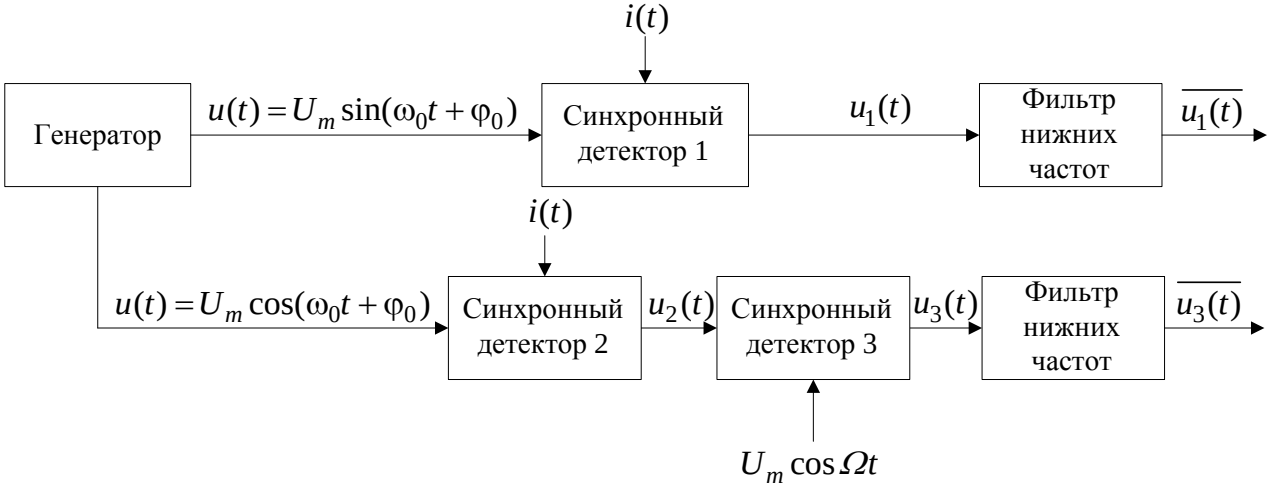


Рис. 2 – Структурная схема емкости в ток с помощью синхронного детектирования

Для напряжения $u_1(t)$ на выходе синхронного детектора имеем

$$u_1(t) = i(t) U_m \sin(\omega_0 t + \varphi_0) =$$

$$= k\left\{\omega_0 C_0 U_m \left[1 + \frac{\Delta C}{C_0}\cos\Omega t\right]\cos\left(\omega_0 t + \varphi_0 + \frac{\pi}{2}\right) - \omega_0 \Delta C U_m \sin\Omega t \cos(\omega_0 t + \varphi_0)\right\} U_m \sin(\omega_0 t + \varphi_0) =$$

$$= k\omega_0 C_0 U_m \left[1 + \frac{\Delta C}{C_0}\cos\Omega t\right]\cos\left(\omega_0 t + \varphi_0 + \frac{\pi}{2}\right) U_m \sin(\omega_0 t + \varphi_0) -$$

$$-k\omega_0 \Delta C U_m \sin\Omega t \cos(\omega_0 t + \varphi_0) U_m \sin(\omega_0 t + \varphi_0)$$

Среднее значение $u_1(t)$ после фильтра нижних частот (ФНЧ) будет определяться как:

$$\overline{u_1(t)} = -k_1 \frac{\omega_0 C_0 U_m{}^2}{2} \approx C_0 = \frac{\varepsilon S_0}{d},$$

где ε – диэлектрическая проницаемость;

S_0 – площадь перекрытия двух пластин, м^2;

d – расстояние между ними, мм;

k – коэффициент передачи первого синхронного детектора, В.

При фиксированных значениях напряжения и частоты источника сигнала постоянная составляющая напряжения $u_1(t)$ содержит информацию о начальной емкости C_0 и ее изменениях.

По второму каналу схемы (см. рис. 2) в спектре напряжения $u_2(t)$, полученного после второго синхронного детектора, будут образованы сигналы на частоте $2\omega_0$, а также на частотах $2\omega_0 + \Omega$ и $2\omega_0 - \Omega$ с соответствующими фазовым сдвигом.

При дальнейшей обработке данных сигналов третьим синхронным детектором и ФНЧ они не дадут постоянной составляющей в выходном напряжение $u_3(t)$.

Информативным параметром окажется только токовая составляющая, пропорциональная изменением емкости ΔC.

Действительно для $u_3(t)$ имеем:

$$u_3(t) = \frac{-k_2 k_3 \omega_0 \Delta C U_m \sin \Omega t}{2} u \sin \Omega t ,$$

где k_2 – коэффициент передачи второго синхронного детектора, В;

k_3 – коэффициент передачи третьего синхронного детектора, В.

После усреднения с помощью ФНЧ выходной сигнал $u_3(t)$ будет иметь вид:

$$\left|\overline{u_3(t)}\right| = k_2 k_3 \frac{\omega_0 \Delta C U_m \cdot u}{4} \approx \Delta C = \frac{\varepsilon \Delta S}{d} .$$

Вывод

Для управления ММГ и получения результатов измерений предложено преобразовать изменение емкости в ток с помощью синхронного детектирования с последующей фильтрацией. При таком подходе результат измерения полезной информации не будет зависеть от начальной фазы задающего генератора переменного напряжения.

Показано, что при использование генератора с синфазным и квадратурным выходами возможно выделить информацию, как об абсолютном значение измеряемой емкости, так и о ее приращении.

Основная сложность в преобразование изменения емкости в ток с помощью синхронного детектирования заключается в том, что требуется обеспечить стабильность по частоте и фазе синфазного и квадратурного сигнала для управления синхронными детекторами, частота и фаза которых соответствует частоте и фазе измеряемого сигнала.

Увеличение постоянной времени, при фильтрации выходного сигнала после синхронного детектирования, позволяет увеличить точность результата измерений.

Работа выполнена в Томском политехническом университете при финансовой поддержке гранта № 14.B37.21.1951 ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 годы

Список литературы

1 Барбин Е. С., Баранов П. Ф., Коледа А. Н., Нестеренко Т. Г., Пересветов М. В. Моделирование конструкционных и динамических характеристик двухкомпонентного микромеханического гироскопа [Электронный ресурс] // Вестник науки Сибири. - 2013 - №. 1(7). - С. 96-105. - Режим доступа: http://sjs.tpu.ru/journal/article/viewPDFInterstitial/612/464

2 C. Azzolini, A. Magnanini, M. Tonelli, G. Chiorboli, C. Morandi. A CMOS vector lock-in amplifier for sensor applications // Microelectronics Journal. -2010. -Vol. 41, N 8. -P. 449-457.

3 F. A. Ghavanini, H. Rodjegard P.Enoksson. An easy-to-implement method for evaluation of capacitive resonant sensors// Journal of Micromechanics and Microengineering. -2006. -Vol. 16, N 6. -P. 156-160.

4 Г. Петин. Ключевой синхронный детектор //Схемотехника. – 2003.– №3.– С. 14-17

5 Бориков В. Н., Баранов П. Ф., Цимбалист Э. И., Ким В. Л. Устройство для испытаний и поверки индуктивных делителей напряжения // Контроль. Диагностика. - 2011 - №. 11 - С. 41-45

МАТРИЧНАЯ ФОРМА ОПЕРАЦИЙ МОДУЛЯЦИИ И ДЕМОДУЛЯЦИИ СИСТЕМ СВЯЗИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Батенков К.А.
Академия ФСО России, 302034, Россия, г. Орёл, ул. Приборостроительная, д. 35
E-mail: pustur@yandex.ru

Одним из основных требований, предъявляемых к современным космическим аппаратам, является возможность передачи своевременной и достоверной информации как о технических параметрах самого устройства, так и о ходе выполнения целевого задания. В результате при проектировании космических аппаратов особое внимание уделяется компонентам, отвечающим за обработку данных. Таким образом, решение задач синтеза систем передачи информации, оказывается неотъемлемой частью процесса подготовки космического аппарата к производству и эксплуатации.

Известно, что существует определённая сложность, связанная с тем, что выходные сигналы модулятора и входные демодулятора имеют непрерывный характер. Однако рассмотрение неограниченного числа сечений подобных процессов в пределе позволяет теоретически получить полную их характеристику [1]. В итоге осуществив предельный переход от аналогового вида к дискретному оказывается возможным исследование сигналов в различных точках дискретного канала связи как случайные процессы с соответствующими плотностями вероятности, а его функциональные узлы – как стохастические системы, описываемые условными плотностями выходных сигналов от входных.

Под сечениями процесса в классической теории случайных процессов подразумевают случайные величины, соответствующие значениям случайного процесса в некоторый момент времени [1]. В результате случайный процесс сопоставляется некоторому стохастическому вектору, характеристики которого полностью согласуются с исходным процессом в случае бесконечномерности вектора. Однако для подобных разложений затруднительно исследовать энергетические (мощностные) параметры случайных процессов, поскольку их координатными функциями являются дельта-функции, в обычном понимании имеющие бесконечную энергию и определяемые лишь на основе некоторых функционалов [2], поскольку вообще корректное определение подобных функций в рамках классической теории функции не существует. В связи с этим более разумно сопоставлять случайный процесс некоторому вектору путём разложения по некоторым координатным функциям, энергия которых принимает конечную величину. Следует учесть, что только полная система функций позволяет считать погрешность аппроксимации при бесконечном числе коэффициентов разложения нулевой [3]. Однако подобное обстоятельство не является критическим, так как выбор базиса разложений произволен и при определенных условиях можно ограничиться применением лишь полных систем координатных функций.

Таким образом, определение системы координатных функций как бесконечномерной вектор-функции $\boldsymbol{\psi}(t,\mathbf{r}) = [\psi_1(t,\mathbf{r}), \psi_2(t,\mathbf{r}), \ldots, \psi_\infty(t,\mathbf{r})]^T$ позволяет представить сигнал на выходе модулятора и базисные функции модулятора в виде обобщенного ряда Фурье:

$$x(t,\mathbf{r}) = \bar{\mathbf{x}}^T \boldsymbol{\psi}(t,\mathbf{r}), \tag{1}$$

$$\varphi_{k_1,\ldots,k_i}(t,\mathbf{r}) = \boldsymbol{\varphi}^T_{k_1,\ldots,k_i} \boldsymbol{\psi}(t,\mathbf{r}),\ i = \overline{1, N_a}, \tag{2}$$

где $\bar{\mathbf{x}} = (\bar{x}_1, \bar{x}_2, \ldots, \bar{x}_\infty)^T$ – бесконечномерный вектор коэффициентов разложения входного сигнала $x(t,\mathbf{r})$ в базисе функций $\boldsymbol{\psi}(t,\mathbf{r})$;

$\boldsymbol{\varphi}_{k_1,\ldots,k_i} = (\varphi_{k_1,\ldots,k_i,1}, \varphi_{k_1,\ldots,k_i,2}, \ldots, \varphi_{k_1,\ldots,k_i,\infty})^T$ – бесконечномерный вектор коэффициентов разложения базисных функций модулятора $\varphi_{k_1,\ldots,k_i}(t,\mathbf{r})$ в базисе функций $\boldsymbol{\psi}(t,\mathbf{r})$.

Коэффициенты разложения вычисляются как скалярные произведения координатных функций и исходных колебаний:

$$\bar{\mathbf{x}} = \int_t \int_{\mathbf{r}} x(t,\mathbf{r})\boldsymbol{\psi}(t,\mathbf{r})d\mathbf{r}dt\,, \tag{3}$$

$$\boldsymbol{\varphi}_{k_1,\ldots,k_i} = \int_t \int_{\mathbf{r}} \varphi_{k_1,\ldots,k_i}(t,\mathbf{r})\boldsymbol{\psi}(t,\mathbf{r})d\mathbf{r}dt\,,\ i=\overline{1,N_a}\,. \tag{4}$$

Тогда операция нелинейной модуляции может быть преобразована в векторную форму:

$$\bar{\mathbf{x}} = \sum_{i=1}^{N_a}\left[\sum_{k_1=1}^{N}\sum_{k_2=k_1}^{N}\ldots\sum_{k_i=k_{i-1}}^{N}\left\{\prod_{j=1}^{i} x_{k_j}\right\}\boldsymbol{\varphi}_{k_1,\ldots,k_i}\right]. \tag{5}$$

Коэффициенты разложения базисных функций модуляции целесообразно представить в виде (i + 1)-мерной матрицы переменного порядка $\boldsymbol{\Phi}_i = \left\{\varphi_{k_1,\ldots,k_i,j}\right\}_{k_1,\ldots,k_i=\overline{1,N},\ j=\overline{1,\infty}}$, у которой только элементы с неубывающими индексами, за исключением последнего, могут быть отличны от нуля, то есть $\varphi_{k_1,\ldots,k_i,j} = 0 \,\big|\, \exists k_l < k_{l'},\ \ l<l',\ \ l,l'=\overline{1,i}$. Соответственно размер (порядок) матрицы $\boldsymbol{\Phi}_i$ – $\underbrace{N\times\ldots\times N}_{i}\times\infty$. Произведение подобной матрицы $\boldsymbol{\Phi}_i$ на вектор $\mathbf{x}$ по определенному индексу k_l имеет вид [4]:

$$\begin{aligned}\boldsymbol{\Phi}_i\{l\}\mathbf{x} &= \left\{\sum_{k_l=k_{l-1}}^{N} x_{k_l}\varphi_{k_1,\ldots k_l,\ldots k_i,j}\right\}_{k_1,\ldots k_{l-1},k_{l+1},\ldots k_i=\overline{1,N},\ j=\overline{1,\infty}} = \\ &= \left\{\sum_{k_l=1}^{N} x_{k_l}\varphi_{k_1,\ldots k_l,\ldots k_i,j}\right\}_{k_1,\ldots k_{l-1},k_{l+1},\ldots k_i=\overline{1,N},\ j=\overline{1,\infty}}.\end{aligned} \tag{6}$$

Несложно видеть, что результатом данной операции является также матрица $\boldsymbol{\Phi}_i\{l\}\mathbf{x}$, размерность которой на единицу меньше исходной. Число же l в фигурной скобке операции умножения (6), по сути, указывает на номер индекса матрицы $\boldsymbol{\Phi}_i$, по которому производится умножение. Последующее перемножение полученной i-мерной матрицы на тот же самый вектор $\mathbf{x}$ снижает размерность еще на единицу:

$$\left[\boldsymbol{\Phi}_i\{l\}\mathbf{x}\right]\{l'\}\mathbf{x} = \left\{\sum_{k_{l'}=1}^{N}\sum_{k_l=1}^{N} x_{k_l}x_{k_{l'}}\varphi_{k_1,\ldots,k_{l'},\ldots,k_l,\ldots,k_i,j}\right\}_{k_1,\ldots,k_{l'-1},k_{l'+1},\ldots k_{l-1},k_{l+1},\ldots,k_i=\overline{1,N},\ j=\overline{1,\infty}}. \tag{7}$$

Поскольку данная процедура является линейной и не зависит от порядка суммирования, то и порядок следования векторов в произведении также не влияет на результат операции. Следовательно можно ввести обозначение:

$$\left[\boldsymbol{\Phi}_i\{l\}\mathbf{x}\right]\{l'\}\mathbf{x} = \left[\boldsymbol{\Phi}_i\{l'\}\mathbf{x}\right]\{l\}\mathbf{x} = \boldsymbol{\Phi}_i\{l,l'\}\mathbf{x}\,. \tag{8}$$

В итоге подобной итеративной процедуры после i этапов матрица вырождается в вектор. Таким образом, формула нелинейной модуляции приобретает форму:

$$\bar{\mathbf{x}} = \sum_{i=1}^{N_a}\boldsymbol{\Phi}_i\{1,\ldots,i\}\mathbf{x}\,. \tag{9}$$

Аналогично и стохастический сигнал на входе демодулятора целесообразно сопоставить с бесконечномерным вектором. Выбор той же самой системы координатных функций $\boldsymbol{\psi}(t',\mathbf{r}')$ позволяет представить сигнал на входе демодулятора в виде обобщенного ряда Фурье:

$$x'(t',\mathbf{r}') = \bar{\mathbf{x}}'^{T}\,\boldsymbol{\psi}(t',\mathbf{r}'), \tag{10}$$

где $\bar{\mathbf{x}}' = \left(\bar{x}'_1, \bar{x}'_2, \ldots, \bar{x}'_\infty\right)^T$ – бесконечномерный вектор коэффициентов разложения входного сигнала $x'(t',\mathbf{r}')$ в базисе функций $\boldsymbol{\psi}(t',\mathbf{r}')$, элементы которого вычисляются как скалярное произведение:

$$\bar{\mathbf{x}}' = \int_{t'}\int_{\mathbf{r}'} x'(t',\mathbf{r}')\boldsymbol{\psi}(t',\mathbf{r}')d\mathbf{r}'\,dt'. \qquad (11)$$

Базисные же функции демодуляции имеют функциональную зависимость от нескольких переменных времени и пространственных координат, что предполагает более сложный вид разложения:

$$\varphi'_{i,k}\left(t'_1,...,t'_i,\mathbf{r}'_1,...,\mathbf{r}'_i\right) = \sum_{k_1=1}^{\infty}...\sum_{k_i=1}^{\infty}\varphi'_{i,k,k_1,...,k_i}\prod_{j=1}^{i}\psi_{k_j}\left(t'_j,\mathbf{r}'_j\right),\ i=\overline{1,N_b},\ \ k=\overline{1,N'}, \qquad (12)$$

где $\varphi'_{i,k,k_1,...,k_i}$ – коэффициенты разложения базисных функций демодулятора $\varphi'_{i,k}\left(t'_1,...,t'_i,\mathbf{r}'_1,...,\mathbf{r}'_i\right)$ в базисе функций $\boldsymbol{\psi}(t',\mathbf{r}')$, определяемые в виде:

$$\varphi'_{i,k,k_1,...,k_i} = \int_{t'_1}...\int_{t'_i}\int_{\mathbf{r}'_1}...\int_{\mathbf{r}'_i}\left\{\prod_{j=1}^{i}\psi_{k_j}\left(t'_j,\mathbf{r}'_j\right)\right\}\times$$
$$\times\varphi'_{i,k}\left(t'_1,...,t'_i,\mathbf{r}'_1,...,\mathbf{r}'_i\right)dt'_1...dt'_i\,d\mathbf{r}'_1...d\mathbf{r}'_i. \qquad (13)$$

Применение условия ортонормированности базиса $\boldsymbol{\psi}(t',\mathbf{r}')$ и свойства симметричности базисных функций демодуляции преобразует операцию нелинейной демодуляции к виду:

$$x'_k = \sum_{i=1}^{N_b}\left[\sum_{k_1=1}^{\infty}\sum_{k_2=k_1}^{\infty}...\sum_{k_i=k_{i-1}}^{\infty}\left\{\prod_{j=1}^{i}\bar{x}'_{k_j}\right\}\varphi'_{i,k,k_1,...,k_i}\right]. \qquad (14)$$

Коэффициенты разложения базисных функций демодуляции также целесообразно представить в виде (i + 1)-мерной матрицы переменного порядка $\boldsymbol{\Phi}'_i = \left\{\varphi'_{i,k,k_1,...,k_i}\right\}_{k=\overline{1,N'},k_1,...,k_i=\overline{1,\infty}}$, у которой только элементы с неубывающими индексами, за исключением первого, могут быть отличны от нуля, то есть $\varphi'_{i,k,k_1,...,k_i}=0\,\big|\,\exists k_l<k_{l'},\ l<l'$, $l,l'=\overline{1,i}$. Соответственно размер (порядок) матрицы $\boldsymbol{\Phi}'_i$ – $N'\times\underbrace{\infty\times...\times\infty}_{i}$. Использование операций произведения многомерной матрицы на вектор [4] позволяет аналогично (8)–(10) получить выражение для нелинейной демодуляции в форме суммы i-кратного произведения:

$$\mathbf{x}' = \sum_{i=1}^{N_b}\boldsymbol{\Phi}'_i\left\{2,...,i+1\right\}\bar{\mathbf{x}}'. \qquad (15)$$

Список литературы:

1. Вентцель Е. С., Овчаров Л. А. Теория случайных процессов и ее инженерные приложения. Учеб.пособие для втузов. 2-е изд. стер. – М.: Высш. школа, 2000. – 383 с.

2. Гельфанд И. М. Обобщенные функции и действия над ними / И. М. Гельфанд, Г. Е. Шилов. – Изд. второе. – М. : Госуд. изд. физ.-мат. лит, 1959. – 470 с.

3. Теория электрической связи: Учебник для ВУЗов/ Под ред. Д. Д. Кловского – М.: Радио и связь, 1999. – 432 с.

4. Соколов Н. П. Пространственные матрицы и их приложения / Н. П. Соколов. – М. : Госуд. изд. физ.-мат. лит, 1960. – 300 с.

ОЦЕНКА ЭНЕРГОЭФФЕКТИВНОСТИ ЭКСТРЕМАЛЬНОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ СЭП КА

Габбасова С.Б.
Научный руководитель: Казанцев Ю. М., д.т.н., профессор
ОАО «Научно-производственный центр «Полюс»,
634050, Россия, г. Томск, пр. Кирова, 56“в”
E-mail: POLUS@ONLINE.TOMSK.NET

Федеральная целевая программа по модернизации глобальной навигационной системы ГЛОНАСС, рассчитанная на период 2012 – 2020 годы, является основой поддержания и развития орбитальной группировки и улучшения технических характеристик космических аппаратов (КА).

Базовой для жизнеобеспечения КА является система электропитания (СЭП), в состав которой входит комплекс автоматики и стабилизации напряжения. Совместно с первичным и буферным источниками энергии − солнечной (БС)и аккумуляторной (АБ) батареями соответственно он выполняет следующие задачи:

− стабилизация постоянного напряжения на нагрузке;

− стабилизация напряжения на БС, при котором обеспечивается съем мощности с нее вблизи оптимальной рабочей точки вольт-амперной характеристики;

− реализация оптимальных алгоритмов управления режимами эксплуатации АБ, позволяющих обеспечить максимально возможные емкостные параметры в процессе длительного циклирования батарей на орбите.

В связи с этим приобретают наибольшую актуальность энергоэффективность СЭП и обеспечение высокого уровня энергоотдачи БС на протяжении всего срока активного существования КА, что во многом определяет их функциональные возможности [1].

На энергетическую эффективность БС влияют следующие факторы: позиционное расположение осей КА, плоскости орбиты и Солнца, нелинейность вольт-амперных и вольт-ваттных характеристик фотопреобразователей, различие температурных условий и деградационные процессы, которым подвержены фотоэлементы при воздействии ионизирующего излучения космического пространства и естественных радиационных поясов Земли[2].

Учитывая рост количества бортовых потребителей, необходимо производить отбор максимальной энергии. Данный принцип реализован в СЭП с экстремальным регулированием мощности БС (рис. 1).

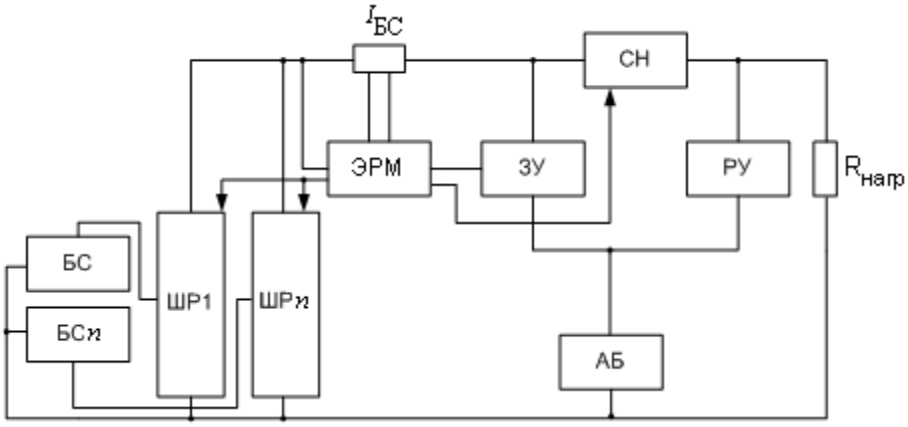


Рис. 1. Структурная схема СЭП с ЭРМ: БС – солнечная батарея; ШР – шаговый регулятор; ЭРМ – экстремальный регулятор мощности; ЗУ – зарядное устройство; РУ – разрядное устройство; АБ – аккумуляторная батарея; СН – стабилизатор напряжения

Основное назначение ЭРМ – обеспечение максимально возможной мощности БС в режиме заряда и разряда АБ. При изменяющихся условиях эксплуатации ЭРМ формирует сигнал $U_{опт}$, пропорциональный мощности на выходных шинах БС, который поступает на вход силовых модулей комплекса автоматики и стабилизации(ЗУ, РУ и СН), а также обеспечивает заданный уровень стабильного напряжения на нагрузке. Таким образом, ЭРМ достигается положительный энергобаланс СЭП как в начале, так и в конце ресурса работы КА на орбите. Дополнительная энергия может быть направлена на увеличение длительности ресурса работы КА и его полезной нагрузки.

В начале ресурса ЭРМ уменьшает глубину разряда АБ, в конце – использует всю имеющуюся мощность БС для питания целевой нагрузки.

Точка оптимальных значений соответствует режиму отдачи максимальной мощности и минимальным потерям (рис. 2).Как уже упоминалось, в результате влияния на работу БС совокупности факторов выходная мощность БС определяется в каждый момент времени степенью освещенности и температурой фотопреобразователей, следовательно, оптимальная рабочая точка вольт-амперной характеристики постоянно изменяется со скоростью изменения температуры фотопреобразователя при орбитальном вращении КА.

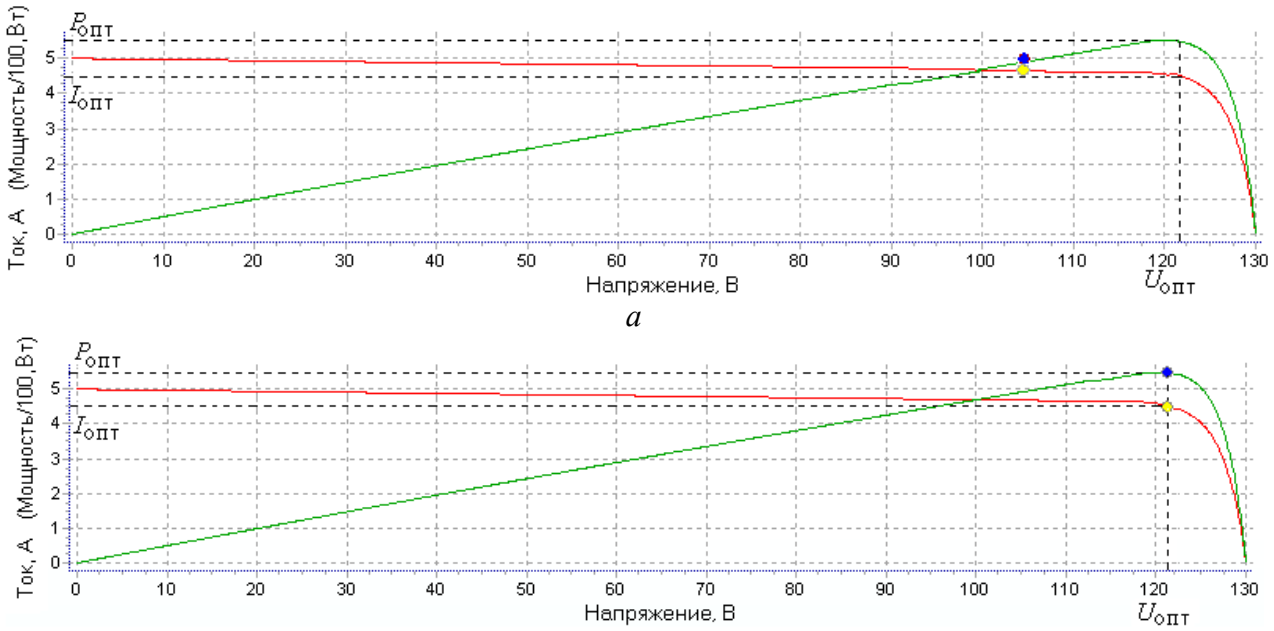


Рис. 2. Вольт-амперные характеристики БС при $U_{х.х}$=130 В, $I_{к.з}$ = 5 А:
а – при выключенном ЭРМ; *б* – при включенном ЭРМ

При работе на освещенном участке орбиты БС поглощает энергию Солнца, что впоследствии приводит к её нагреву до температуры 90 °С, а на теневом участке орбиты БС охлаждается до температуры минус 140 °С. Кроме того, при выходе из теневого участка Земли оптимальное напряжение вольт-амперной характеристики охлажденной БС максимально и по мере нагревания фотопреобразователей постепенно снижается, а затем начинает колебаться в соответствии с колебаниями температуры фотопреобразователей за виток. Ток БС при выходе из теневого участка минимален и постепенно возрастает со скоростью изменения освещенной площади. Таким образом, возникает обратная зависимость тока БС и оптимального напряжения. Аналогичная картина, только в обратном порядке, наблюдается при входе КА на теневой участок Земли.

Воспроизвести перечисленные условия позволяет разработанная контрольно-проверочная аппаратура, в состав которой входит имитатор БС, позволяющий моделировать различные типы семейств вольт-амперных характеристик, которые задаются следующими

параметрами: напряжением холостого хода $U_{х.х}$, током короткого замыкания $I_{к.з}$, оптимальными значениями тока и напряжения $I_{опт}$, $U_{опт}$.

ЭРМ обеспечивает поиск оптимальной рабочей точки БС при следующих параметрах:

Оптимальное напряжение БС…… от 104 до 138 В

Скорость изменения оптимального рабочего напряжения БС.. от минус 0,5 до 0,5 В/с

Оптимальный рабочий ток…….… от 3 до 63 А

Скорость изменения оптимального рабочего тока БС……... от минус 5 до 5 А/с

Быстродействие по поиску оптимального рабочего напряжения..... 1 В/с

Погрешность поиска оптимального рабочего напряжения……..…..не более ± 0,5В

Исследования работы ЭРМ, проведенные на контрольно-проверочном оборудовании при имитации различных типов вольт-амперных характеристик БС, показали, что благодаря применению ЭРМ положительный энергобаланс составляет 127,20 Вт. Данный метод регулирования позволяет практически полностью использовать возможности БС в любой момент времени штатного функционирования на орбите и увеличить энерговооруженность КА на 5 – 7 %.

Результаты, полученные в ходе исследований, подтверждают, что благодаря методу экстремального регулирования и разработанному имитатору БС можно оценить энергоэффективность работы БС КА, функционирующего на любой орбите.

Список литературы:

1. Казанцев Ю. М., Лекарев А. Ф., Гордеев К. Г. Экстремальный регулятор мощности солнечных батарей // Электронные и электромеханические системы и устройства : тез. докл. XVII науч.-техн. конф., Томск : ФГУП «НПЦ «Полюс», 2006. С. 25–26.

2. Бортовые системы электропитания искусственного спутника Земли с экстремальным регулированием мощности солнечной батареи / М. В. Нестеришин, А. В. Жихарев, В. О. Эльман, С. А. Поляков // Космические вехи: сб. науч. статей, посвященных 50-летию создания ОАО “ИСС” им. акад. Решетнева”. – Красноярск :ИП Суходольская Ю.П., 2009.С. 175–184.

ОСЦИЛЛИСТОРНЫЕ СЕНСОРЫ ТЕМПЕРАТУРЫ В КОСМИЧЕСКОЙ ЭЛЕКТРОНИКЕ

Гасс К.В.

Научный руководитель: Дробот П.Н., доцент, к.ф.-м.н.

Томский государственный университет систем управления и радиоэлектроники,

634050, г. Томск, пр. Ленина, 40

E-mail: gasskristina@mail.ru

Основным требованием к долгосрочной, устойчивой и безотказной работе космического оборудования является надежное функционирование приборов при воздействии на них факторов космической среды. Одним из этих факторов является температура, причем, диапазон температур, в которых приборам необходимо нормально функционировать, очень широк и чаще всего эта температура сверхнизкая. Разработка и использование устройств, сохраняющих свои параметры стабильными и надежно работающих в условиях низких температур, обеспечивающих высокую точность измерений и имеющих невысокую стоимость, являются актуальной задачей космической электроники. Кроме того, ситуация с электронно-компонентной базой (ЭКБ) Российской Федерации [2], обуславливает задачу использования именно отечественных устройств.

Стабильностью и надежностью работы в широком диапазоне температур, высокой чувствительностью обладают осциллисторные сенсоры с частотным выходом. Осциллистором называется полупроводниковый прибор, состоящий из специальным образом изготовленного полупроводникового диода, через который протекает электрический

ток, помещенного в продольное току магнитное поле и сопротивления нагрузки $R_н$, включенных последовательно с источником питания.

В основу создания прибора положен осциллисторный эффект. Этот эффект основан на явлении винтовой неустойчивости (ВН) электронно-дырочной плазмы, которая возникает при помещении полупроводника в магнитное поле, вектор индукции которого параллелен протекающему току при заданном значении напряженности электрического поля E, которому соответствует некоторое пороговое значение B [1]. Полупроводниковый образец генерирует регулярные колебания переменного тока или потенциала бокового зонда, близкие к синусоидальным, и частота генерации зависит от внешних факторов: температуры, электрического, магнитного полей, угла между векторами E и B, давления, света. Высокая чувствительность частоты к этим параметрам позволяет использовать прибор в качестве сенсора с частотным выходом ряда физических величин. Частота и амплитуда колебаний, которые изменяются в соответствии с изменением измеряемой физической величины при неизменном напряжении питания сенсора, позволяет производить их обработку без применения усилительных и преобразующих устройств.

Исследования, проведенные на этом эффекте, позволяют разработать малогабаритный сенсор температуры с частотным выходом. Сенсор представляет собой кремниевый осциллистор, состоящий из двух малогабаритных магнитов из сплава FeNdB. Между магнитами есть магнитный зазор, в который помещен кремниевый кристалл с контактами. Воздействие перечисленных выше внешних факторов исключено, кроме температуры. На данный момент, работоспособность сенсора на основе кремния исследована в диапазоне температур от –196°C до +63°C (от 77 до 335 K) при питании его импульсным напряжением прямоугольной формы для исключения влияния джоулева нагрева кристалла на измерительную характеристику сенсора.

Отмечено, что снижение температуры улучшает работоспособность сенсора, снижает напряжение питания и потребляемую электрическую мощность и делает возможным работу сенсора в непрерывном режиме при питании постоянным напряжением от низковольтных источников питания. При температурах ниже температуры жидкого азота исследования не проводились ввиду отсутствия такой возможности, однако, по нашим оценкам, технические характеристики сенсора и его работоспособность только улучшатся при таком снижении температуры. В диапазоне температур от –196°C до –111°C питание сенсора успешно осуществляется от аккумуляторов 4.5÷9 В. Во всем исследованном диапазоне температур при импульсном напряжении питания U*=65 В частотно-температурная характеристика (ЧТХ) нелинейная (подобно графику обратной пропорциональной зависимости) с линейными участками в начале (–196°C) и в конце характеристики (+63°C), но ее можно линеаризовать в дискретных интервалах температуры, изменяя величину напряжения питания. Параметры осциллисторного сенсора температуры приведены в таблице [1].

Таблица. Параметры осциллисторного сенсора температуры с частотным выходом

U*, В	T, °C	df/dT, Гц/°C	Интервал частот, кГц
10	-195 ÷ -84	10700	1900÷700
20	-84 ÷ -20	14800	1250÷300
30	-20 ÷ 0	6200	425÷300
50	-20 ÷ 25	5500	550÷300
65	10 ÷ 62	3100	425÷200

В целом тенденции мирового развития электронной промышленности тесно связаны с развитием интегральной кремниевой микроэлектроники. Отечественная электроника следовала этим курсом, иногда просто копируя зарубежные разработки. Об этом свидетельствует нынешняя ситуация с российской ЭКБ. ЭКБ России терпит большие затраты

как при изготовлении приборов, так и при их тестировании на устойчивость к воздействию факторов космической среды. При этом, разработанные отечественные приборы не соответствуют нужным характеристикам к радиационному воздействию и воздействию тяжелых заряженных частиц. В связи с этим, стала широко использоваться ЭКБ импортного производства, что тоже характеризуется большими затратами [2]. Описанный осциллисторный прибор построен на принципах функциональной электроники, когда функции генерации и преобразования сигналов осуществляет не электронная схема, а для этого используется свойства физического эффекта. Таким образом, изготовление осциллисторного прибора отличается простотой, для его производства не нужно высокотехнологическое, дорогостоящее производство микроэлектронной промышленности. Следовательно, использование осциллисторного сенсора температуры будет нести существенные затраты только на этапах исследования применения данного прибора в космических условиях, в то время, как кроме экономичности, данный осциллисторный сенсор обладает рядом следующих преимуществ:

1) прямое преобразование температуры в частоту колебаний - исчезает необходимость соединения сенсора с цифровой измерительной системой посредством усилителей и аналого-цифровых преобразователей, присущих системам с аналоговыми сенсорами; эта ситуация выгодна как с экономической точки зрения, так и с точки зрения технического упрощения;

2) высокая помехозащищенность, в том числе, в условиях электро-магнитных помех, так как полезная информация заключена в частоте, а не в амплитуде сигнала и связанная с этим возможность передавать информацию на расстояние до нескольких километров по проводным линиям;

3) удобство и высокая точность частотных измерений;

4) частотный выход облегчает преобразование информации в цифровой параллельный код;

5) возможность прямого подключения к компьютеру или микропроцессорным устройствам.

Список литературы:

1. *П. Н. Дробот, Д. А. Дробот. Осциллисторные сенсоры с частотным выходом // Измерения, автоматизация и моделирование в промышленности и научных исследованиях: Межвузовский сборник – 2011 г. – в. 1 - с 124-127;*
2. *В. Хартов. Космические проблемы электроники: перед употреблением взболтать // ЭЛЕКТРОНИКА: Наука, Технология, Бизнес – 2007 г., с 22 – 25.*

СПЕКТРОМЕТР С ОПТИЧЕСКОЙ ФИЛЬТРАЦИЕЙ ПОРЯДКОВ ДЛЯ СПУТНИКОВЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЗЕМЛИ

Гончар В.В.
Научный руководитель: Симута Н.А., ассистент
Национальный технический университет Украины “Киевский политехнический институт”,
03056, Украина, г. Киев, пр. Победы, 37
E-mail: govlvi@mail.ru

Предложен новый метод спутникового мониторинга малых газовых составляющих земной атмосферы на основе спектроскопических измерений в ближнем инфракрасном диапазоне со спектральным разрешением (~20500…29000), который позволяет различать отдельные линии молекулярного поглощения присутствующих газов и определять их концентрацию на основе интегральной величины поглощения солнечного излучения, отраженного (рассеянного) земной поверхностью [1]. В совокупности с высоким быстродействием регистрирующего спектрометра (~1 с для записи отдельного спектра) и

остронаправленным полем его зрения (<1°), метод позволит определять локальные значения концентрации с высоким пространственным разрешением порядка нескольких километров.

Метод предполагается применить для определения количества парниковых газов: углекислоты CO_2 и метана CH_4. Углекислота как основной газ, влияющий на парниковый эффект, играет важную роль в тепловом балансе и формировании климата на Земле. Для определения роли природных и антропогенных процессов, регулирующих распределение CO_2 в атмосфере, необходимы точные измерения концентрации CO_2 на определенных локациях. Такие измерения, которые выполняются с орбиты около Земли, будут способствовать новому пониманию кругооборота углерода на Земле. Измерения концентрации метана в атмосфере позволят получить дополнительную информацию о состоянии различных экосистем, а также обнаружить источники выброса в атмосферу в результате протекания многочисленных газопроводов на территории страны [2].

Оборудование, необходимое для реализации метода, создается на основе спектрометра высокого разрешения, который отличается от классической схемы отсутствием второго дисперсионного элемента со скрещенной дисперсией. В нашем случае селекция одного из порядков дифракции решетки проводится с помощью акустооптического фильтра (АОФ) на основе кристалла парателурита TeO_2, размещаемого внутри входного телескопа, который формирует поле зрения прибора. При любом измерении входа спектрометра достигается излучение лишь в рамках спектрального интервала пропускания АОФ, который определяется ультразвуковой волной накачки кристалла АОФ, которая задается цифровым синтезатором. Совпадение полосы пропускания АОФ с областью свободной дисперсии решетки допустимо в пределах полосы многих каналов детектора (487 элементов, красная граница спектральной чувствительности 2 мкм) производства компании Hamatsu. Для определения количества парниковых газов планируется регистрация ненасыщенных линий в полосах со слабым поглощением CO_2 (2000 нм) и CH_4 (2345 нм), соответственно, в 51-м порядке дифракции решетки (25 штр/мм, угол блеска 69°) производства компании Spectr, Richard Laboratories. Для повышения точности измерение концентрации CO_2 и CH_4 требуются дополнительные измерения поглощения O_2 (полосы 659 и 998 нм, соответственно, в 99-м и 59-м порядке), содержание которого в атмосфере известно заранее [3].

В наше время в наземных условиях прорабатывается методика такого эксперимента: калибровка спектрометра, используя газовые смеси и оптические ячейки, наблюдения прямых и рассеянных солнечных излучений. Базируясь на модели с переносом солнечного излучения сквозь земную атмосферу, вырабатывается методика обработки результатов наблюдений и определяется содержание паров воды, парниковых газов, и других атмосферных составляющих. Представлен результат наземного испытания и калибровки спектрометра, обсуждается постановка задачи второго орбитального эксперимента на борту российского сегмента Международной космической станции. Небольшая масса спектрометра (меньше 3 кг), а также отсутствие в его составе механических частей которые способны двигаться обеспечивают его конструктивное соответствие возможностям разрабатываемых микроспутниковых платформ нового поколения. Разработка возможна благодаря предыдущей успешной работе научной группы отдела физики планет над подготовкой совместного эксперимента SPICAV/SOIR для миссии «Венера-Земля» Международного космического агентства (Программа Л-21, микроспутник «Чибис») [4]. Уникальность параметров прибора дает возможность рассматривать целесообразность его применения в разных областях науки и техники.

Список литературы:

1. Воронцов Д. В., Орлов А. Г., Родионов А. И., Шилов И. Б., Родионов И. Д., Любимов В. Н., Осипов А. Ф., Дубровицкий Д. Ю., Зубков Б. В., Яковлев Б. А. Оценка спектрального и пространственного разрешения гиперспектрометра АГСМТ-1: Препринт. № 704. М.: Институт проблем механики РАН, 2002, -154 с.

2. Орлов А. Г., Калинин А. П., Родионов А. И., Шилов И. Б., Родионов И. Д., Любимов В. Н., Осипов А. Ф. Использование гиперспектральных измерений для зондирования Земли: Препринт. № 702. М.: Институт проблем механики РАН, 2002, -201 с.

3. Шилов И. Б., Кочервинский В. В., Исследование оптическими методами сегнетоэлектрических полимерных пленок: Препринт. № 686. М.: ИнститутпроблеммеханикиРАН, 2001, -332 с.
4.RodionovA. I., ShilovI. B. ImagingwithMCPinmolecularexperiments // NuclearInstrumentsandMethodsinPhysicsResearch. 2000. V. 471. P. 239–243.

«HEPHAESTUS» СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ (СМКА)

Грехов И.С.
ИНТЭК-инжиниринг, г. Томск
E-mail: gv-07@list.ru

Проект направлен на создание принципиально новых недорогих доступных коммерческих спутниковых систем нового поколения. В рамках проекта планируется разработка и реализация спутниковых систем, отличающихся сверхмалыми массогабаритными показателями, высокой надёжностью, длительным сроком эксплуатации и широкими возможностями по решению различных задач в области связи, передачи данных, теле/радиовещания, дистанционного зондирования и мониторинга поверхности земли и других задач. Проект реализуется при поддержке зарубежных партнёров, являющимися ведущими специалистами в данной области. В ходе реализации проекта планируется создание новейших нано-спутниковых технологий нового поколения с последующим продвижением их на российский и международный рынки.

На сегодняшний день космическая отрасль развивается очень бурными темпами. Современные космические системы сегодня обеспечивают такие направления деятельности человека как связь, теле-/радиовещание, навигация, геодезия и картография, гидрометеорология, безопасность, мониторинг окружающей среды, научные исследования и многие другие. Однако из-за того, что вывод полезной нагрузки на орбиту Земли - дело весьма затратное, лишь крупные мировые державы и транснациональные корпорации могут себе позволить использовать космические технологии в своих целях. На сегодняшний день уровень развития современных технологий позволяет делать сложнейшие устройства сверхминиатюрными, а использование данных технологий в космической отрасли позволит значительно снизить габариты и массу космического аппарата, тем самым значительно снизив стоимость его вывода на орбиту. Это позволит сделать космические технологии более доступными, и даст мощный импульс развитию коммерческой составляющей космической отрасли. Миниатюризация, использование последних решений в области программного и аппаратного обеспечения, систем связи и обработки сигналов, а также многие другие новейшие технические и технологические решения легли в основу спутниковых систем нового поколения.

Основной особенностью спутниковых систем нового поколения, является сверхмалый вес и сверхмалые габариты космических аппаратов. Масса такого космического аппарата обычно не превышает 10 кг (для сравнения масса спутника «Гонец-М1», считающегося малым, составляет 250 кг.). Таким образом, стоимость вывода на орбиту такого космического аппарата (КА) будет в десятки раз ниже стоимости запуска современных спутников массой 100 - 1000 кг. Современный уровень развития технологий позволяет создавать блоки и узлы для КА, отличающиеся высокими техническими характеристиками и отвечающие строгим требованиям по габаритам, массе и надежности, предъявляемым к спутниковым системам нового поколения.

Появление на рынке космических технологий, основанных на СМКА, приведёт к появлению новых рынков и новых бизнес-моделей в сфере Hi-tech. Использование

подобных технологий сделает возможным и доступным такие решения, которые сегодня чрезвычайно дороги и сложны, например: мобильное цифровое телевидение, наблюдение поверхности земли в режиме on-line, надёжная недорогая мобильная связь на всей поверхности земного шара и другие.

На сегодняшний день мировой рынок спутниковых систем претерпевает значительные изменения. По мере развития технологий космические аппараты становятся все более легкими, компактными, надёжными и дешёвыми, а спутниковые системы, на их основе, более доступными. Используя спутниковые системы нового поколения, доступ к космическим технологиям получат все больше коммерческих и научно-исследовательских организации.

Основной целью проекта является создание линейки унифицированных блоков, предназначенных для создания СМКА, а также ряда узкоспециализированных модулей для решения специфических задач для конкретных миссий. Разрабатываемые модули включат в себя самые последние разработки в области телекоммуникации, обработки изображений и видео, стабилизации КА, солнечной энергетики, систем электропитания, систем коррекции орбит для КА и прочее. Также планируется сократить время между появлением новых технологий и применением их в космических спутниковых системах нового поколения до одного года. Стоимость развертывания такой спутниковой системы будет в десятки раз ниже развёртывания «большой» спутниковой системы, а использование новейших технологий при создании СМКА, позволит предложить потенциальным клиентам максимально широкий спектр услуг на базе подобных космических систем.

В ходе реализации проекта планируется особое внимание уделить разработке следующих компонентов СМКА:

– Широкополосные высокоскоростные системы приёма/передачи данных.Позволяют передавать на Землю большие объемы информации в реальном времени. Например, видеопоток, данные с различных научных измерительных сенсоров, телеметрия и др.

– Системы радиовещания. Позволяют организовать вещание цифрового мультимедиа контента посредством сети СМКА.

– Антенные системы. Позволяют добиться заданных параметров по направленности принимаемого или передаваемого сигнала, избирательности и усилению сигнала.

– Системы аппаратной обработки видео в реальном времени. Позволяют снизить битрейт видеопотока без заметного снижения качества изображения, что позволит передавать видео в реальном времени с СМКА на землю.

– Бортовые системы контроля и управления. Позволяют организовать управление бортовыми системами СМКА в реальном времени.

– Системы автономного питания. Применение новых аккумуляторных технологий позволит повысить автономность и энерговооружённость СМКА, что в свою очередь позволит расширить спектр возможностей СМКА.

– Солнечные батареи. Позволяют повысить эффективность использования солнечной энергии, КПД солнечных панелей и, соответственно, энерговооружённость СМКА.

– Перспективные системы стабилизации и корректировки орбиты. Позволяют стабилизировать СМКА на орбите, либо, при необходимости, скорректировать саму орбиту СМКА.

– «Солнечный парус». Перспективная система движителя для СМКА, которая позволяет разгонять СМКА,не расходуя топливо, что значительно снижает забрасываемый на орбиту вес. Может применяться для корректировки орбиты СМКА, либо для отправки СМКА на более высокие орбиты, а также для других целей.

– Увеличение жизненного цикла компонентов СМКА. Сегодня жизненный цикл СМКА составляет от 1 года до 3-х лет. Разработка в области повышения надёжностей компонентов СМКА позволит создавать на базе СМКА космические системы с жизненным

циклом 5-7 лет, что резко повысит их привлекательность в плане их коммерческого использования.

Опираясь на вышесказанное можно уверенно сказать, что рынку космических спутниковых систем в ближайшей перспективе предстоит бурный рост как раз за счет увеличения количества коммерческих спутниковых систем, построенных на базе СМКА. Уже сегодня сверхмалые космические аппараты вплотную приближаются по функционалу к «взрослым» спутниковым системам, а спрос на них растет огромными темпами.

На сегодняшний день проект готов к запуску. Есть необходимые наработки в инженерной области и области планирования космических миссий. Есть готовые решения по компоновке, электропитанию, стабилизации КА, а также системы отстыковки КА от носителя. В разработке находятся модули широкополосной связи, видео-модуль, широкополосный вещательный RF-модуль с антенной системой. Предполагается разработать системы коррекции орбиты, новые системы электропитания, а также принципы повышения срока жизни КА.

Список литературы:

1. *СавинА.И.. Малые космические аппараты, принципы построения малых космических аппаратов. – М.:Издательство "ACADEMIA", 2002 год. – 261с.*
2. *ОвчинниковМ.Ю.. «Малыши» завоевывают мир.–М.: РФФИ, 2000 г.–15с.*
3. *АрдашовА.А., ГорбулинВ.И.. Тенденции построения космических платформ для перспективных малых космических аппаратов.–СПб.:Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского.2004 г.– 55с.*

КОНЦЕПЦИЯ ПОСТРОЕНИЯ 3-Х КОМПОНЕНТНОГО МАГНИТОМЕТРА НА МАГНИТОРЕЗИСТОРАХ ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Дайнаков А.Н.
Научный руководитель: Белянин Л.Н., к.т.н, доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: gmyrik@bk.ru

В настоящее время магнитное поле земли используют для решения задач ориентации различных объектов, как на земле так и в ближнем космосе. В этом случае находят применение 2-х и 3-х компонентные магнитометры, которые позволяют измерять 3 проекции вектора напряженности (индукции) на оси связанной с объектом системы координат. В этом случае в качестве датчиков чаще всего используют феррозондовые датчики. Однако в последние годы внимание разработчиков привлекли новые датчики, которые получили название магниторезисторы. В настоящей статье рассматривается возможность создания 3-х компонентного магнитометра на основе магниторезисторов. Специфическими требованиями к элементам, размещенным на космических аппаратах, является широкий диапазон рабочих температур, стойкость к воздействию перегрузок, малое энергопотребление и масса.

В основе принципа действия датчиков лежит анизотропный магниторезистивный эффект (АМР-эффект), который заключается в способности длинной пермаллоевой пленки изменять свое электрическое сопротивление в зависимости от взаимной ориентации протекающего через нее тока и направления вектора ее намагниченности (Рис. 1).

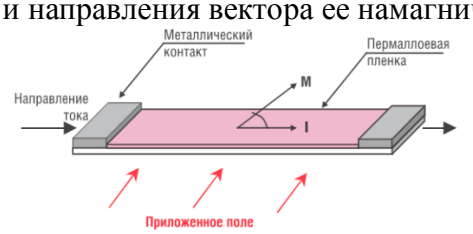


Рис. 1. Пермаллоевая магниторезистивная пленка

Внешнее магнитное поле поворачивает вектор намагниченности пленки M на угол θ. Величина θ зависит от направления и величины этого поля. При этом сопротивление пленки $R=R_0+\Delta R\times\cos 2\theta$ [1].

Для построения датчика четыре идентичных магниторезистивных пленки соединяются по мостовой схеме и образуют плечи моста (рис. 2).

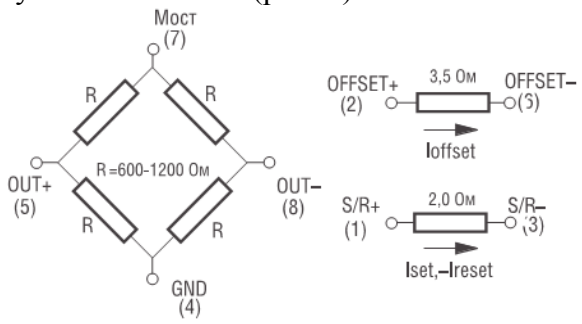


Рис. 2. Упрощенная схема магниторезистивного датчика

Пленки формируются осаждением тонкого слоя пермаллоя на кремниевую пластину в форме ромба.

На практике, для увеличения чувствительности датчика каждое плечо моста формируют из нескольких магниторезистивных пленок, параллельно ориентированных на подложке. Пленки соединены между собой при помощи алюминиевых перемычек и защищенных сверху слоем нитрида тантала. После подачи питания (1,8… 12 В) датчик начинает измерять внешнее магнитное поле, действующее вдоль его чувствительной оси. Это поле вызывает изменение сопротивления плеч моста, при этом выходное напряжение моста изменяется на $\Delta V=S\times H\times U_{пит}$ и составляет несколько десятков мВ. Здесь S=1,5…2% - коэффициент АМР-эффекта, $U_{пит}$ – напряжение питания моста, H – напряженность приложенного магнитного поля.

Магинторезисторам присущи следующие характеристики[2]:

- высокая разрешающая способность (ΔB=2,7 нТл, при B_{max}=0,2 мТл);
- высокий показатель чувствительности (γ=4 мВ/В/Тл·10^{-4});
- линеаризованная выходная характеристика датчика в рабочем диапазоне;
- чувствительность к знаку измеряемого магнитного поля;
- относительно широкий частотный диапазон (f=0 – 1000 Гц);
- широкий диапазон рабочих температур (-55…+150 ºС);
- низкое сопротивление (R~ 850 Ом).

Кроме этого, к преимуществам магниторезистивных датчиков стоит отнести: малые массогабаритные показатели, высокую технологичность производства, относительно низкую стоимость, а также высокие показатели надежности и срока эксплуатации.

На рынке представлены магниторезистивные датчики многих производителей. Рассмотрим продукцию лидирующих компаний – Philips Semiconductors, Honeywell и HL-Planartechnik[3].

Компания Philips Semiconductors выпускает датчики частоты вращения, углов и датчики слабых магнитных полей. Самым передовым из датчиков углового положения компании Philips является датчик KMA200. Он содержит не только чувствительные элементы, но и сигнальный процессор.

HL-Planartechnik – одна из ведущих фирм, выпускающих АМР-датчики, предназначенные для систем измерения магнитного поля Земли, угла поворота, измерения расстояния, тока в составе различных измерительных систем.

Компания Honeywell представляет самую широкую номенклатуру магниторезистивных датчиков, включая датчики угла поворота и омнополярные датчики для различных

применений. Наиболее широкое применение АМР-датчики нашли в компасах, в состав которых входят:

- одноосевые датчики;
- двухосевые датчики;
- трехосевые датчики;

В состав магнитометра следует включить следующие компоненты, необходимые для проведения измерения и обработки данных: два двухосевых магниторезистивных датчика Honeywell HMC 1002, два аналоговых мультиплексора, генератор импульсов (ГИ) для питания катушек смещения датчиков, фильтры низких частот для фильтрации выходных сигналов датчиков, устройства выделения сигналов (УВС), аналого-цифровой преобразователь (АЦП) и прочие цифровые аппараты для управления УВС и АЦП.

Следует отметить, что для измерения используется два АМР-датчика, оси чувствительности которых направлены по трем ортогональным осям (причем значение намагниченности по одной из осей измеряют оба датчика). Для повышения точности измерений необходимо ужесточать точность выполнения основания, либо определять по специальной методике на специальном стенде фактическую ориентацию осей чувствительности датчиков. В дальнейшем, в процессе обработки информации исключать из конечных результатов замеров погрешности, вызванные неортогональностью осей чувствительности.

Предположительно магнитометр будет иметь следующие характеристики:

- число осей чувствительности 3;
- диапазон измерений ±2 Гаусс (200000 нТл);
- погрешность измерения 0,5%
- рабочая температура -50… +125ºС.
- напряжение питания ±9 В

Для сравнения приведем характеристики существующего магнитометра для космических применений.

Магнитометр аналоговый МА-5 [4]:

- число осей чувствительности 3;
- диапазон измерений ±0,7 Гаусс (70000 нТл);
- погрешность измерения 0,5%
- диапазон рабочих температур -60… +70 ºС;
- напряжение питания ±15 В.

Список литературы:

1. *Магниторезистивные датчики компании Honeywell, [электронный ресурс], -* http://hnc.ru/
2. *Математическая модель анизотропного магниторезистивного датчика, [электронный ресурс], -* http://www.ugatu.ac.ru/
3. *Современные АМР датчики для детектирования скорости, положения и слабых магнитных полей, [электронный ресурс], -* http://kit-e.ru/
4. *Раменское приборостроительное конструкторское бюро, [электронный ресурс], - http://rpkb.ru/*

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ С ПРИМЕНЕНИЕМ ТЕПЛОВЫХ ТРУБ

Довыденко Е.А.
Научный руководитель: Гормаков А.Н., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: dovidenko92@mail.ru

Ракетно-космическая техника – техника экзотическая, не имеющая каких-либо аналогов на Земле. При ее проектировании возникают сложные задачи, приводящие к появлению оригинальных конструкций и необычных технических решений. По мере усложнения аппаратуры, увеличения количества применяемых элементов и степени их интеграции, вопросы отвода тепла, а также методы расчетов тепловых режимов приобретают особую актуальность. Дополнительные аспект этой проблемы возникают при каждом новом «скачке» в области электрических характеристик электронных приборов, например при повышении быстродействия цифровых микросхем, или увеличении выходной мощности аналоговых приборов.

Известно, что ряд элементов радиоэлектронной аппаратуры лучше работает при низких температурах. Повышенная температура эксплуатации изделий электронной техники является не только причиной отказов, но и значительно ухудшает их основные параметры, что приводит к необходимости поиска и применения различных способов и методов охлаждения, обеспечивающих сохранение параметров в заданных нормах. Чаще конструктор решает задачу удаления избытка теплоты в результате саморазогрева аппаратуры. Как известно, передача теплоты от нагретой аппаратуры в окружающую среду осуществляется кондукцией, конвекцией и излучением.

В реальных условиях теплообмен осуществляется одновременно двумя или тремя видами, что делает проблематичным точный расчет температурного поля. Поэтому на практике расчет проводится для наиболее эффективного вида теплообмена, который принимается за основной. Для стационарной аппаратуры используются в основном способы охлаждения теплопроводностью, воздушное естественное и принудительное, принудительное воздушное с дополнительным охлаждением жидкостью в трубопроводах, а также использование тепловых труб. Но большинство из этих способов невозможно либо не практично по тем или иным причинам использовать в космосе.

Применение тепловых труб в космической технике весьма привлекательно, так как оно, во-первых, позволяет обеспечить тепловой режим элементов, находящихся в местах, неудобных для охлаждения с помощью других методов, во-вторых, не требует затрат энергии для переноса тепла рабочим телом, в- третьих, достаточно прост. Кроме того, широкий ассортимент рабочих тел с различными температурами кипения позволяет обеспечить в принципе любую температуру охлаждаемых элементов.

В 1944 г. Американцу Р.С. Гауглеру выдали патент на устройство для отвода тепла, получившее название тепловой трубы. Тепловая труба представляет собой устройство, обладающее очень высокой теплопередающей способностью. Конструктивно тепловая труба представляет собой герметичный сосуд (чаще всего цилиндрическую трубу), заполненный жидкостью-теплоносителем. Высокая теплопередающая способность ее достигается за счет того, что в тепловой трубе осуществляется конвективный перенос тепла, сопровождаемый фазовыми переходами (испарением и конденсацией) жидкости-теплоносителя. При подводе теплоты к одному концу тепловой трубы жидкость нагревается, закипает и превращается в пар (испаряется). При этом она поглощает большое количество теплоты (теплота преобразования), которое переносится паром к другому более холодному концу трубы, где пар конденсируется и отдает поглощенную теплоту. Далее сконденсированная жидкость опять возвращается в зону испарения. Этот возврат может осуществляться разными способами. Самый простой из них заключается в использовании силы тяжести. При

вертикальном расположении тепловой трубы, когда зона конденсации находится выше зоны испарения, жидкость стекает вниз непосредственно под действием силы тяжести. Такой вариант тепловой трубы называется термосифоном. Естественно, эффективность работы термосифона зависит от его ориентации относительно направления силы тяжести. Для исключения этого недостатка в наиболее распространенных типах тепловых труб для возврата жидкости в зону испарения используются капиллярные эффекты. Для этого на внутренней поверхности тепловой трубы располагают слой капиллярно-пористой структуры (фитиль), по которому под действием капиллярных сил и происходит обратное движение жидкости. Принципиальная схема тепловой трубы с фитилем изображена на рис. 1

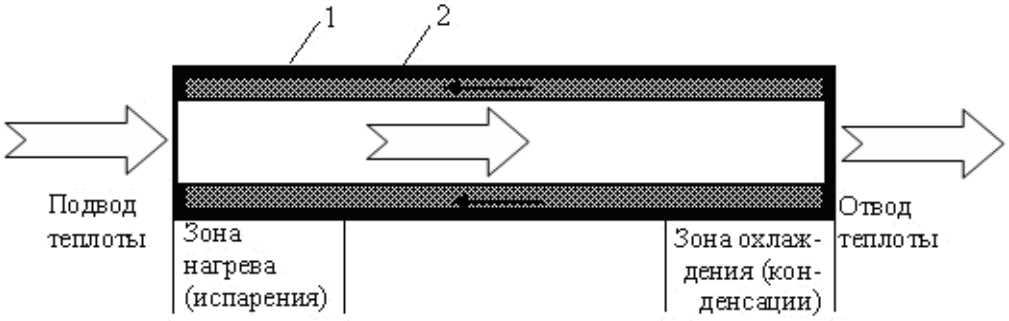


Рис. 1. Принципиальная схема тепловой трубы:
1 - корпус, 2 - капиллярно-пористый слой (фитиль);
⟹ направление движения пара (направление переноса теплоты);
← направление движения жидкости (конденсата)

Тепловая труба может иметь различные формы и габариты. Внутренний диаметр труб составляет от нескольких миллиметров до десятка сантиметров, длина - до нескольких метров. Для изготовления корпусов и капиллярных структур (фитилей) используются стекло, керамика, различные металлы и сплавы. В качестве жидкости-теплоносителя используются как легко испаряемые жидкости (ацетон, аммиак, фреоны) для низкотемпературных труб, так и вода, ртуть, индий, цезий, калий, натрий, литий, свинец, серебро, висмут и неорганические соли для труб, работающих при высоких температурах. Но, несмотря на большие возможности, обычные тепловые трубы уже не в состоянии справиться с новыми требованиями, которые выдвигают современные и перспективные технологии.

Развитие современных технологий выдвинуло весьма актуальную задачу создания теплопередающих устройств, обладающих всеми основными достоинствами обычных тепловых труб, но в значительной мере свободных от их недостатков. Такая задача была решена. Ученые разработали принципиально новую схему “испарительно-конденсационного устройства”, которое в дальнейшем получило название “контурная тепловая труба” (КТТ).

На рис. 2 представлена принципиальная схема контурной тепловой трубы. Ближайшая перспектива развития контурных тепловых труб связана с их миниатюризацией. К их числу относятся контурные тепловые трубы, диаметр испарителей которых не превышает 8 мм, а диаметр паропровода и конденсатопровода не более 3 мм. Длина специально не регламентируется. Такие устройства представляют собой особый вид контурных тепловых труб. Связано это с тем, что традиционная концепция испарителя, который является основной частью контурных тепловых труб, уже “не работает” при таких малых диаметрах. Последние разработки, основанные на новой концепции, позволили миниатюризировать контурные тепловые трубы.

Отличительная базовая концепция КТТ состоит в следующем:

- фитиль размещен только в той части устройства (испарителе), к которой подводится тепло от внешнего источника;
- фитиль имеет специальную конструкцию и капиллярно-пористую структуру, которые позволяют организовать теплообмен при испарении теплоносителя наиболее эффективным

образом и одновременно обеспечить функцию “капиллярного насоса”, создающего высокое капиллярное давление;

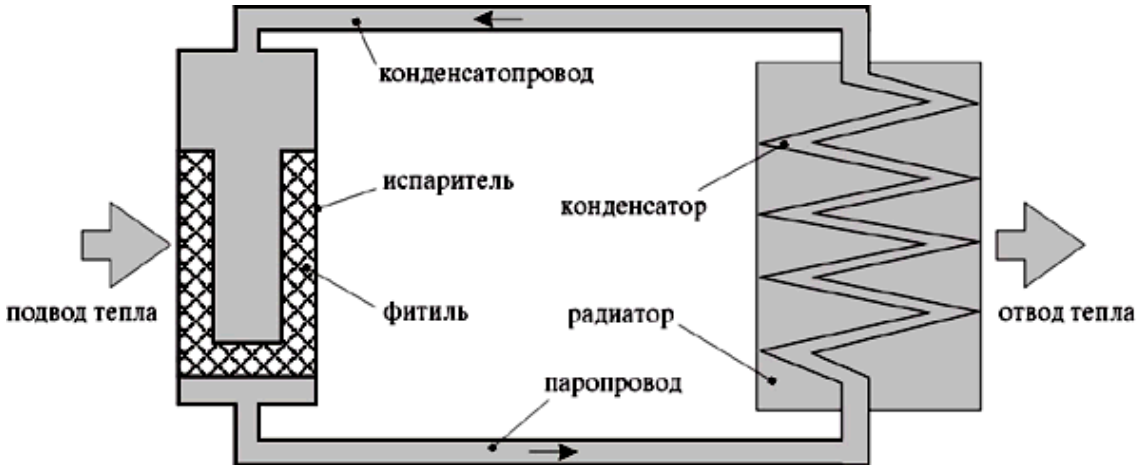


Рис. 2. Принципиальная схема контурной тепловой трубы

- часть устройства, предназначенная для передачи тепла внешнему приемнику (конденсатор), может иметь практически любую форму и конструкцию, в наибольшей степени соответствующую условиям теплообмена;
- испаритель соединен с конденсатором посредством раздельных гладкостенных трубопроводов для пара и жидкости, имеющих относительно малый диаметр, благодаря чему они могут легко принимать различную конфигурацию и обеспечивать минимальное гидравлическое сопротивление.

Дальнейшее развитие и совершенствование этой концепции осуществлялось в лабораториях теплопередающих устройств. Основные технические характеристики контурных тепловых труб представлены в таблице.

Таблица. Основные технические характеристики контурных тепловых труб

Наименование характеристики	Величина
Максимальная мощность, Вт	20-2000
Максимальная плотность тепловой нагрузки, Вт/см^2	130*
Термическое сопротивление, °С/Вт	0,02-0,2
Рабочая температура, °С	10-180
Эффективное расстояние теплопереноса, м	0,1-21*
Эффективное расстояние теплопереноса при работе против сил тяжести, м	4,5*
Длина зоны нагрева испарителя, мм	10-300
Диаметр испарителя, мм	5*-32
Диаметр трубопроводов для пара и жидкости, мм	1,8-8
Материал корпуса	нержавеющая сталь, медь
Теплоноситель	вода, аммиак, ацетон, фреоны

Примечание: * - указаны величины, которые на данный момент являются рекордными, но не предельными для этих устройств.

Список литературы:

1. *Майданик Ю.Ф. Контурные тепловые трубы – высокоэффективные теплопередающие устройства;– статья №5 «Биржа технологий и контактов», 2003. URL: http://innov.etu.ru/innov/archive.nsf/0d592545e5d69ff3c32568fe00319ec1/e3b1b14e4e951b2a43256dee0042b3ed?OpenDocument*
2. *Чернышев А.А., Иванов В.И., Алексеев А.И. Обеспечение тепловых режимов изделий электронной техники. - М.: «Энергия». 1980.- 216с.*
3. *Дан П.Д., Рей Д.А. Тепловые трубы: Пер. с англ.: М.: Энергия,1979.-272с.*

МЕДИКО-БИОЛОГИЧЕСКИЕ НАНОСИСТЕМЫ В КОСМОСЕ

Дуплавый И.В., Выслоух С.П.
Научный руководитель: Выслоух С.П., к.т.н., доцент
Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»
03056, Украина, г. Киев, пр. Победы, 37
E-mail: div.ukraine@gmail.com

Исследование магнитных наночастиц направленного действия и целевая доставка с их помощью лекарственных препаратов открывают новые перспективы в создании медико-биологических систем в космосе. За последние два десятилетия определение физических параметров, участвующих в выявлении и локализации магнитного поля, создаваемого суперпарамагнитнимы частицами, нашли множество практических применений в технических и медицинских науках.

Предлагается модель, которая описывает конфигурацию магнитного поля в зависимости от глубины проникновения медицинского препарата, заключенного в биосовместимой форме с ферромагнетиком, и поверхностной формы исследуемого объекта. Модель необходима для более точной и надежной доставки нанокомпозита, а также определения его нахождения в организме человека. Определение пространственного распределения нанокомпозита позволит максимально приближенно рассчитать эффективную дозу его концентрации для последующего введения в исследуемый объект. По измерениям магнитной индукции и восприимчивости можно количественно оценить концентрацию и локализацию магнитных наночастиц в организме человека (рис.1).

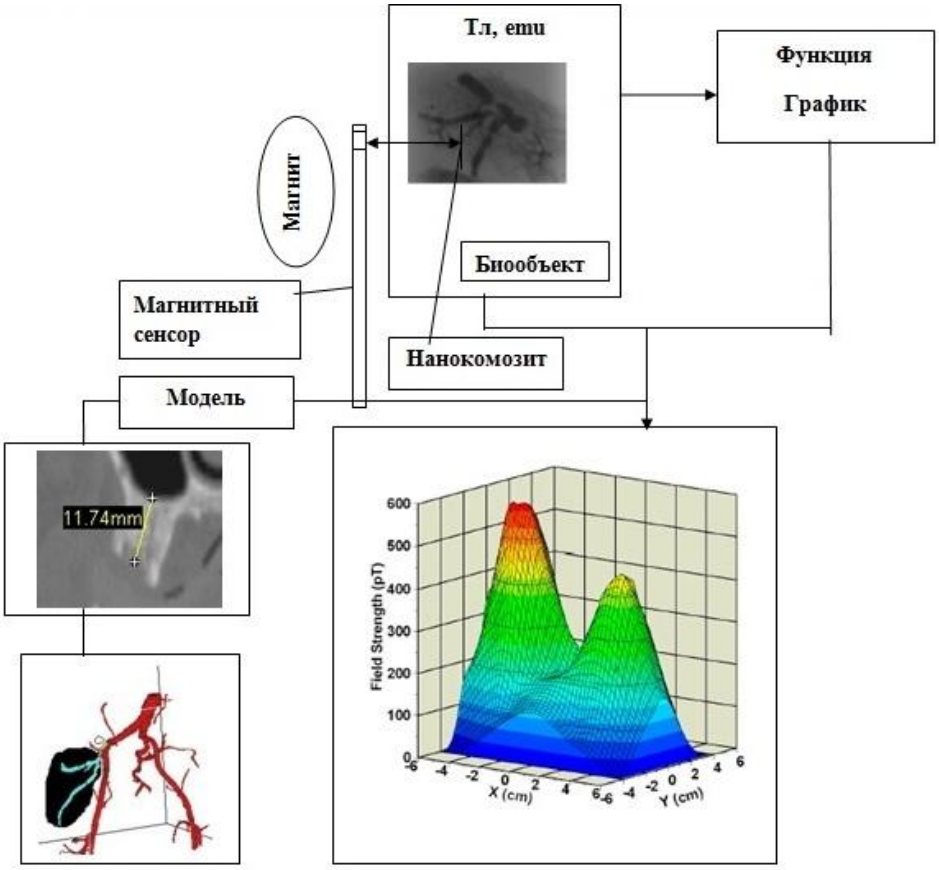


Рис. 1. Модель доставки и измерение магнитных свойств нанокомпозита

Модель позволяет определить отношение (функциональную зависимость) количества введенного нанокомпозита к изменениям магнитной восприимчивости (магнитной индукции) исследуемой области во времени. Разрабатываемая система доставки

нанокомпозита обеспечивает направленный транспорт лекарств к очагу патологического процесса, что в комплексе применение подобных методов и технологий позволяет:

- пролонгировать действие лекарственных средств, и как следствие, снизить частоту приёма препарата;
- обеспечить необходимую биосовместимость;
- защитить лекарственные средсва от преждевременной биодеградации;
- увеличить биодоступность веществ с неоптимальными транспортными свойствами;
- преодолеть биологические барьеры;
- осуществлять направленный транспорт лекарственных средств;
- обеспечить контролируемое высвобождение лекарственных средств (обратный ответ, местная или удаленная активация);
- поддержать оптимальную терапевтическую концентрацию лекарственных веществ;
- минимизировать побочные эффекты лекарственных средств и их метаболитов.

На основе разработаннойсистемы с заданными магнитными параметрами было построено подходящую модель, которая была рассчитана методом конечных элементов и краевых задач в программном пакете ANSYS (Maxwell). На основе экспериментальных измерений были выполнены соответствующие расчеты для построения максимально реалистичной модели постоянного магнитного поля, которое используется для доставки нанокомпозита. Измерение конфигурации магнитного поля проводилось в трех плоскостях - по x, y, z. Из таблиц полученных данных были построены графики распределения магнитного поля (рис.2) и эмпирические функции, которые были сделаны с помощью аналитического метода наименьших квадратов убывающей регрессией.

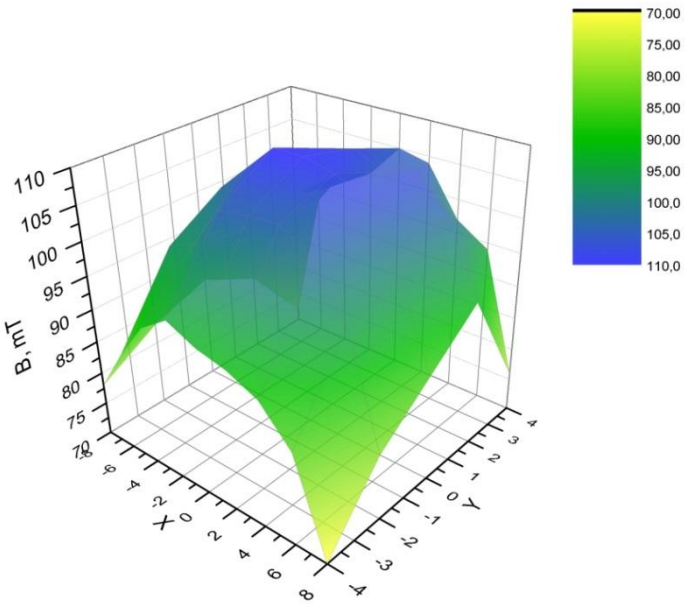


Рис. 2. Поверхностная карта распределения магнитного поля

Модель базируется на сравнении магнитной восприимчивости (индукции) нанокомпозита в искусственной системе того же количества, которое вводиться в живую. Для точной доставки магнитных наночастиц в необходимую локацию, проведен анализ движения частиц в потоке жидкости (крови) в искусственном магнитном поле.

Таким образом, предложенная система обеспечивает точный и эффективный направленный транспорт лекарств, в состав которых входит ферромагнетик, в очаг патологического процесса, что в условиях космических полетов является актуальной задачей. А определения физических параметров нанокомпозита, в состав которого входят

суперпарамагнитные частицы, позволит обнаруживать и локализовать создаваемое ими магнитное поле на фоне диамагнитных свойств организма человека.

Списоклитературы:

1. Caruthers S.D., Wickli ne S.A., Lanza G.M. Nanotechnological applications in medicine. Curr.Opin.Biotechnol. 2007; 18: 1: 26-30.

2. Ebbesen M., Jensen T.G. Nanomedicine: techniques, potentials, and ethical implications. J. Biomed. Biotechnol. 2006; 2006: 5: 51516.

*3. D. E. Farrell, J. H. Tripp, P. E. Zanzucchi, J. W. Harris, G. M. Brittenham, and W. A. Muir, '*Magnetic measurement of human iron stores," IEEE Trans. Magn., vol. MAG-16, no. 5, pp. 818-823, Sep. 1980.*

4. Li Y. Magnetic field – based eddy-current modeling for multilayered specimen / Y. Li, T. Theodoulidis // IEEE Trans. Magn. – 2007. – Vol. 43. –№11. – P. 4010 –4015.

5. Cohen D. Review of measurements of magnetic fields produced by natural ion currents in humans / D. Cohen // IEEE Trans. Magn. – 1970. – Vol. 6. –№2. – P. 344 –345.

ТЕМПЕРАТУРНЫЙ АНАЛИЗ ПАКЕТНОГО ЭЛЕМЕНТА ДВИГАТЕЛЯ

Екимова О.Ю., Зыль К.А.
Научный руководитель: Иванова А.Г., аспирант
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: olechka_15@sibmail.com

Аналитические исследования, проводимые на кафедре точного приборостроения [1,2,3,4] с помощью программного продукта COMSOL Multiphysics, позволили определить распределение усилия по длине активного элемента (пакета). Определены такие геометрические соотношения между пластиной и шириной постоянного магнита, позволяющие получить равномерную силовую характеристику в центре пластины. Также рассматривалось влияние геометрии пластины на электрические параметры двигателя, в результате чего были сделаны выводы, что с увеличением количества вырезов активная мощность увеличивается, т.к. возрастает количество зон тепловыделения [4].

Следующей задачей является распределения тепловых потерь в пластине при различных ее геометрических параметрах.

В процессе аналитических исследований задавалась геометрия реальной пластины, являющейся одной из составных частей пакета активного элемента двигателя. При исследовании предполагалось, что пластина выполнена из однородного материала - алюминиевой ленты, которая имеет одинаковую толщину во всех точках (d = 0,1 мм).

Наличие вырезов обеспечивают концентрацию линий тока в диагональном направлении.

В процессе исследований, задавались различные значения электрического тока, протекающего по пластине (1А, 5А, 10А и 50А). Предполагалось, что грани вырезов алюминиевой пластины теплоизолированы от окружающей среды, а все остальные грани охлаждаются воздухом при температуре 300 К.

На рис.1 последовательно показаны распределенные токи, протекающие по пластине без вырезов, с 1 и 3 вырезами. Цифрами обозначены характерные точки, представляющие особый интерес при исследовании распределения температуры по площади пластины.

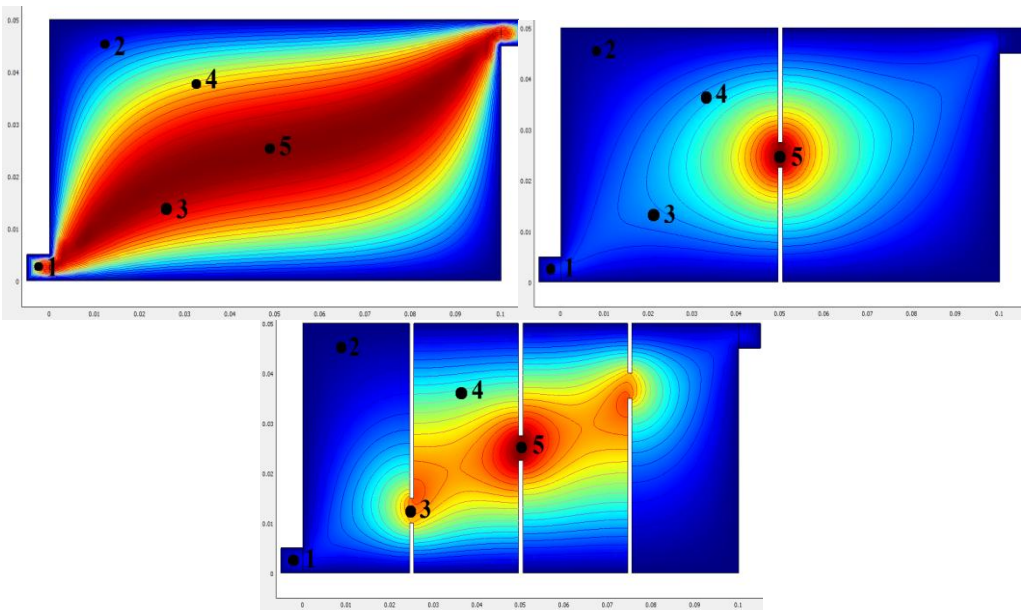


Рис. 1 Распределение температуры по пластинам без вырезов, с 1 вырезом и с 3 вырезами

На графиках рис.2 показаны расчетные характеристики зависимости температуры от протекающего тока для рассматриваемых пластин. Линия 1 показывает распределение температуры в первой точке, линией 2 – во второй точке, линией 3 - в третьей точке, линией 4 – в четвертой точке, линией 5 – в пятой точке.

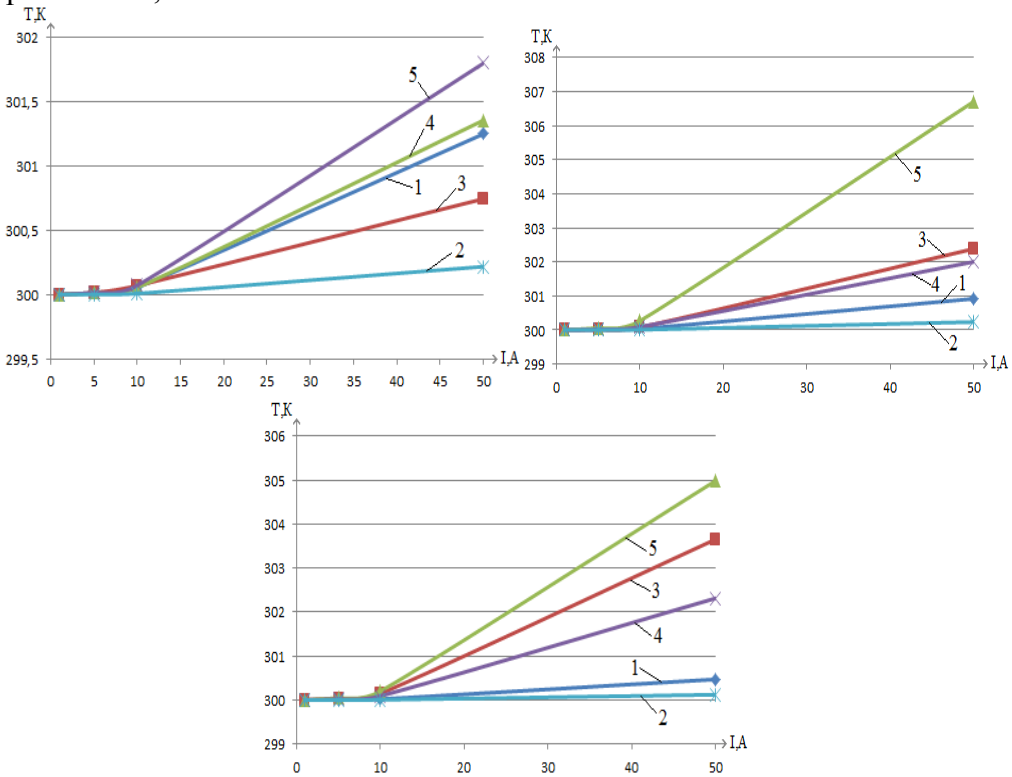


Рис. 2. Характер распределения температуры по пластинам без вырезов, с 1 вырезом и с 3 вырезами

По полученным зависимостям можно сделать вывод о максимально возможной величине тока, протекающего по пластине в двигателях с пакетным элементом, который не приведет к необратимым последствиям. Основными источниками тепла, выделяемого при протекании тока, будут сужения ленты, образованные вырезами. Однако указанные участки

будут охлаждаться за счет оттока тепла в те зоны ленты, где плотность тока не высока, а поверхности охлаждения имеют достаточные размеры.

Таким образом, проведенные расчетные эксперименты показали, что нагрев пластин есть, но он не существенный.

Проведенные ранее эксперименты показали, что при увеличении тока происходит перегрев пластины и ее возможное разрушение. В следствии чего, было определено что ток порядка 50 А является оптимальным для обеспечения работы двигателей с пакетным элементом. Данные исследования являются начальным этапом проведения температурного анализа пакетного элемента (пластин).

Список литературы:

1. К.А. Татарникова, О.Ю. Екимова. Выбор приемов сглаживания силовой характеристики двигателя // Неразрушающий контроль: электронное приборостроение, технологии, безопасность: Сборник научных трудов II Всероссийской научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых в 2-х томах. Томск: изд-во ТПУ, 2012.

2. К.А. Татарникова, О.Ю. Екимова. Влияние геометрии пластин на вид силовой характеристики двигателя //Современные техника и технологии: сборник трудов XVIII Международной научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых в 3-х томах. Томск: изд-во ТПУ, 2012.

3. О.Ю. Екимова, К.А. Татарникова. Влияние геометрических параметров на силовую характеристику двигателя с пакетным элементом // Неразрушающий контроль: электронное приборостроение, технологии, безопасность: Сборник научных трудов II Всероссийской научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых в 2-х томах. Томск: изд-во ТПУ, 2012.

4. К.А. Зыль, О.Ю. Екимова. Влияние геометрии пластины на электрические параметры двигателя // Наука. Технологии. Инновации: сборник всероссийской научной конференции молодых ученых в 7 частях . Новосибирск: изд-во НГТУ, 2012.

ВЛИЯНИЕ ГЕОМЕТРИИ ПЛАСТИНЫ НА ВИД СИЛОВОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЕЙ С ПАКЕТНЫМ ЭЛЕМЕНТОМ

Екимова О.Ю., Зыль К.А.
Научный руководитель: Иванова А.Г., аспирант
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: olechka_15@sibmail.com

Для создания двигателей с пакетным элементом необходимы аналитические исследования, которые позволят выбрать оптимальные варианты параметров пластины (пакетного элемента).

Начальным этапом исследований является изучение характера протекания электрического тока по пластине. Полный ток, протекающий по пластине, является распределенным. Считаем, что пластина выполнена из однородного материала и имеет во всех ее точках одинаковую толщину. Вид линий тока приведен на рис. 1, который получен с помощью программного продукта COMSOL Multiphysics [1].Указанный программный продукт позволяет численно оценить не только характер распределения по пластине компонент плотности тока, но также осуществить их интегрирование по выделенным областям.

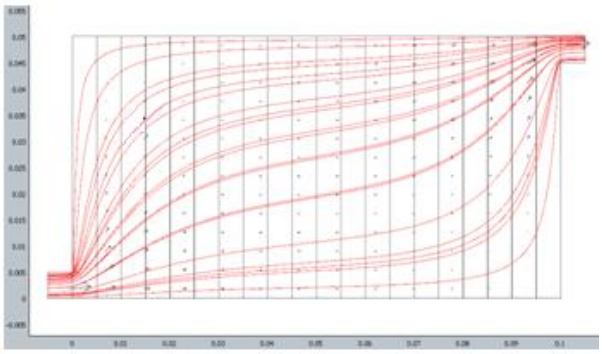


Рис.1. Распределенный ток, протекающий по пластине

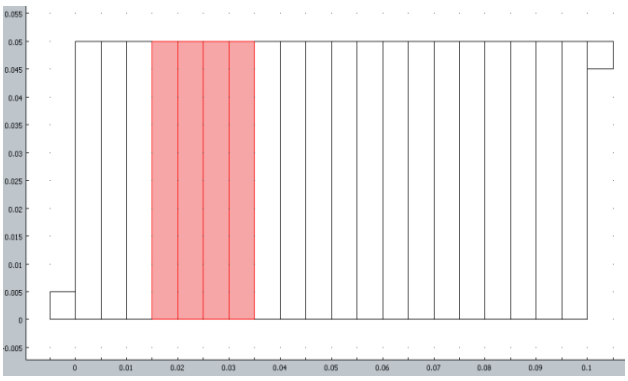


Рис. 2. Характер разбиения пластины на подобласти интегрирования

В процессе аналитических компьютерных исследований задавалась геометрия реальной пластины, являющейся одной из составных частей пакета активного элемента двигателя. Это геометрическое описание пластины составлялось из отдельных подобластей, объединяя которые, можно моделировать взаимное расположение магнита относительно пластины (рис. 2) [1].

В результате интегрирования и последующей обработки результатов получена зависимость распределения усилия, создаваемого взаимодействием распределенного по пластине тока и постоянного магнита – источника магнитного поля (рис. 3) [1].

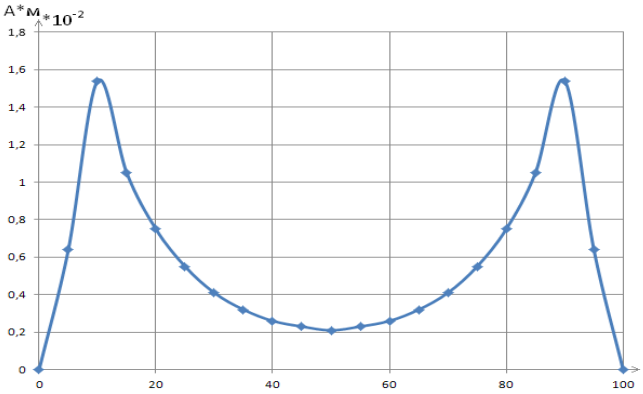


Рис. 3. Вид силовой характеристики сплошной пластины

В практических целях характеристика такого вида не всегда будет целесообразной. Желательно иметь возможность получения такой функциональной зависимости характеристики, которая наиболее удовлетворяет решению конкретной задачи.

Один из вариантов достижения заданной цели – создание вырезов в пластинах активного элемента. На рис. 4 показана зависимость вида силовой характеристики при наличии 9 вырезов, которые обеспечивают концентрацию линий тока в диагональном направлении [1].

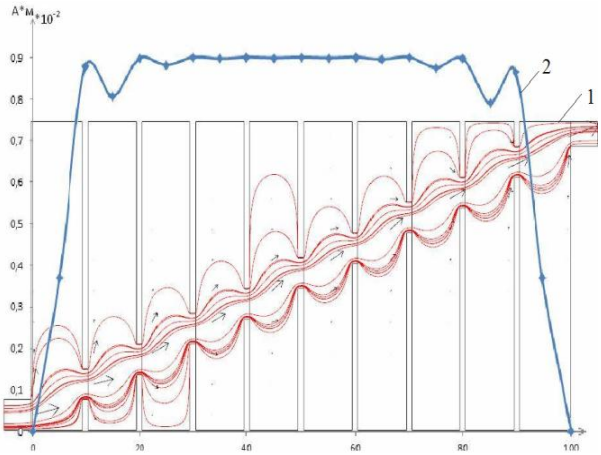


Рис. 4. Вид силовой характеристики с диагональным направлением токовых линий: линия 1 - контур пластины, линия 2 – вид силовой характеристики

К полученной зависимости надо стремиться, но в данном случае имеются свои недостатки, такие как большое количество зон тепловыделения, что обусловлено большим числом вырезов. Нагрев осуществляется от источника питания, следовательно, снижается КПД двигателя.

Другим способом достижения идеальной для нас характеристики, является наложение пластин с различных расположением вырезов друг на друга. Таким образом, вырезы смежных пластин не должны совпадать, как показано на рис. 5 [2].

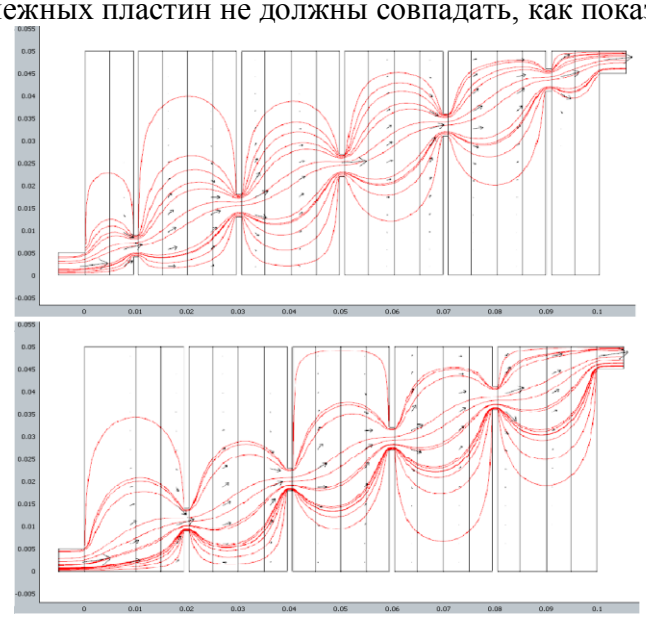


Рис. 5. Распределенный ток, протекающий по пластине с 4 и 5 вырезами

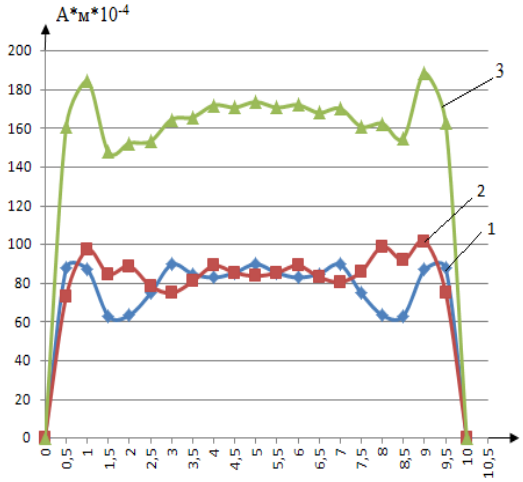


Рис. 6. Вид силовых характеристик пластин с вырезами

При геометрическом сложении двух характеристик их выступы на силовых характеристиках разных пластин компенсируются, образуя результирующую характеристику, имеющую более гладкий вид.

На рис.6 показаны виды силовых характеристик при наличии 4 и 5 вырезов, которые формируют несколько иное направление протеканий линий тока. Линия 1 показывает вид силовой характеристики пластины с 4 вырезами, линия 2 – вид силовой характеристики пластины с 5 вырезами, линией 3 показан вид результирующей силовой характеристики [2].

Во всех рассмотренных случаях, по краям пластины силовая характеристика имеет нулевые значения, т.к. при построении этой характеристики предполагалось, что слева и

справа находятся другие аналогичные пластины, у которых «поперечные» токи имеют противоположное направление.

На рис.7 показана зависимость силовой характеристики для пластины с 9 вырезами (рис.4). В данном случае, равномерность распределения вида силовой характеристики зависит от количества выделяемых подобластей (на практике это связано с шириной постоянного магнита). На рис.7 линией 1 показан вид силовой характеристики при ширине магнита 0,5 см, линией 2 - при ширине магнита 1 см, линией 3 - при ширине магнита 1,5 см, линией 4 - при ширине магнита 2 см. Длина пластины 10 см [3].

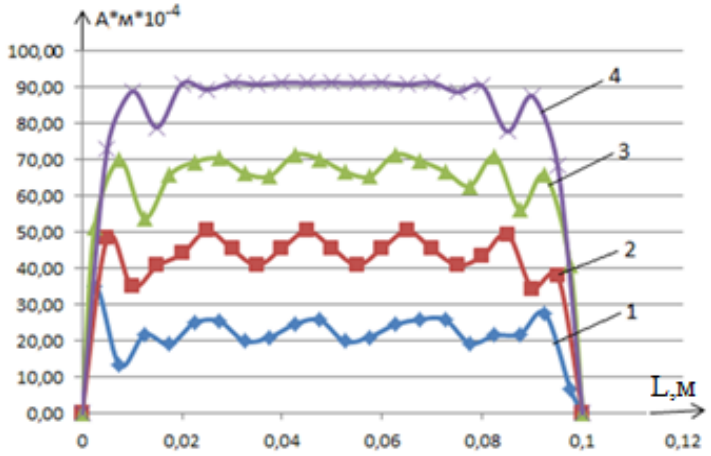


Рис. 7. Вид силовых характеристик пластин с 9 вырезами, при различной ширине постоянного магнита

Из анализа полученных результатов можно сделать вывод, что более равномерная характеристика получается при большей ширине постоянного магнита (линия 4).

На рис. 8 показаны распределенные токи, протекающие по пластине с 1, 2 и 3 вырезами.

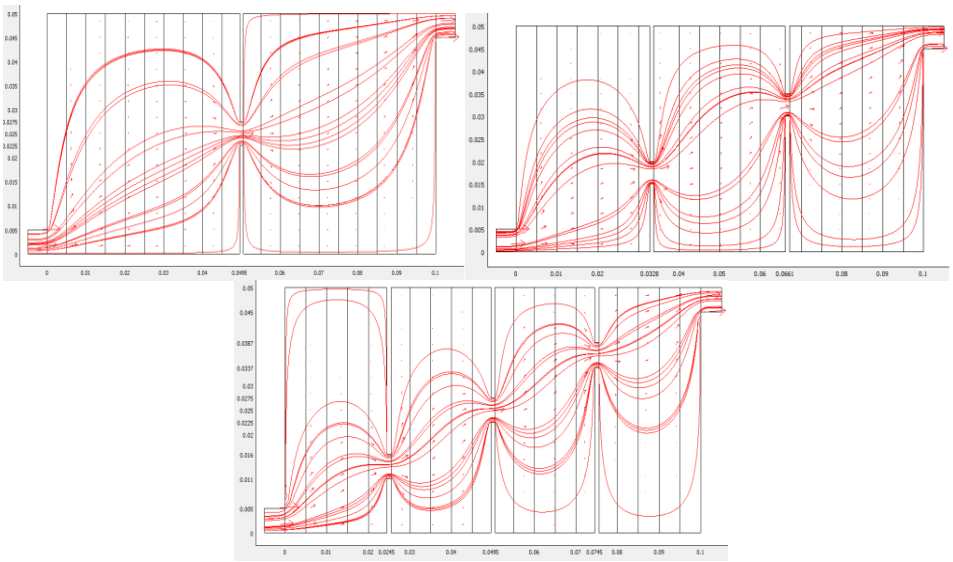


Рис. 8. Распределенный ток, протекающий по пластинам с 1, 2 и 3 вырезами

На рис. 9 показан вид силовых характеристик при наличии 1, 2 и 3 вырезов, которые формируют несколько иное направление протеканий линий тока. Линия 1 показывает вид силовой характеристики пластины с одним вырезом, линия 2 – вид силовой характеристики пластины с двумя вырезами, линией 3 –вид силовой характеристики с тремя вырезами [3].

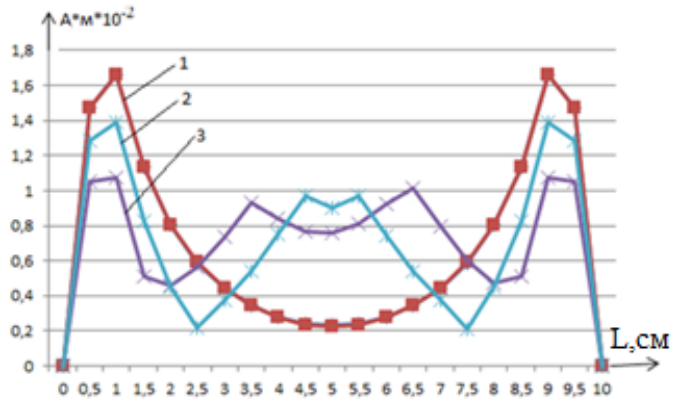


Рис. 9. Вид силовых характеристик пластин с вырезами

Анализируя вид полученных силовых характеристик пластин можно видеть, что характеристика пластины с 3 вырезами имеет более равномерный характер. Учитывая недостатки, упомянутые выше, можно сделать вывод, что 3 вырезов в пластине вполне достаточно для создания макетного варианта двигателя, т.к. характеристика получается более равномерной и одновременно уменьшаются тепловые потери.

Проведены исследования влияния соотношений геометрии пластины на распределение усилия по длине пакета. Рассматривались пластины с различными размерами длины А и ширины В. Анализ проводился для пластин с отношением $\frac{A}{B}$ равным 0,5; 1; 2. Протекающий ток одинаков во всех трех случаях.

На рис. 10 показан вид силовых характеристик для пластин с указанными отношениями геометрических размеров [3].

На этом рисунке линией 1 показан вид силовой характеристики пластины с отношением геометрических размеров равным 0,5; линией 2 – с отношением равным 1 и линией 3 – с отношением равным 2.

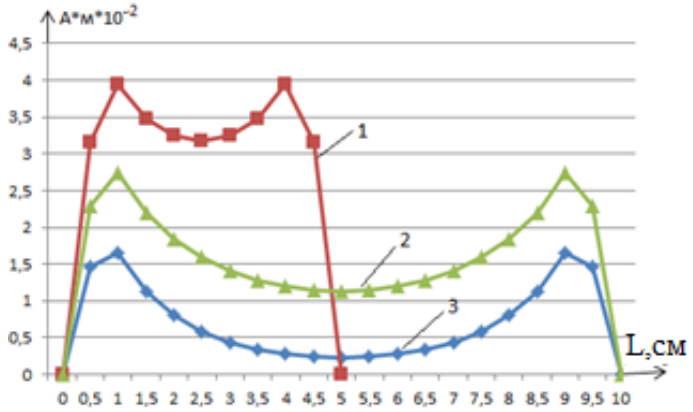


Рис. 10. Вид силовых характеристик пластин

Усилие больше для пластины с отношением геометрических размеров равным 0,5. В этом случае поперечная составляющая тока больше, но мал рабочий диапазон. Для пластины с равными величинами длины и ширины недостатками являются большой расход материала. Применение пластины с отношением геометрических размеров равным 2 является более рациональным, т.к. обеспечивается широкий рабочий диапазон и сравнительно равномерная характеристика.

Данные приемы позволяют получить более сглаженный вид силовой характеристики двигателя. При более тщательном подборе величин можно добиться требуемой задачи. Настоящие исследования являются начальными попытками получения однозначных

зависимостей, связывающих геометрические параметры пластины и источника магнитного поля с силовыми характеристиками. Продолжение подобных исследований может привести к созданию методики расчета пакетного элемента двигателя.

Список литературы:

1. К.А. Татарникова, О.Ю. Екимова. Влияние геометрии пластин на вид силовой характеристики двигателя //Современные техника и технологии: сборник трудов XVIII Международной научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых в 3-х томах. Томск: изд-во ТПУ, 2012.

2. К.А. Татарникова, О.Ю. Екимова. Выбор приемов сглаживания силовой характеристики двигателя // Неразрушающий контроль: электронное приборостроение, технологии, безопасность: Сборник научных трудов II Всероссийской научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых в 2-х томах. Томск: изд-во ТПУ, 2012.

3. О.Ю. Екимова, К.А. Татарникова. Влияние геометрических параметров на силовую характеристику двигателя с пакетным элементом // Неразрушающий контроль: электронное приборостроение, технологии, безопасность: Сборник научных трудов II Всероссийской научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых в 2-х томах. Томск: изд-воТПУ, 2012.

ПРИМЕНЕНИЕ ПРОГРАММНОГО ПРОДУКТА COMSOLMULTIPHYSICS ДЛЯ АНАЛИТИЧЕСКОГО ИССЛЕДОВАНИЯ ТОКА И ТЕМПЕРАТУРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Екимова О.Ю., Зыль К.А.
Научный руководитель: Иванова А.Г., аспирант
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: olechka_15@sibmail.com

Comsol Multiphysics – мощная интерактивная среда для моделирования и решения научных и технических проблем, основанных на дифференциальных уравнениях в частных производных. В этой среде можно легко расширять модели, находящиеся в составе пакета, переходя от одного физического поля к мультифизике, разыгрывая различные состояния модели, которые могут иметь отношение к различным отраслям науки и техники [1].

Для определения характера протекания электрического тока по пластине, и температурного анализа, используется мультифизичская модель. Смоделируем термоэлектрическое нагревание в алюминиевой пластине. Материал нагревается, когда через него протекает электрический ток, преодолевая электрическое сопротивление. С другой стороны, удельное электрическое сопротивление материала изменяется при изменении температуры.

В этом примере сначала рассматривается модель постоянного электрического поля в проводящей среде в прикладном режиме AC/DCModule/ Statics, Electric/ ConductiveMedia DC. Затем к созданной модели добавляется прикладной режим моделирования теплопередачи AC/DCModule/ HeatTransferModule/ GeneralHeatTransfer. Объединение этих двух прикладных режимов даёт мультифизический режим.

Двумерная модель электрического поля в проводящей среде

Пусть имеется алюминиевая пластина 0.1 х 0.05 м, с квадратными участками по двум противоположным сторонам размерами 0.005 м, к которым от внешнего источника подано электрическое напряжение 0.01 В [2,3]. Сторонние источники тока в системе отсутствуют. Требуется рассчитать и отобразить графически распределение потенциала в системе, а также распределение температуры по длине пластины.

Навигатор моделей

Сразу после запуска Comsol Multiphysics появляется развёрнутое окно Навигатора моделей (закладка New). В группе Spacedimension выбрать 2D, щелкнуть мышью по группе прикладных режимов AC/DCModule / Statics, Electric, выбрать режим Conductivemedia DC.

Нажать кнопку OK, что приведёт к закрытию Навигатора моделей и переходу в требуемый прикладной режим.

Параметры и настройки

Перед прорисовкой геометрии, необходимо настроить параметры координатной сетки. Выполнить команду меню Options/Axes/GridSettings. Вид этого окна с установленными значениями параметров показан на рис. 1.

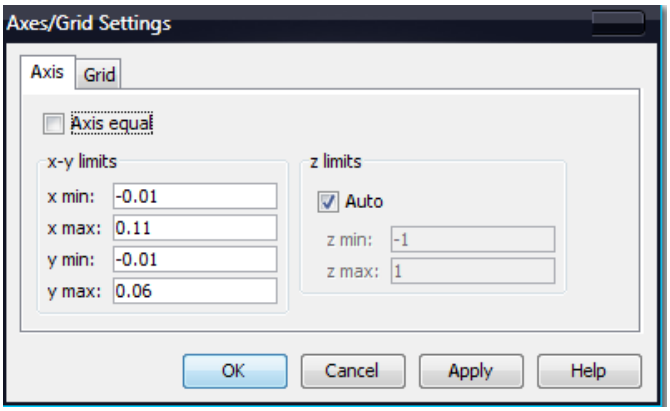


Рис. 1. Окно настройки параметров координатной сетки (закладки Axis)

Для удобства прорисовки геометрии, во вкладке Grid, шаг координатной сетки задать равным 0.005 м. Установить нужные значения параметров в обеих закладках, можно нажимать кнопку OK.

Режим прорисовки геометрии

Для создания геометрии выбрать кнопку инструментальной панели прорисовки геометрических объектов. Выделить объекты и нажать кнопку , тем самым создастся композиционный объект, представляющий расчётную область модели. На рис. 2 показан вид рассматриваемой пластины.

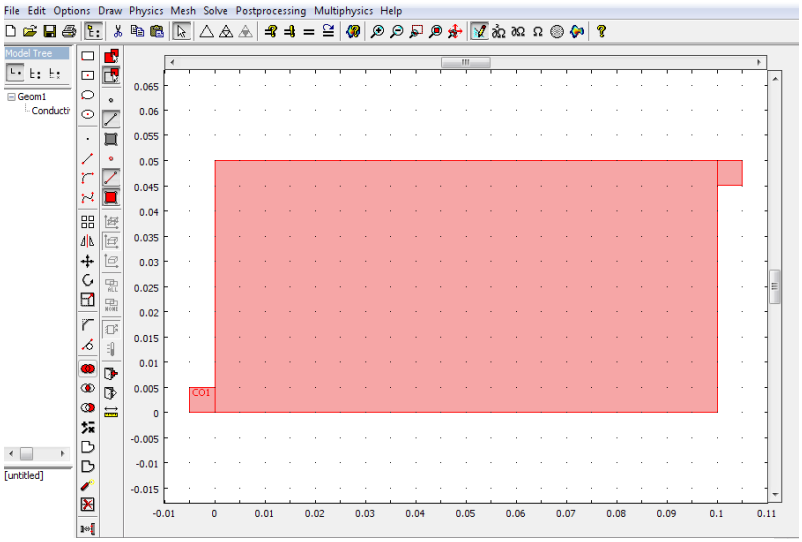


Рис. 2.Пластина с прорисованной расчетной областью

Режим задания граничных условий

Чтобы перейти в этот режим, необходимо нажать кнопку главной инструментальной панели. Щелчком мыши выделить вертикальный граничный сегмент, либо выполнить команду меню Boundary/ BoundarySettings, в результате чего раскроется диалоговое окно задания граничных условий. В списке граничных сегментов выделить сегмент № 1. Во вкладке Conditions, в группе элементов управления Boundarycondition

выбрать Electricpotential и в соответствующую строку редактирования вписать значение скалярного электрического потенциала, равное 0.01 (в вольтах).

Далее, не закрывая диалогового окна, выделить правый вертикальный граничный сегмент. В списке граничных сегментов выделенным окажется сегмент № 12. В группе элементов управления Boundarycondition выбрать Ground.

Теперь выделить все сегменты, кроме первого и двенадцатого, и в группе элементов управления Boundarycondition выбрать Electricinsulation. Нажать кнопку OK, что приведёт к принятию граничных условий и закрытию диалогового окна.

Режим задания коэффициентов и материальных свойств

Чтобы перейти в этот режим, необходимо нажать кнопку главной инструментальной панели. Выполнить команду меню Subdomain/ Subdomain Settings, раскрыть диалоговое окно ввода и редактирования параметров материальных свойств источников. В списке Subdomain selection выделить все зоны и в строки редактирования, соответствующие параметрам материальных свойств, вписать нужные значения. В строку редактирования d вписать 0.0001 (в метрах), что означает толщину пластины. Из библиотеки материалов выбрать алюминий. На рис.3 показан вид диалогового окна Subdomain Settings с заданными значениями материальных свойств. Нажатие кнопки OK, приведёт к принятию коэффициентов материальных свойств и закрытию диалогового окна.

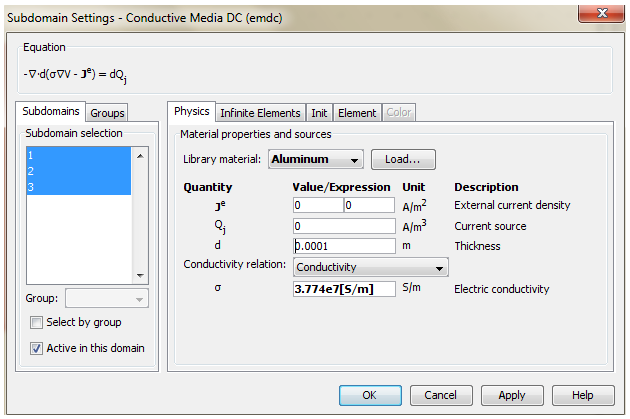


Рис. 3.Диалоговое окно Subdomain Settings с заданными коэффициентами

Режим генерации конечноэлементной сетки

Для перехода достаточно нажать кнопку главной инструментальной панели. Если сетка не построена, то при переходе в MeshMode происходит инициализация сетки. Можно также принудительно инициализировать сетку, нажав кнопку главной инструментальной панели. Если сетка слишком грубая, то можно её переопределить, нажав кнопку той же панели.

Решение

Для решения задачи достаточно нажать кнопку главной инструментальной панели.

По умолчанию в приложении установлен режим автоматической визуализации решения. По окончании решения в поле axes будет показано в цвете распределение скалярного электрического потенциала в исследуемой пластине (режим SurfacePlot).

Часто бывает удобно отображать распределение решения в виде изолиний. Для этого необходимо добавить к режиму визуализации SurfacePlot режим ContourPlot,выполнив команду меню Post/ PlotParameters. Эта команда разворачивает диалоговое окно PlotParameters, имеющее несколько закладок. Открыть закладку Contour. Установить в ней флажок ContourPlot. В графе Countercolor установить флажок uniformcolor и выбрать черный цвет изолиний. На рис. 4 показана картина распределения потенциала, получаемая сразу после решения.

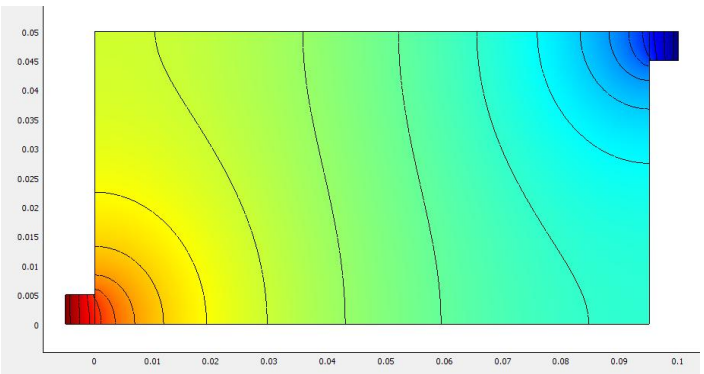


Рис. 4.Картина распределения потенциала, получаемая сразу после решения

Совместный анализ электрического и теплового поля

Как известно, протекание электрического тока по пластине приводит к ее нагреванию.Прикладной режим Heattransfer, дает возможность смоделировать этот эффект, используя возможности мультифизики Comsol.

Пусть все грани охлаждаются воздушным потоком при температуре 300 К.

Навигатор моделей

Для добавления второго прикладного субрежима выполнить команду меню Multiphysics/ Model Navigator. Эта команда раскрывает закладку Multiphysics Навигатора моделей. В списке прикладных режимов выбрать Heat transfer Module/ General heat transfer. Нажать кнопку OK, что приведет к добавлению нового прикладного субрежима в модель. Закрыть окно Навигатора моделей.

Режим задания граничных условий

Командой меню Boundary/ Boundary Settings раскрыть диалоговое окно Boundary Settings. Во вкладке Boundary condition на всех границах задать граничное условие Дирихле T=300.

Режим задания коэффициентов и материальных свойств

Выполнить команду меню Subdomain/ Subdomain Settings. В строку редактирования Q вписать Ex_emdc*Jx_emdc+Ey_emdc*Jy_emdc. Из библиотеки материалов выбрать алюминий.Начальные условия задаются в этом же диалоговом окне (закладка Init), где необходимо установить первоначальное значение температуры равное 300 К.

Решение

Выполнить команду меню Solve/ Solve Parameters, что приведет к раскрытию диалогового окна. Раскрыть закладку Time dependent. Во вкладке General, в строку редактирования times ввести выражение MATLAB: range (0,5,300). Нажать кнопку OK, что приведёт к принятию изменённых настроек и закрытию диалогового окна Solver Parameters. Для решения данной задачи, нажать кнопку главной инструментальной панели. Во время процесса решения будет раскрыто окно ожидания завершения вычислений.

Визуализация решения и обработка

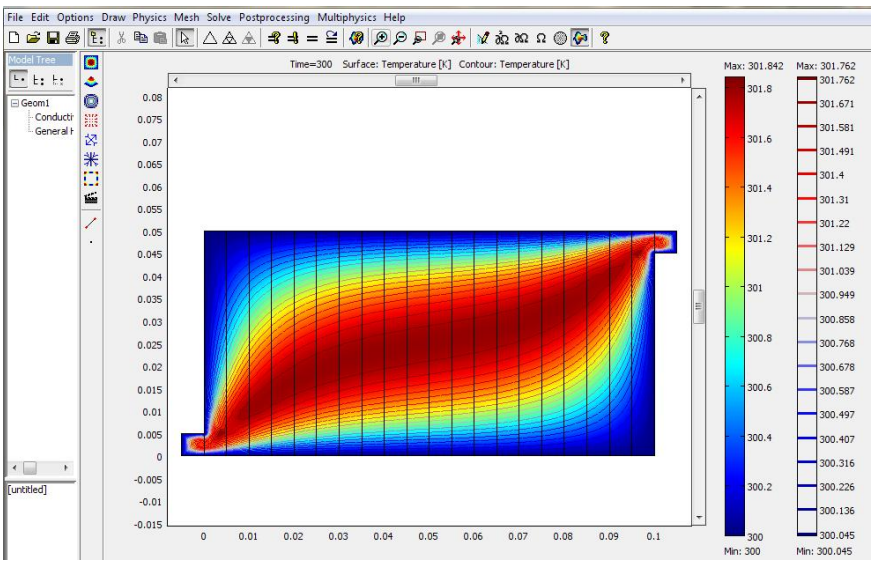


Рис.5.Картина распределения температуры при t=300с

Модель термоэлектрических эффектов поясняет один из путей мультифизического моделирования в Comsol Multiphysics. Таким образом, данные исследования являются начальным этапом проведения температурного анализа пакетного элемента (пластин).

Список литературы:

1. *Femlab 2.3 Руководство пользователя. (перевод с английского с редакторской правкой В.Е. Шмелева)[Электронный ресурс].- Режим доступа –* www.matlab.exponenta.ru/femlab/book1/default.php*, свободный.*
2. *К.А. Татарникова, О.Ю. Екимова. Влияние геометрии пластин на вид силовой характеристики двигателя //Современные техника и технологии: сборник трудов XVIII Международной научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых в 3-х томах. Томск: изд-во ТПУ, 2012.*
3. *О.Ю. Екимова, К.А. Татарникова. Влияние геометрических параметров на силовую характеристику двигателя с пакетным элементом // Неразрушающий контроль: электронное приборостроение, технологии, безопасность: Сборник научных трудов II Всероссийской научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых в 2-х томах. Томск: изд-во ТПУ, 2012.*

ЗАВИСИМОСТЬ СИЛОВОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПАКЕТНОГО ЭЛЕМЕНТА ОТ ГЕОМЕТРИИ ПЛАСТИНЫ

Зыль К.А., Екимова О.Ю.
Научный руководитель: Иванова А.Г., аспирант
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: kris-90@yandex.ru

Для создания двигателей с пакетным элементом необходимы аналитические исследования, которые позволят выбрать оптимальные варианты геометрических параметров пластины (пакетного элемента) [1, 2, 3].

Подобные исследования могут быть произведены с помощью программного продукта COMSOL Multiphysics, который позволяет численно оценить не только характер распределения по пластине компонент плотности тока, но также осуществить их интегрирование по выделенным областям (рис. 1).

В процессе аналитических исследований задавались различные варианты геометрии реальной пластины, являющейся одной из составных частей пакета активного элемента двигателя. Это геометрическое описание пластины составлялось из отдельных подобластей, объединяя которые, можно моделировать взаимное расположение магнита относительно пластины.

При исследовании предполагалось, что пластина выполнена из однородного материала - алюминиевой ленты, которая имеет одинаковую толщину во всех точках (d = 0,1 мм). Ширина магнита постоянна и равна 1 см.

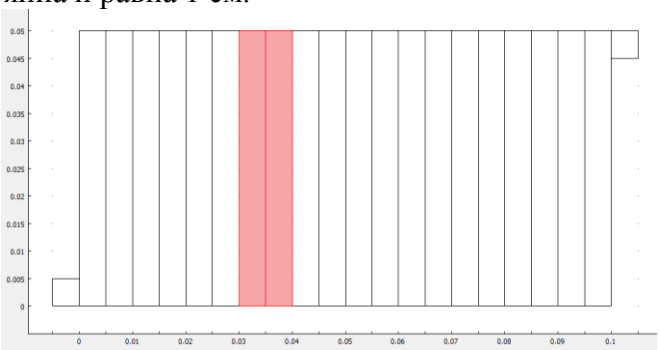


Рис. 1. Характер разбиения пластины на подобласти интегрирования

Рассматривались пластины с различными размерами длины A и ширины B. Анализ проводился для пластин с отношением $\alpha = \frac{B}{A}$, лежащим в диапазоне 0,5÷5. Протекающий ток задавался одинаковым во всех случаях.

Построив силовые характеристики для каждой из выбранных пластин, были определены максимальное и минимальное значение (рис. 2). На данном рисунке представлен вид реальной силовой характеристики для случая, где α=0,5, по пластине протекает токI=1A.

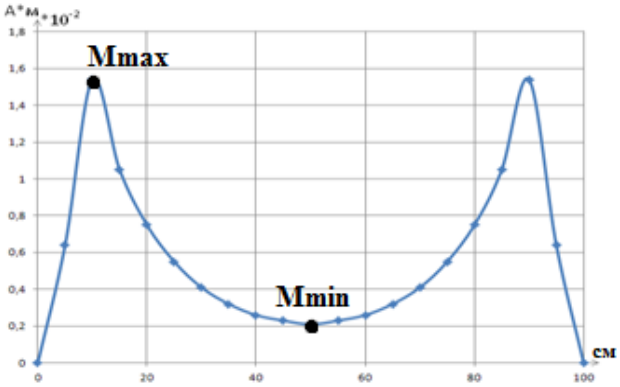


Рис. 2. Вид силовой характеристики сплошной пластины

Для построения зависимости равномерности силовой характеристики от геометрических пропорций пластины (рис.3), для каждого из рассмотренных случаев рассчитать коэффициент k, равный отношению максимального и минимального значений силовой характеристики $k = \frac{Mmax}{Mmin}$.

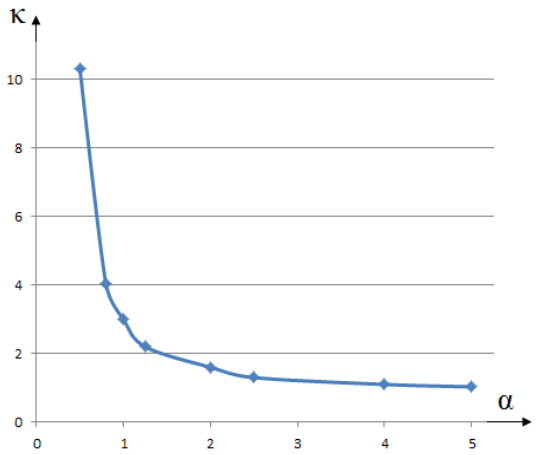


Рис. 3. Зависимость равномерности силовой характеристики от геометрических пропорций пластины

По полученной зависимости можно сделать вывод, что равномерность силовой характеристики повышается при увеличении ширины пластины, что должно учитываться при разработке различных вариантов конструкции двигателей.

Список литературы:

1. К.А. Татарникова, О.Ю. Екимова. Влияние геометрии пластин на вид силовой характеристики двигателя //Современные техника и технологии: сборник трудов XVIII Международной научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых в 3-х томах. Томск: изд-во ТПУ, 2012.

2. К.А. Татарникова, О.Ю. Екимова. Выбор приемов сглаживания силовой характеристики двигателя // Неразрушающий контроль: электронное приборостроение, технологии, безопасность: Сборник научных трудов II Всероссийской научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых в 2-х томах. Томск: изд-во ТПУ, 2012.

3. О.Ю. Екимова, К.А. Татарникова. Влияние геометрических параметров на силовую характеристику двигателя с пакетным элементом // Неразрушающий контроль: электронное приборостроение, технологии, безопасность: Сборник научных трудов II Всероссийской научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых в 2-х томах. Томск: изд-воТПУ, 2012.

ТЕЛЕМЕТРИЯ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ

Исайченко В.И.
Научный руководитель: Бориков В.Н., д.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: vad.isay@mail.ru

Телеметрия — совокупность технологий, позволяющая производить удалённые измерения и сбор информации для предоставления оператору или пользователю. Для сбора данных обычно используют либо датчики телеметрии, либо устройства связи с объектом, к которым подключаются обычные датчики. В качестве среды передачи данных используются как беспроводные, так и проводные сети (электрические или оптические).

Когда в СССР появилась идея о создании и запуске первого искусственного спутника Земли, все участники эксперимента надеялись на его успешный запуск, но никто не знал, сколько времени спутник просуществует: один день, неделю, месяц? Очень важно было принимать со спутника какие-то сигналы — только они могли доказать, что спутник находится на орбите. Было совершенно неизвестно, в каком пункте удастся принять сигналы, какой должна быть чувствительность приемной аппаратуры. Ясно было только одно: нужно иметь как можно больше пунктов наблюдения. И тогда решили привлечь к эксперименту радиолюбителей. Институту радиотехники и электроники АН СССР поручили держать связь с радиоклубами ДОСААФ и редакцией журнала "Радио". Были выделены необходимые

средства на оснащение аппаратурой 28 радиоклубов, расположенных в различных городах страны.

Все искусственные спутники Земли (ИСЗ) имеют в составе своей бортовой аппаратуры блок телеметрии, который собирает информацию о параметрах работы систем спутника и по радиоканалу отправляют полученные данные на Землю. Многие ИСЗ (радиолюбительские и университетские микроспутники) предоставляют возможность любому человеку, при наличии у него соответствующего оборудования, принимать телеметрию и декодировать её. Более того, большинство владельцев этих ИСЗ (в основном - это университеты и сообщества радиолюбителей) весьма заинтересованы в том, чтобы как можно большее число людей принимало, декодировало и отправляло владельцам телеметрию их ИСЗ. И это не удивительно - ведь основной центр приёма информации и управления (ЦПИУ) ИСЗ находится в конкретной точке поверхности Земли (как правило, такие центры создаются на базе университетов-владельцев ИСЗ), а область околоземного пространства, из которого эти центры могут получать информацию со своего ИСЗ, когда он в неё входит, ограничена. Это приводит к тому, что владельцы ИСЗ не могут получить данные телеметрии, когда спутник находится вне области видимости ЦПИУ, т.е. по сути, не знают, что с ним происходит. Последствия этого могут быть самые плачевные - примером тому может служить печальный инцидент 7 марта 2007 г. со спутником "Университетский - Татьяна" МГУ РФ. Спутник, после ухода из зоны видимости ЦПИУ (расположен в МГУ, Москва) на следующем витке перестал подавать какие-либо сигналы. Что с ним случилось, пока он пребывал вне зоны видимости, так и осталось неизвестным. Если бы имелась информация о работе бортовых систем вне зоны видимости ЦПИУ, то, возможно, удалось бы если не спасти спутник, то хотя бы понять причину его выхода из строя.

Спутник на орбите могут подстерегать многие опасности, одна из которых - резкое (в 10-100 раз) увеличение потоков частиц высоких энергий, бомбардирующих ИСЗ, когда они пролетают над Южно-Атлантической магнитной аномалией. В этой зоне происходит большинство сбоев в работе электроники ИСЗ.

Конечно, создание широкой сети любительских приёмных станций телеметрии - идея идеалистическая. Но, в любом случае остаётся просто интерес к получению и декодированию сигналов от небольшой "коробочки", летающей по орбите вокруг нашей планеты.

Спутниковому оператору в общем случае для управления и контроля спутниками от момента запуска и до конца жизненного цикла необходимо создать следующую организационную структуру:

- технический и оперативный центр управления (ТОЦУ);
- центр управления спутниками (ЦУС);
- контрольно-измерительные станции (КИС);
- станции контроля спектра (СКС). Технический и оперативный центр управления для каждого обслуживаемого региона отвечает за планирование и координацию:
- действий, необходимых для обеспечения правильного использования и функционирования космического аппарата;
- сдаточных испытаний для новых станций и соединений, изменений в существующих параметрах (центральная частота, полоса и т.д.), проверки существующих технических параметров;
- действий в рамках технического обслуживания земных станций, которые могут повлиять на функционирование космического аппарата;
- доступности коммуникаций для оперативного управления;
- управления использованием спутникового сегмента для претворения планов перевода или планов непредвиденных и аварийных ситуаций.

Наиболее важными объектами контроля являются:

- режим работы системы термоконтроля;
- режим работы системы питания (особенно в периоды затмения);

- режим работы бортовой системы телеметрии и управления;
- работа системы коррекции орбиты;
- работа полезной нагрузки;
- определение местонахождения неисправностей, выявленных в результате программных или выборочных проверок;
- способность к немедленным действиям в случае аварийных ситуаций, угрожающих выполнению спутником его основных функций.

Таким образом, сеть радиолюбительских точек наблюдения за исз могут существенно облегчить наблюдение за спутником, тем самым, обеспечить приём данных до конца его «жизни» на орбите.

Список литературы:

1. *[Электронный ресурс]. - Режим доступа: tssonline.ru/articles2/practicum/postroenie-sistem-ypravleniya-geostacionarnimi-spytnikami-svyazi, свободный. – Загл. с экрана.*
2. *[Электронный ресурс]. - Режим доступа: www.sat.belastro.net/glava5/glava5.2.p1.php, свободный. – Загл. с экрана.*
3. *[Электронный ресурс]. - Режим доступа: ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A2%D0%B5%D0%BB%D0%B5%D0%BC%D0%B5%D1%82%D1%80%D0%B8%D1%8F, свободный. – Загл. с экрана.*

МНОГОПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ПРОЦЕССА ОБРАБОТКИ ДЕТАЛЕЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ

Коротыш А.А.
Научный руководитель: Шевченко В.В., доцент
Национальный Технический Университет Украины «Киевский Политехнический Институт»
03056, г. Киев, пр. Победы, 37
E-mail: kardi@meta.ua

Отсутствие информации о действительном состоянии технологических воздействий или параметров процесса резания приводит к возможности незапланированных или аварийных ситуаций. В этом случае нельзя вовремя устранить источники погрешностей, вовремя заменить инструмент если он затупился, изменять и управлять режимами резания. Процесс резания является сложным комплексом физико-химических явлений, возникающих в результате взаимодействия режущего инструмента с деталью. Диагностика процесса обработки должна быть основана на измерении естественно возникающих при резке сигналов. К таким сигналам относятся виброакустические сигналы.

Система фиксирования сигнала виброакустической эмиссии (рис.), содержит датчик виброакустических сигналов 2 и датчик оборотов шпинделя 3, который соединен с блоком формирования временных интервалов 4, выход которого подключен к одному входу блока частотного выбора 5, к другому входу которого подключен выход датчика виброакустических сигналов 2 и блок частотного выбора, который последовательно соединен с блоком амплитудных детекторов 6, блоком пороговых устройств 7 и блоком триггеров 8, при этом один выход блока триггеров подключен к входу блока памяти 9, а второй – к входу блока сравнения 10, выход которого подключено к блоку анализа 11. Другой выход датчика виброакустических сигналов 2 подключен к входу блока выделения огибающей 12, последовательно подключенного с пороговым устройством Выход порогового устройства 13 подключен к входу блока анализа 11.

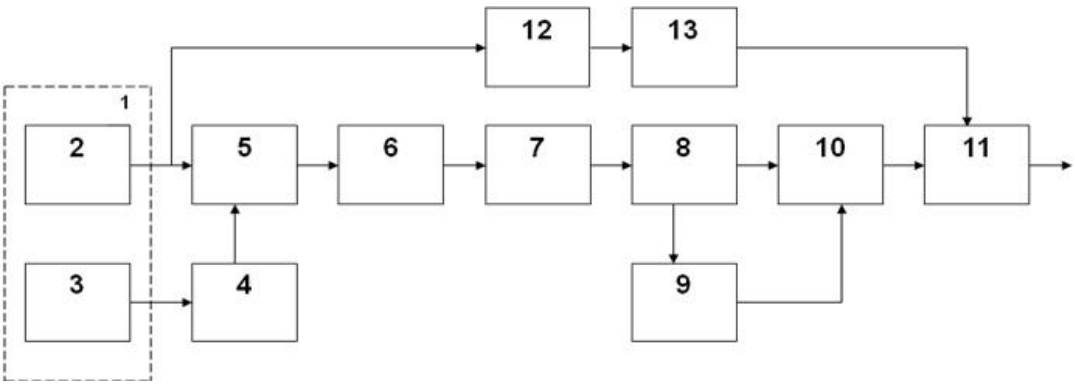


Рис. Система фиксирования сигнала виброакустической эмиссии

Повышение точности контроля процесса резания обусловлено тем, что исключена возможность получения недостоверной информации о состоянии процесса, в следствии это приводит к повышению производительности процесса металлообработки резанием и исключает возможность образования брака в процессе изготовления деталей.

ДИАГНОСТИКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ИНСТРУМЕНТА В ПРОЦЕССЕ ОБРАБОТКИ ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННЫХ ПРИБОРОВ

Коротыш А.И.
Научный руководитель: Шевченко В.В.,доцент
Национальный Технический Университет Украины «Киевский Политехнический Институт»
03056, г. Киев, пр. Победы, 37
E-mail: iamkorotysh@meta.ua

Часть отказа режущего инструмента в зависимости от условий эксплуатации может составлять 63% общего числа нарушений работоспособности станков с ЧПУ. Расходы времени на определение и ликвидацию отказов режущих инструментов составляет в среднем 10% общего времени работы станка. При этом отказ инструмента на одной позиции приводит к поломке инструментов на следующих операциях, а также в большинстве случаев является причиной брака продукции, которая производится и отказов узлов станков.

В связи с этим, для обеспечения надежного диагностирования инструмента необходимо выучить переменные его состояния в конкретных условиях эксплуатации и определить такой параметр ,который может служить критерием состояния и критерием отказа инструмента , поэтому наиболее эффективной диагностика работоспособности режущего инструмента будет та, что основана на измерении сигналов, которые естественно возникают в процессе резания. К таким сигналам относится поток электромагнитного измерения из зоны инфракрасного излучения.

Система диагностики работоспособности режущего инструмента состоит из прибора для измерения потока инфракрасного излучения в зоне резания, который подключен через усилитель к датчикам поломки и износа режущего инструмента, которые в свою очередь подключены к блоку управления прибором подачи и прибором главного движения станка. Уровень сигнала , пропорциональный потоку инфракрасного излучения из зоны резания возрастает в 1.7 раза при увеличении износа по задней поверхности инструмента от 0,05 до 0,3 мм. ,и в 1,57 раза при увеличении износа от 0,3 до 0,6 мм.

Метод, основанный на измерении и анализе потока инфракрасного излучения из зоны резания дает широкий спектр возможностей по предотвращению поломки режущего инструмента, тем самым открывает возможность предотвращения брака деталей приборов.

ПРИМЕНЕНИЕ ПРЕЦИЗИОННЫХ ПЕРЕДАЧ В РЕДУКТОРАХ ПРИВОДОВ СИСТЕМ И УЗЛОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Макарова Н.В.
Научный руководитель: Янгулов В.С., к.т.н.
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: natali_9s89@mail.ru

В космической технике (в теле-радио, навигационных космических аппаратах) существует проблема наведения и позиционирования антенн приемо-передающих устройств. Главным образом эта проблема определяется параметрами привода, в котором часто используются редукторы. Длительный период эксплуатации без возможности проведения ремонтных работ накладывает ограничения на выбор передач и предполагает дополнительные требования к характеристикам передач. Прежде всего, это сохранение работоспособности при ресурсе, достигающем 20 и более лет.

Механические передачи, используемые в редукторах приводов, не всегда удовлетворяют требованиям, предъявляемым к космическим аппаратам нового поколения, таким как:

– диапазон рабочих температур: от -100 до +100 °С;
– передача может работать в вакууме в негерметичном корпусе;
– ресурс передачи: не менее 9 -10^4 ч.;
– погрешность позиционирования: не более 0,0015 мм или 5".

В настоящее время одним из перспективных направлений является использование механических передач с промежуточными телами качения. Многолетняя эксплуатация целого ряда космических аппаратов показала то, что использование передач с промежуточными телами в зацеплении позволяет обеспечить повышенную точность и долговечность редукторов, которые на них использовались.

Винтовые механизмы и передачи находят широкое применение в редукторах приводов с линейными перемещениями выходного звена. Они обладают рядом преимуществ, основными из которых являются следующие: высокая нагрузочная способность, долговечность, жёсткость и точность перемещений выходного звена. Это обстоятельство делает перспективным использование винтовых механизмов и передач в прецизионных редукторах приводов систем космических аппаратов и наземного оборудования.

Волновые винтовые передачи в числе своих достоинств также позволяют решить и задачу по уменьшению величины перемещений выходного звена за один оборот входного звена, что является неоспоримым преимуществом перед другими механическими передачами.

Для пояснения волновой винтовой передачи на рис. 1 показаны: конструктивная схема передачи и поперечное сечение А-А.

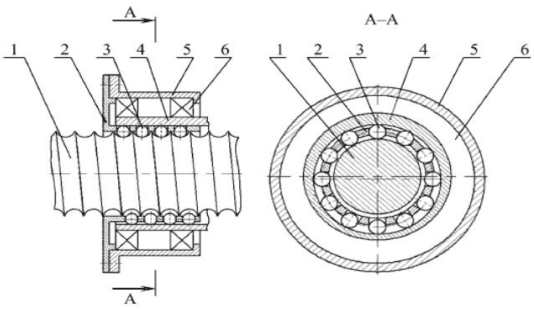


Рис. 1. Волновая винтовая передача

Волновая винтовая передача работает следующим образом. При вращении генератора - 4 от привода (не показан) шарики - 3 под его воздействием совершают поступательные

перемещения в отверстиях обоймы - 2 к поверхности винтовой канавки винта - 1 до контакта с ней, обеспечивая обкатку гибкой гайки по винту. С учётом разницы средних диаметров винтовых поверхностей винта -1 и гибкой гайки, состоящей из обоймы - 2 и шариков - 3, корпус - 5 будет перемещаться с редуцированной скоростью при неподвижном винте -1. При неподвижном корпусе - 5 выходным звеном передачи будет винт - 1.

В некоторых конструкциях винтовых механизмов повышение точности достигается использованием не только шариков, но и наружных колец подшипников - это шарикоподшипниковые механизмы. Но основным недостатком такой конструкции является сложность установки колец подшипника. С целью устранения данного недостатка предложена конструкция шарикоподшипникового механизма, которая позволяет существенно упростить конструкцию за счёт установки наружных колец шарикоподшипников в корпусе перпендикулярно осям винта и корпуса (рис. 2).

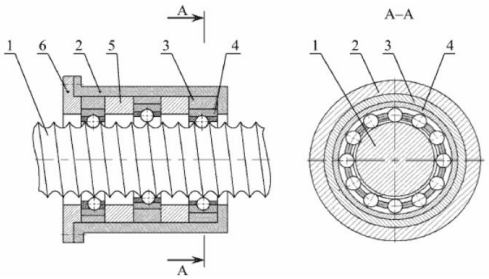


Рис. 2. Конструкция шарикоподшипникового винтового механизма

Шарикоподшипниковый винтовой механизм работает следующим образом: при вращении винта - 1 от привода (не показан) шарики подшипника - 4 обкатываются по беговой дорожке наружного кольца и по боковым поверхностям винтовой канавки винта - 1. При выходе на гребень между соседними витками шарики подшипника переходят в следующий виток канавки. Корпус - 2 начинает поступательно перемещаться, если он зафиксирован от вращения, или вращаться, если он зафиксирован от поступательного движения.

Примерами применения винтовых передач и механизмов могут служить предлагаемые схемы систем космического аппарата, в которых эти передачи и механизмы обеспечивают требуемые перемещения, представленные на рис. 3 и 4.

При ограниченных углах поворота гиродвигателя относительно неподвижного основания представляет интерес подвес, выполненный на приводах, выходное звено которых перемешается возвратно-поступательно. Такая схема приведена на рис. 3.

Гиростабилизатор содержит неподвижное основание - 6, на котором с помощью шарниров - 5 установлены приводы поворота - 4, по два для каждой из взаимоперпендикулярных осей, обеспечивающие двухкоординатный подвес с опорами гиродвигателя - 1. Выходная ступень редуктора привода поворота представляет собой механизм линейного перемещения, например, шариковинтовая, шарикоподшипниковая винтовая, волновая винтовая или аналогичные им передачи, позволяющие регулировать зазоры в зацеплении до нуля. Выходные звенья - 3 механизмов крепятся к гиродвигателю - 1 через шарниры -2, обеспечивающие две степени свободы.

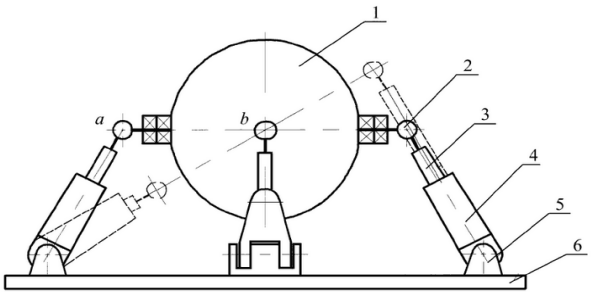


Рис. 3. Гиростабилизатор с линейными приводами поворота

Для поворота гиродвигателя - 1 относительно основания - 6 по одной из осей, например, оси *a,* включаются приводы поворота, установленные по оси *b,* работа которых синхронизирована, а перемещения их выходных звеньев - 3 направлены в противоположных направлениях относительно основания - 6. Поворот гиродвигателя относительно оси *b*проводится приводами поворота, установленными по оси *a.* Шарниры - 2 и 5 обеспечивают вращательное перемещение гиродвигателя - 1 по одной оси при линейном перемещении выходных звеньев - 3 подругой оси. Одновременно, включая приводы поворота по обеим осям, получим угловое перемещение гиродвигателя - 1, относительно основания - 6 в любом заданном положении.

В числе перспективных направлений по созданию механизмов, обеспечивающих высокоточные управляющие перемещения - разработка гексапода, состоящего из неподвижной и подвижной платформ (рис.4).

Для решения задач, связанных с точным ориентированием и навигацией, в частности, в оптике и астрономии, в построении навигационных систем, очень большое значение имеет задание фиксированной точки вращения. Замкнутая кинематическая цепь этих механизмов обеспечивает более высокую жесткость всей конструкции и меньшие нагрузки на каждый привод, это, в свою очередь, приводит к повышению точности позиционирования рабочего органа.

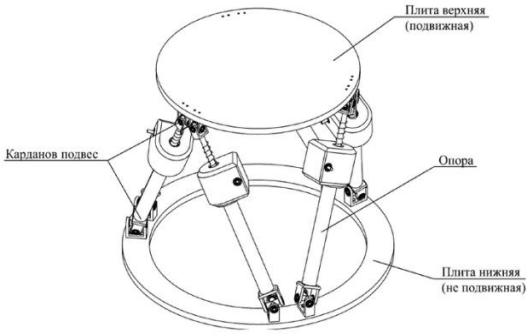


Рис. 4. Общий вид гексапода

Подвижная платформа приводится в движение с помощью 6-ти независимых прецизионных двигателей, благодаря чему, можно проводить позиционирование по 3-м линейным (X, Y, Z) и трем угловым координатам (вращение вокруг соответствующих осей Qx, Qy, Qz).

Представленные конструкции приводов систем космических аппаратов, в редукторах которых применены новые передачи с линейным перемещением выходного звена, обеспечивают предъявляемые требования по точности и долговечности.

Список литературы:

1. Янгулов В.С. Проектирование передач с линейными перемещениями выходного звена. – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2011. – 169 с.

2. Янгулов В.С. Волновые и винтовые механизмы и передачи. - Томск: Изд-во ТПУ, 2008. - 190 с.

3. Турпаев А.И. Винтовые механизмы и передачи. - М.: Машиностроение, 1982. - 224 с.

4. Механические передачи с шариковыми промежуточными телами/ А.Е.Беляев. - Томск: Изд-во ТПУ, 1992. - 231 с.

РАЗРАБОТКА БАЙПАСНОГО УСТРОЙСТВА АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ С ТЕРМОМЕХАНИЧЕСКИМ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕМ НА ОСНОВЕ МАТЕРИАЛА С ЭФФЕКТОМ ПАМЯТИ ФОРМЫ

Проценко Н.А.
Научный руководитель: Бледнова Ж.М., д.т.н., профессор
Кубанский государственный технологический университет,
350072, Россия, г. Краснодар, ул. Московская, 2
E-mail: procenko_n@list.ru

Система электропитания бортовых систем космических аппаратов (КА) – жизненно важный элемент обеспечения их надежной работы. Возрастающие требования к удельным весовым характеристикам бортовых источников питания и увеличение срока их активного существования вызывают необходимость поиска новых путей решения этой задачи, новых материалов и технологий. Наиболее энергоемкими среди всех перезаряжаемых химических источников тока являются литий-ионные аккумуляторы (ЛИА). Для обеспечения безотказной работы литий-ионных аккумуляторных батарей (ЛИАБ) КА необходимо предусматривать байпасные устройства (БУ), парирующие отказ неисправного ЛИА. Использование низковольтных контактов в качестве коммутаторов БУ для переключения силовых цепей АБ при локализации аварийных ЛИА является наиболее эффективным решением. Поэтому актуальными являются задачи создание новых конструкций БУ, повышающих уровень эксплуатационной безопасности функционирования ЛИАБ КА, а также разработке технологий их изготовления.

Анализ известных конструкций выпускаемых БУ (NEA (США),SAFT (Франция), MitsubishiElectric (Япония), НПЦ «Полюс» (Россия)), используемых для оснащения ЛИАБ КА, показал их существенный недостаток – невозможность проверки на этапе приемо-сдаточных испытаний, что повышает вероятность отказа этого узла [1]. Основные требования, предъявляемые к БУ ЛИАБ: максимальная надежность срабатывания БУ с возможностью проверки работоспособности при минимальных массогабаритных характеристиках; минимальное переходное сопротивление контактной группы (табл.), неразрывность электрической цепи батареи во время переключения силовых контактов.

Таблица. Требования, предъявляемых к БУ

Переходное сопротивление силовой контактной группы, не более, мкОм:	500
Масса, не более, г,	60
Время переключения, не более, мс	0,5
Вероятность безотказной работы, не хуже	0,998

Для обеспечения возможности проверки срабатываний БУ, при снижении массогабаритных характеристик предложено использовать в качестве силового элемента исполнительного механизма термомеханический преобразователь из сплава с эффектом памяти формы (ЭПФ) (**пат № 2392494, 2415489**). Материалы с ЭПФ обладают значительным циклическим ресурсом, что необходимо для проведения всех наземных испытаний, и гарантии активации БУ на орбите в составе КА.

Для оценки теплофизических параметров аккумулятора разработана энергобалансная модель ЛИА (математическая модель короткого замыкания), позволившая оценить тепловыделения в момент короткого замыкания и в целях локализации неисправности и сохранения герметичности определить ограничения на температуру в наиболее опасных точках (температура медного провода в районе борна не должна превышать 100°C) [2]. На

основе выполненного моделирования тепловых процессов и анализа режимов работы и конструкций АБ и БУ с учетом температур их хранения и эксплуатации определена температура начала и конца обратного мартенситного превращения материала с ЭПФ термомеханического преобразователя БУ, которая составила соответственно 80°С и 120°С. Это позволило рекомендовать для термопреобразователя сплав на основе Ti–Ni, по составу близкий к эквиатомному, интервал мартенситных превращений которого регулируется термомеханической обработкой.

Предложено новое конструктивно-технологическое решение БУ с термопреобразователем из сплава с ЭПФ применительно к КА «Глонасс-К2» (рис.1,2) [3]. Определение реактивных усилий силового элемента в виде двойной концентрической пружины выполнено из условия нелинейного распределение жесткостей между двумя, связанными между собой, пружинами в соответствии с условными моментами инерции [4].

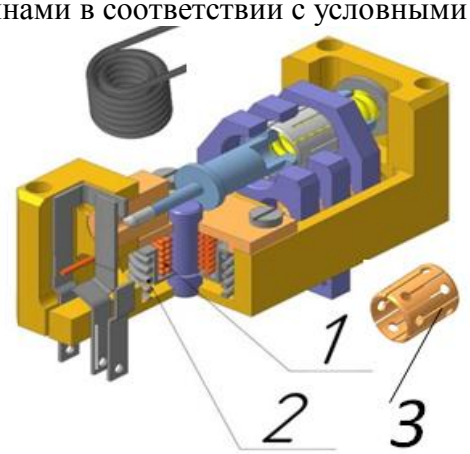


Рис. 1. Байпасное устройство с термопреобразователем из материала с ЭПФ в виде двойной концентрической пружины 1 (патент № 2392494), линейно упругой пружины 2, контактной группой в виде трех неподвижных соосных контактов и подвижного контакта в виде разрезной втулки (3)

Разработанные модели усилий исполнительного механизма и силовых контактов БУ, учитывающие динамический характер условий возникновения искровых разрядов и дуги между подвижным и неподвижными контактами, позволили определить длительность перемещения подвижного контакта и время, в течение которого отключаемый аккумулятор находится в замкнутом состоянии.

В работе предложена технология изготовления силовых контактов БУ, позволившая снизить переходное сопротивление с 250 *мкОм* до 100-130 *мкОм.* Предложенная технология изготовления термопреобразователя из сплава *TiNi*, включающая закалку, отжиг, протяжку, навивку пружины в специальном приспособлении, отжиг, термофиксацию под нагрузкой в течение 12 ч при Т=130°С, позволила при оптимизации режимов термообработки добиться генерации наибольших усилий силового элемента [4].

Для БУ ЛИА, используемых в настоящее время на 50А, 100А и 200А, предложен единый конструктивно-технологический принцип. Анализ характеристик предложенных конструкций БУ убедительно доказывает возможность выполнения жестких требований, предъявляемых к БУ ЛИАБ современных КА. При увеличении номинальных значений коммутируемых токов в 4 раза, массогабаритные размеры возрастают только в 1,3 раза

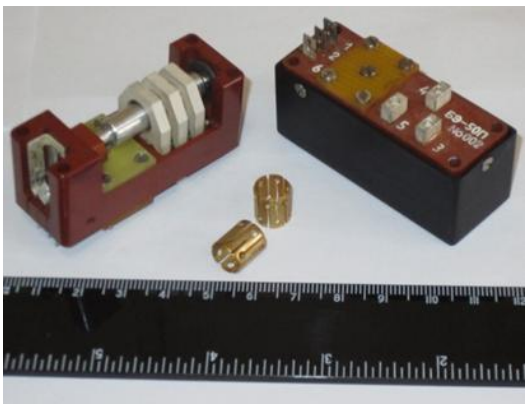


Рис. 2. Промышленный образец байпасного устройства на коммутируемые токи 50А

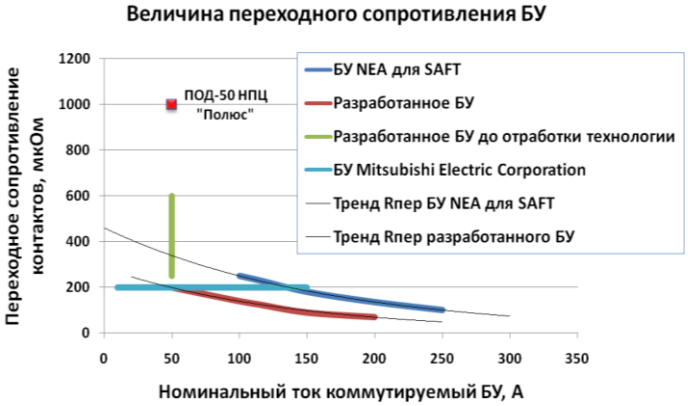


Рис. 3. Сравнительная оценка величины $R_{пер}$ зарубежных и отечественных производителей БУ

Для оценки влияние эксплуатационных факторов (циклического изменения температуры, гармонических и случайных вибраций, однократных и многократных ударов) и факторов космического пространства (невесомость, вакуум, различного рода излучения и метеорные частицы) на работу БУ выполнены стендовые испытания, подтвердившие сохранение параметров памяти формы силового элемента и работоспособность БУ [5]. Выполненная сравнительная оценка теоретических и экспериментальных характеристик силовой контактной группы показали, что БУ в предложенном конструктивном исполнении в сочетании с отработанной технологией заметно превосходит известные образцы БУ по основному параметру – переходному сопротивлению (рис.3).

Разработанная конструкция БУ и предложенные технологии изготовления его элементов позволяет обеспечить вероятность безотказной работы 0,998. Расчет экономической эффективности без учета стоимости мероприятий по парированию повышенной массы АБ КА показал, что при вероятности производственного дефекта выше 0,001 экономический эффект составит минимум 30 млн. рублей в год, в случае вероятности производственного дефекта ниже 0,001 экономический эффект составит 5 млн. рублей в год.

Результаты проведенного исследования позволяют заключить:

- на основе анализа известных конструкций БУ для ЛИАБ определены основные требования к характеристикам БУ КА: обеспечение устойчивой коммутации тока короткого замыкания аккумулятора при его номинальном напряжении и условии неразрывности электрической цепи, минимальное переходное сопротивления силовых контактов, проверка работоспособности на стадии изготовления и приемо-сдаточных испытаний, минимальные массогабаритные показатели;

- на основе разработанной тепловой модели ЛИАБ и экспериментальных исследований установлено, что максимальное тепловыделение происходит в борне аккумулятора при его коротком замыкании; определены предельные значения характеристик срабатывания БУ с

учетом действия электродинамических усилий, вызванных прохождением токов короткого замыкания через силовые контакты: максимально допустимая температура - 100°С и длительность срабатывания в пределах 2-3 с.;

- разработанная конструкция БУ ЛИАБ, обеспечивающая снижение массогабаритные характеристики за счет использования в качестве исполнительного механизма БУ термомеханического преобразователя из материала с ЭПФ, позволила впервые обеспечить многократную проверку работоспособности БУ без снижения уровня надежности;

- предложена технология изготовления силовых контактов БУ, позволяющая снизить переходное сопротивление до значений, сопоставимых с лучшими мировыми аналогами;

- исследованы деформационно-силовые характеристики термопреобразователя БУ из сплава TiNi и разработана методика его термосиловой подготовки на определенную величину деформации памяти формы, при которой во время обратного мартенситного превращения силовой элемент генерирует напряжения, достаточные для срабатывания БУ;

- выполненные исследования влияния эксплуатационных факторов и факторов космического пространства на силовые элементы термопреобразователя БУ подтвердили сохранения в нем деформаций и напряжений памяти формы;

- разработана необходимая документация для выпуска промышленных серий БУ ЛИАБ космического назначения; результаты исследования внедрены на предприятии ОАО «Сатурн» (г. Краснодар) применительно к АБ КА «Глонасс-К2» с экономическим эффектом не менее, 5 млн. руб. в год;

- разработка БУ отмечена Золотой медалью международного салона промышленной собственности «Архимед» и Золотой медалью Всероссийской выставки НТТМ.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации (проект 1.2.1 /6803, 1.2.1 /9426).

Список литературы:

1. Бледнова Ж.М., Галкин В.В., Махутов Н.А., Проценко Н.А. Пути обеспечения безопасности и ресурса литий-ионных аккумуляторных батарей космического назначения. Проблемы безопасности и чрезвычайных ситуаций, 2010. -№ 1. С. 43-54.

2. Бледнова Ж.М. Лапшин В.Ю., Проценко Н.А. Моделирование тепловых процессов ЛИАБ космического назначения в случае отказа одного из аккумуляторов. ТрудыАкадемэнерго, 2011. - № 4. - С.117-127

3. Protsenko N.A., BlednovaZh.M. Structural-mechanical Control of Bypass Reactivity in LISB for Space Application using Shape Memory Alloys. MaterialsScienceForumVols. 738-739 (2013) pp 601-606.

4. Бледнова Ж.М., Галкин В.В., Проценко Н.А. Байпасное устройство с использованием материалов с эффектом памяти формы для обеспечения работоспособности ЛИАБ космического назначения. Журнал «Полет», 2011. - №6. - С.58-60.

5. Галкин В.В., Бледнова Ж.М., Проценко Н.А. Оценка ресурса байпасного устройства литий-ионной аккумуляторной батареи космического назначения с силоприводом из материалов с памятью формы. Журнал «Полет», 2012. - №5. - С. 20-27.

МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ КОЛЕБАНИЯМИ ВИБРОПРИВОДА МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ГИРОСКОПА

Семенцов А.О.
Научный руководитель: Бориков В.Н., д.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: SiemensOFF@tpu.ru

Базовым элементом микромеханического гироскопа (ММГ) является электростатический вибропривод, при помощи которого возбуждаются и стабилизируются первичные колебания, необходимые для работы прибора. Управление виброприводом осуществляется по сигналам от емкостного датчика.

Для достижения требуемой амплитуды первичных колебаний в ММГ необходимо использовать резонансные свойства механической части гироскопа. Обеспечение равенства частоты управляющего воздействия и собственной частоты чувствительного элемента (ЧЭ) является главным условием достижения необходимой амплитуды первичных колебаний [1].

Структура системы управления первичными колебаниями (СУПК) и заложенные в ней принципы функционирования во многом определяют такие важные характеристики микромеханического гироскопа, как:

− время готовности прибора;

− коэффициент преобразования;

− стабильность коэффициента преобразования.

Независимо от конструкции ММГ, СУПК решает следующие основные задачи:

−возбуждение первичных колебаний;

−поддержание заданной амплитуды колебаний за минимальное время с высокой стабильностью.

− формирование опорного сигнала для системы управления вторичными колебаниями.

В работе были исследованы наиболее часто применяемые две схемы возбуждения первичных колебаний на резонансной частоте [2]:

− автогенераторная схема возбуждения;

− схема с опорным генератором, частота которого автоматически настраивается на собственную частоту ЧЭ.

Для реализации автогенераторного режима в канале первичных колебаний организуется обратная связь по амплитуде колебаний ЧЭ как показано на рисунке 1.

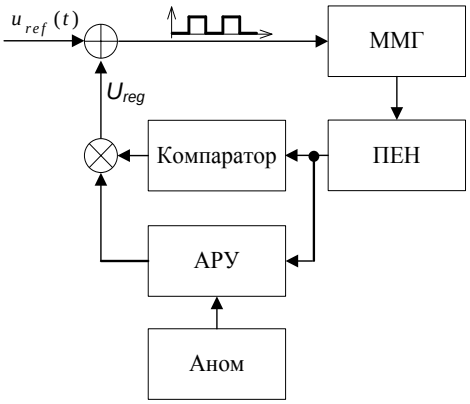


Рис. 1. Структурная схема автогенераторной системы управления первичными колебаниями

Схема содержит устройство автоматической регулировки усиления (АРУ) для подержания заданной амплитуды сигнала возбуждения и компаратор.

Для подержания колебаний ЧЭ на резонансной частоте вводится обратная связь в систему возбуждения первичных колебаний с помощью преобразователя емкость-напряжение (ПЕН), который преобразует изменение емкостей датчиков ММГ в постоянное напряжение.

Преимуществом автогенераторной схемы возбуждения колебаний ЧЭ ММГ является ее простота. Однако при этом предъявляются повышенные требования к выходному сигналу с емкостного датчика перемещений.

Структурная схема возбуждения с опорным генератором приведена на рисунке 2. В данной схеме для формирования сигнала, подаваемого на ММГ, используется генератор, управляемый напряжением (ГУН). Если частота ГУН будет совпадать с частотой механического резонанса ЧЭ, то выходной сигнал с генератора будет находиться в фазе с колебаниями ЧЭ.

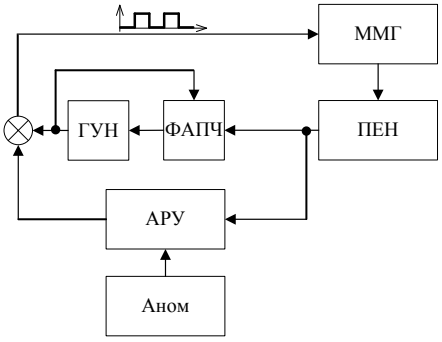


Рис. 2. Структурная схема системы управления первичными колебаниями с ФАПЧ

В случае несовпадения частоты выходного сигнала задающего генератора и механического резонанса ЧЭ будет наблюдаться фазовый сдвиг.

Обязательным условием такой схемы возбуждения является необходимость формирования контура автоматической настройки частоты задающего генератора на частоту механического резонанса ЧЭ.

Такой контур можно построить на основе фазового детектора (ФАПЧ), которые широко используются в различной радиоэлектронной аппаратуре.

Для исследования автогенераторных схем и схем с автоподстройкой частоты была разработана электромеханическая Simulink-модель колебательной системы. Simulink-модель имитирует поступательное перемещение ЧЭ, который представляет собой инерционную массу (ИМ) на гибком подвесе с учетом коэффициентов трения и демпфирования под воздействием электрических импульсов с регулируемой частотой и скважностью. Для упрощения процесса моделирования рассматривается процесс поступательного движения ИМ только в одном направлении.

При совпадении частоты сигнала возбуждения и частоты механического резонанса ИМ колебания ИМ носят периодический незатухающий характер, форма колебаний синусоидальная.

В электромеханическую Simulink-модель была добавлена обратная связь для стабилизации частоты колебаний ИМ.

На рисунке 3 представлены результаты моделирования системы с настройкой частоты колебаний ЧЭ на резонансную частоту с использованием обратной связи по амплитуде изменения емкости.

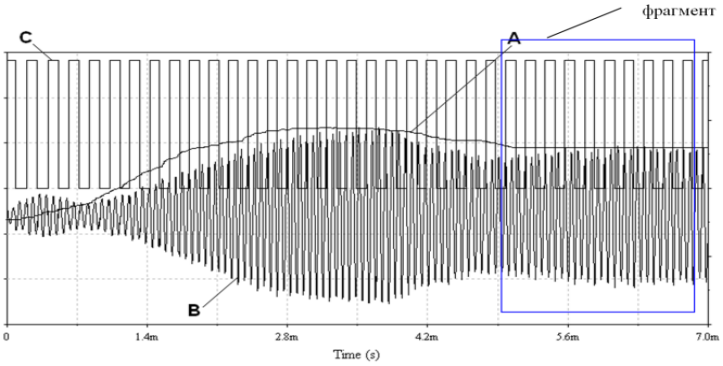


Рис. 3. Настройка колебаний ЧЭ на резонансную частоту

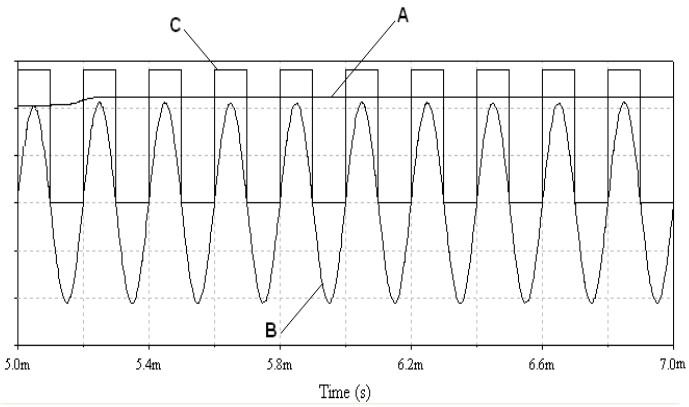


Рис. 4. Настройка колебаний ЧЭ на резонансную частоту (фрагмент рисунка 3)
А – выходной сигнал с преобразователя емкость-напряжение; В – амплитуда колебаний ИМ; С – сигнал возбуждения первичных колебаний

С увеличением частоты сигнала возбуждения (сигнал С) в ММГ наблюдается увеличение амплитуды колебаний ИМ (сигнал В), которая детектируется преобразователем емкость-напряжение (сигнал А) и через обратную связь поступает на вход управления частотой задающего генератора. Амплитуда колебаний ИМ стабилизируется вследствие совпадения частоты механического резонанса и частоты сигнала возбуждения. Последующее увеличение частоты задающего генератора приводит к уменьшению амплитуды колебаний ИМ и уменьшению сигнала А. По результатам моделирования системы, наблюдается стабилизация амплитуды колебаний ИМ. Время настройки на резонансную частоту и стабилизацию амплитуды не превышает 5 мс.

Моделирование показывает, что по истечении времени переходного процесса в системе с автогенераторной системой возбуждения первичных колебаний, устанавливаются гармонические первичные колебания постоянной амплитуды.

Список литературы:

1. Ковалев А.С. Управление первичными и вторичными колебаниями микромеханического гироскопа: Диссертационная работа. – 2008.

2. Распопов В.Я. Микромеханические приборы: учебное пособие / В.Я. Распопов. – М.: Машиностроение, 2007. – 400 с.

3. Ковалев А.С., Шадрин Ю.В. Исследование схем возбуждения первичных колебаний ротора микромеханического гироскопа в режиме автогенерации // Тр. V конф. молодых ученых "Навигация и управление движением" / ЦНИИ "Электроприбор" – СПб. – 2003. – С. 87-92.

КОСМИЧЕСКИЙ ЛИФТ

Татарников Е.В.
Научный руководитель: Бориков В.Н., д.т.н., доцент.
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: E.V.Tatarnikov@mail.ru

Если спутник движется по геостационарной орбите (ГСО), то угловая скорость спутника совпадает с угловой скоростью Земли и спутник всегда находится над одной и той же точкой Земной поверхности. «Что если такой геостационарный спутник соединить тросом с Землей?» Таким вопросом задался советский инженер Юрий Николаевич Арцутанов. По такой «канатной дороге» можно перемещать на орбиту не только грузы, но и пассажиров [1]. Его идею сразу же подхватили многие ученые. Вскоре появилось много проектов космических лифтов и на настоящий момент уже несколько из них запатентованы. Идея также понравилась некоторым деятелям искусства: Артур Кларк, например, вскоре написал фантастический роман «Фонтаны рая».

Так что же такое космический лифт? Это концепция инженерного сооружения для безракетного запуска грузов в космос. Данная гипотетическая конструкция основана на применении троса, протянутого от поверхности планеты к орбитальной станции находящейся на ГСО. Предположительно, такой способ в перспективе может быть на порядки дешевле использования ракет-носителей [2].Много трудностей и проблем мешают реализации данного проекта и насколько он реален, мы попробуем сейчас разобраться.

Одна из проблем - создание сверхпрочного троса. По данным журнала ACSNano учеными Университета Южной Калифорнии (США) были созданы углеродные нанотрубки с удельной прочностью в 117 раз превышающей показатели стали [3]. Длина таких нанотрубок пока не превышает нескольких миллиметров, но уже в скором будущем будет возможно выпускать их в промышленных масштабах и создать сверхпрочный трос для лифта.

Другая проблема - это сила Кориолиса. Из-за того, что лифт движется перпендикулярно вращающейся Земле, на него будет действовать Кориолисова сила, и трос будет прогибаться. Но эта проблема легко решается, если по тросу запустить одновременно несколько лифтов, которые перемещаются в противоположных направлениях, и силы Кориолиса, действующие на лифты, будут компенсировать друг друга [4].

Космический мусор, который накопился за 50 лет пребывания человека в космосе, метеориты и космическая пыль также являются серьезными проблемами, мешающими реализации данного проекта. И, к сожалению, пока решения для этих проблем еще не найдены.

Стоимость всего проекта оценивается в 7-12 млрд. долларов США. Лифт поможет значительно сэкономить доставке грузов в космос, но в настоящее время спрос на посылку грузов на орбиту не достаточно велик, и проект, скорее всего, не скоро оправдает себя.

Много и других трудностей предстоит решить человечеству, прежде чем удастся запустить «канатную дорогу» в космос, но этот проект осуществим, и пока на Земле живут мечтатели, проблемы будут решаться и в скором будущем каждый из нас сможет подняться на экскурсию в космос.

Список литературы:

1. *Роскосмос. [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.federalspace.ru, свободный.*
2. *Wikipedia. [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://ru.wikipedia.org, свободный.*
3. *Компьюлента [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://science.compulenta.ru, свободный.*

Все про космический лифт [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://lift2space.ru, свободный.

КОММЕРЧЕСКИЕ ПЛИС ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В КОСМОСЕ

Широченко Р.С., Широченко Д.С.
Научный руководитель: Вершинин А.С., аспирант
Томский университет систем управления и радиоэлектроники
634050, г. Томск, пр. Ленина, 40
E-mail: rshirochenko@gmail.com

При выборе ПЛИС для устройства, проектированного для космического применения необходимо учитывать что на ПЛИС, проектируемую для космических применений, во отличие от коммерческих микросхем, оказывают влияние окружающих условий (галактическое, солнечное и радиационные пояса заряженных частиц Земли). При разработке таких ПЛИС необходимо учитывать два фактора: эффекты, вызванные общей накопленной дозой, и эффекты одиночных сбоев [1].

Общая накопленная доза. Эффекты, вызванные общей накопленной дозой, выражаются, прежде всего, в повышении статического тока потребления, возникающего из-за индуцированных и захваченных на границе Si-SiO2 дырок, которые формируют паразитный

инверсионный канал в p-подложке. Возникают токи утечки между стоком и истоком n-канального полевого транзистора (паразитный краевой транзистор), между двумя диффузионными n+-слоями под слоем толстого окисла, между диффузионной n+- шиной и стоком канального транзистора и т.п. Для технологии "кремний на изоляторе" возможно появление токов утечки на тыльной стороне транзисторов (на границе раздела диэлектрическая подложка-эпитаксионный слой). Другой важный эффект, вызванный общей накопленной дозой, - деградация уровней входных логических сигналов микросхемы и динамических параметров. Он связан с асимметричной деградацией порогов напряжения n- и p-канальных транзисторов. Следует иметь в виду, что для использования ИС в космических применениях в большинстве случаев не требуется "стойкий" вариант исполнения, выдерживающий общую накопленную дозу до 200-300 крад (Si). В условиях низкоинтенсивного излучения космического пространства и экранирования обшивкой космического аппарата для большинства применений вполне достаточно радиационной стойкости 50, а то и 10 крад [2].

Одиночные сбои. Локальные радиационные эффекты (одиночные сбои, тиристорные эффекты и др.) в полупроводниковых приборах возникают в условиях космоса под воздействием частиц высоких энергий. Если заряд, собранный p-n-переходом транзистора ячейки памяти, больше некоего критического, то происходит изменение состояния - сбой. Примечательно, что объем критического заряда зависит от особенностей проектирования ИС. Все локальные радиационные эффекты можно поделить на три основные категории: кратковременные (безопасные), потенциально катастрофические и катастрофические. К кратковременным относятся два эффекта: одиночный сбой (изменение состояния триггера или ячейки памяти) и возникновение переходного процесса (иголки) на выходе комбинаторной логики, а также специальные случаи, выделяющиеся по своему воздействию на схему целиком.

К потенциально катастрофическим относится тиристорный эффект (защелкивание) - состояние защелки тока высокой плотности, вызванное индукцией тока от прохождения частицы. При сбое в конфигурационной памяти возможно закорачивание выходов двух логических элементов через программируемое межсоединение. На выходе логических элементов стоят достаточно мощные буфера, их закорачивание приводит к локальному разогреву и даже выходу ПЛИС из строя (выгорание шин или эффект электромиграции) [3].

Исследования ПЛИС относительно одиночных сбоев проведены компанией iRoC Technologies в 2004 году для фирмы Actel [4]. Были исследованы коммерческие ПЛИС трех фирм: Xilinx (Virtex II, Spartan-3 на базе статического ОЗУ), Altera (Cyclone также на базе статического ОЗУ) и Actel (Axcelerator на базе antifuse-перемычек и ProASICPLUS на базе flash). Испытания при одинаковых для всех микросхем условиях показали наиболее высокую радиационную стойкость ПЛИС Actel. Но из результатов испытаний следует, что дляПЛИС на базе статических ячеек только 10-20% сбоев в конфигурационной памяти приводят к потере функциональности схемы.

В данный момент на рынке продуктов космических решений ПЛИС представленны фирмами Xlinx, Actel, Atmel. Приведем некоторые технические данные продуктов.

Фирма Actel (серия RTAX-S/SL):

- Выдерживаемая доза: 300 крад (функциональная) и 200 крад (параметрическая);
- На базе antifuse-перемычек;
- Одиночные сбои >117 MeV-cm2/mg

Фирма Xlinx (Virtex-4 QPro V-grade):

- Выдерживаемая доза: 250крад;
- Одиночные сбои >100 MeV-cm2/mg

По данным с сайта Actel [5], среди различных программ по изучению Марса в работе сейчас работает по меньшей мере 76 Actel FPGA на орбите Марса, запущенных в этом году. Xilinx утверждает, что их устройства используются для посадки, а также в манипуляторах, камерах, колесах и системах контроля полетов на Mars Rover.

В данный момент Actel и Xilinx имеют наиболее заметные продукты ПЛИС для космического применение. Но существуют и другие производители предлагающие свои решение. В частности, ASIC устройства семейства HardCopy фирмы Alter, которые обладают более низким энергопотреблением, обладает рядом преимуществ, но не могу быть репрограмированны. Также можно отметить продуктные решения фирмы Atmel.

Список литературы:

1. *Чумаков А.И. Действие космической радиации на ИС. - М.: Радио и связь, 2004.*
2. *K.A. LaBel, D.K. Hawkins, J.A. Kinnison, W.J. Staporand, P.W. Marshall. Single Event Effect Characteristics of CMOS Devices Employing Various Epi-layer Thicknesses // Third European Conference on Radiation and Its Effects on Components and Systems Proceedings, 1995.*
3. *J.J. Wang, R. Katz, J. Sun, B. Cronquist, J. McCollum, T. Speers and W. Plants. SRAM Based Re-programmable FPGA for Space Applications // IEEE Transactions on Nuclear Science, NS-46, 1999.*
4. *[Электронный ресурс]. - Режим доступа: www.actel.com/documents/RadResultsIROCreport.pdf, свободный. – Загл. с экрана.*
5. *[Электронный ресурс]. - Режим доступа: http://www.actel.com, свободный. – Загл. с экрана.*
6. *В.Телец, С. Цыбин, А. Быстрицкий, С. Подъяпольский. ПЛИС для космических применений. Архитектурные и схемотехнические особенности, журнал Электроника №6, 2005.*

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЙ КОМПЛЕКСНОГО КОНТРОЛЯ БУРИЛЬНЫХ ТРУБ И БУРОВОГО ИНСТРУМЕНТА. ВИХРЕТОКОВЫЙ ТОЛЩИНОМЕР

Алхимов Ю.В., Алхимов В.Ю., Лобанов Ф.П.
Научный руководитель: Алхимов Ю.В., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: konarevai007@tpu.ru

Как правило, спускоподъемные операции (СПО) на буровых установках занимают от 12 часов до 30, в зависимости от изношенности инструмента. При работе одного человека при СПО на открытом воздухе и в дождь, и в снег теряется работоспособность и появляется возможность пропустить трубу с недопустимой толщиной. Наш же прибор подаст звуковой сигнал при нахождении такой трубы. Еще важным фактором является непрерывный контроль тела трубы с четырех сторон, при том как человек с обычным ультразвуковым толщиномером проверяет трубу «точечно», смотрит толщину в точке, где устанавливает датчик. Данный метод тоже не дает 100% гарантии хорошего качества трубы, хоть и является основным по РД 41-01-25-89, который используется в России при проведении неразрушающего контроля.

Мы же разработали вихретоковый толщиномер ВТ-203, предназначенный для измерения толщины стенки легкосплавных бурильных труб (ЛБТ) в ручном и автоматическом режимах с разбраковкой труб на четыре класса и цифровым отображением информации.

Работа толщиномера основана на регистрации изменений электромагнитного поля, вызванных вихревыми токами, наведенными в контролируемых трубах переменным магнитным полем. Переменное магнитное поле состоит из суммы двух полей – низкочастотного (125 Гц) и высокочастотного (2500 Гц). Параметры вихревых токов низкочастотного поля зависят от зазора между ВТП и трубой, от электропроводности и толщины стенки трубы. Параметры вихревых токов высокочастотного поля зависят только от зазора и электропроводности материала трубы. Измерение толщины стенки трубы производится по параметрам вихревых токов низкочастотного поля. В случае отклонения электропроводности материала трубы от номинального значения (например, при изменении температуры объекта контроля) результат измерения толщины корректируется по показаниям высокочастотного канала.

Основная абсолютная погрешность измерения толщины стенки в диапазоне от 5 до 12 мм при номинальном зазоре (при отклонении электропроводности материала трубы от номинального на ±20%) не превышает ±0,3 мм. В автоматическом режиме толщиномер обеспечивает отстройку от замковых частей трубы и недопустимого зазора между поверхностью трубы и блоком преобразователя. Толщиномер обеспечивает разбраковку труб по классам согласно РД 41-01-25-89. В автоматическом режиме после окончания контроля трубы (выхода замковой части трубы из зоны контроля ВТП (вихре-токового преобразователя)) индикатор прибора показывает минимальную толщину стенки для данного экземпляра трубы и соответствующий класс трубы.

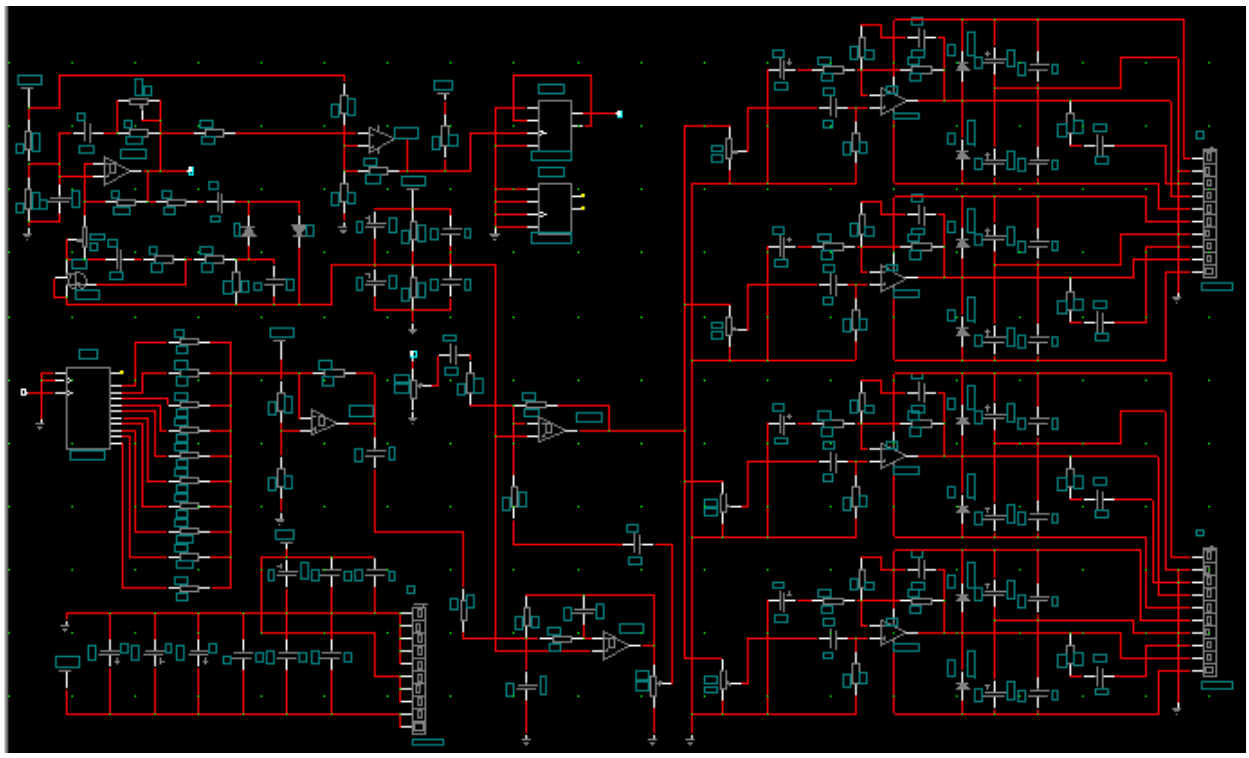


Рис. 1. Принципиальная схема генератора

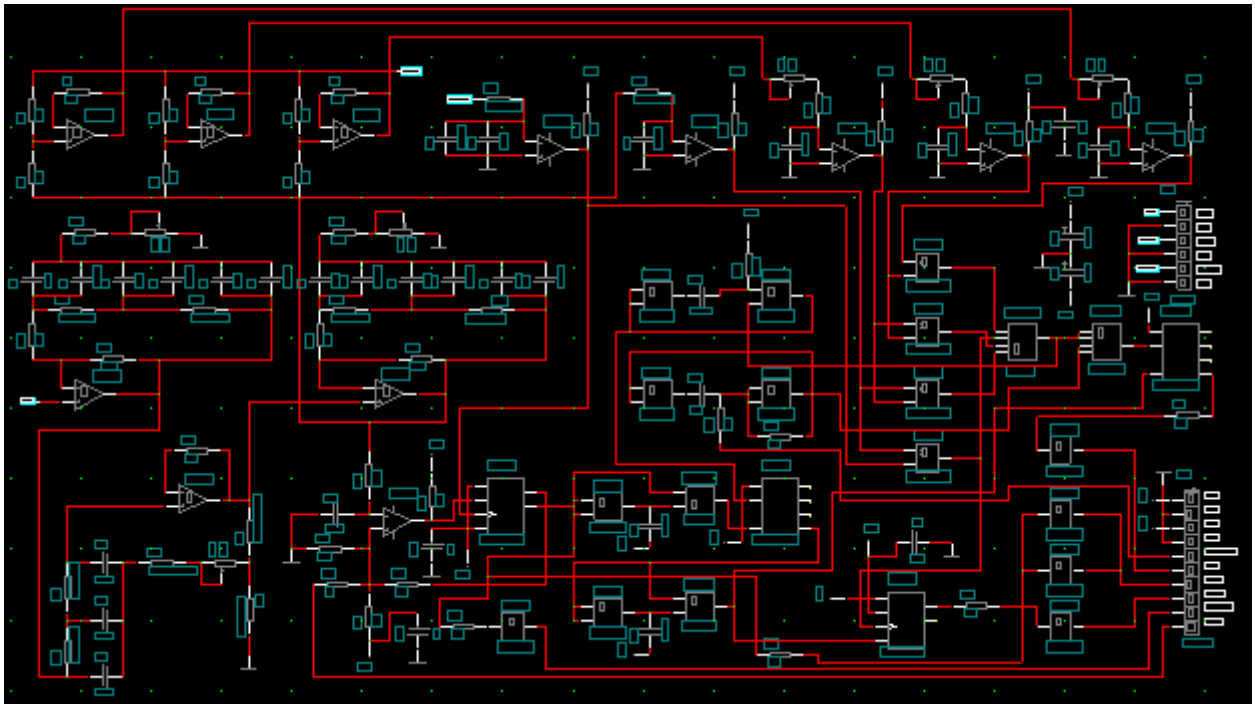


Рис. 2. Принципиальная схема усилителя

Блок индикации предназначен для индикации толщины стенки в миллиметрах и класса контролируемых труб. Блок индикации состоит из 4-х цифровых индикаторов типа ИВ-6 и 4 цифровых микросхемы дешифраторовD1 – D4. Результаты измерения записываются в дешифратор в два такта. В первом такте подается сигнал синхронизации C1 и в дешифраторы D2 и D3 записываются младшие разряды результата измерения толщины. Во

втором такте подается синхронизирующий сигнал C2 и дешифраторы D1 и D4 записывает старший разряд результата измерения толщины и класс трубы.

Конструктивно электронный блок выполнен в виде настольного прибора. Корпус прибора имеет верхнюю и нижнюю крышки, при снятии которых открывается доступ к узлам и монтажу прибора. Органы управления и индикации расположены на передней стенке, закрытой лицевой панелью с соответствующими надписями и обозначениями. На задней стенке прибора закреплены разъем соединения преобразователя, разъем соединения индикатора БРАК и сетевой фильтр с расположенным на нем предохранителем, корпусной клеммой и сетевым проводом.

АЛГОРИТМИЧЕСКАЯ КОРРЕКЦИЯ ОРИЕНТАЦИИ ОСЕЙ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТИ ДАТЧИКОВ

Вершинин Д.А.
Научный руководитель: Белянин Л.Н., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: VeDiArk@gmail.com

Введение

В космическом пространстве такие датчики используются для измерения ускорения при корректировке орбиты спутника. Со временем космический аппарат отклоняется от своей начальной орбиты, для возвращения его в исходное положение используются двигатели малой тяги. При их работе возникает ускорение, которое должно быть оптимальным и не «выбить» спутник за пределы орбиты, т.е. измеряется ускорение, затем происходит преобразование его значения в импульс силы тяги и определяется, куда этот импульс направлен, относительно связанной с аппаратом системы координат. Это довольно сложный процесс и на данный момент рассчитывается в несколько этапов. Используется при переходе с орбиты на орбиту, с плоскости орбиты в другую плоскость той же орбиты. Межпланетный перелет – осуществляется по тем же принципам.

Для измерения вектора линейного ускорения необходимо знать три проекции на связанной ортогональной системе координат (СК). Указанные проекции измеряются акселерометрами. Оси чувствительности акселерометров должны быть строго параллельны осям связанной СК. Однако, на практике по различным причинам это условие выполнить трудно. Невыполнение этого условия приводит к погрешности определения векторов ускорения. В статье предлагается метод и соответствующий алгоритм обработки информации с датчиков, позволяющий определить фактическую ориентацию осей чувствительности датчиков и исключить из окончательных результатов погрешности, вызванные неточностью установки датчиков.

Коррекция ориентации осей чувствительности датчиков акселерометров

Пусть OXYZ –связанная с аппаратом СК. Будем в дальнейшем называть её приборной СК. Будем полагать, что оси чувствительности датчиков акселерометров не совпадают с осями приборной СК, а составляют с ними некоторые углы, достигающие значения нескольких градусов, но не превышающие 45°. При таком условии можно легко установить соответствия между осями датчиков акселерометров и осями приборной СК. В таком случае можно считать, что измерение вектора ускорения ведётся в некоторой косоугольной СК.

Обозначим оси чувствительности акселерометров, взяв за основу обозначение ближайшей к ней оси приборной СК и добавив к обозначению штрих с целью различения. Таком образом, теперь OX', OY', OZ' - оси чувствительности акселерометров A_X, A_Y, A_Z. Будем считать, что зависимости выходных сигналов акселерометров от величины ускорений, действующих вдоль их осей чувствительности, в установившемся режиме строго прямо пропорциональны и при этом коэффициенты пропорциональности (коэффициенты передачи,

чувствительности) акселерометров K_x, K_y, K_z точно определены и равны некоторым расчётным значениям. Тогда в установившемся режиме будем иметь

$$\left.\begin{aligned} U_X &= K_X \cdot a_{X'}; \\ U_Y &= K_Y \cdot a_{Y'}; \\ U_Z &= K_Z \cdot a_{Z'}. \end{aligned}\right\} \qquad (1)$$

где U_x, U_y, U_z - выходные напряжения датчиков акселерометров A_x, A_y, A_z;
$a_{X'}, a_{y'}, a_{Z'}$ – проекции кажущегося ускорения на оси чувствительности датчиков акселерометров.

Рассмотрим положение одного датчика акселерометра, например, акселерометра A_z, ось чувствительности которого ближе к оси OZ приборной СК.

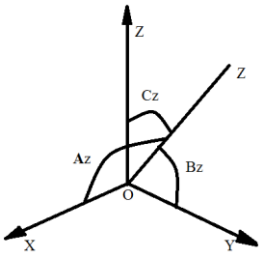


Рис. 1

На рисунке A_z, B_z, C_z - углы, составленные направлением оси чувствительности датчика акселерометра A_z с осями приборной СК. Выражение, определяющее проекцию вектора ускорения на оси чувствительности акселерометра через проекции этого же вектора на оси приборной СК и направляющие косинусы, имеет вид

$$a_{Z'} = a_X \cos A_Z + a_y \cos B_Z + a_Z \cos C_Z,$$

где a_X, a_Y, a_Z – проекции вектора кажущегося ускорения на оси приборной СК. Аналогично запишутся выражения проекций ускорения на оси чувствительности двух других акселерометров. В итоге

$$\left.\begin{aligned} a_{Z'} &= a_X \cos A_X + a_y \cos B_X + a_Z \cos C_X; \\ a_{Z'} &= a_X \cos A_Y + a_y \cos B_Y + a_Z \cos C_Y; \\ a_{Z'} &= a_X \cos A_Z + a_y \cos B_Z + a_Z \cos C_Z. \end{aligned}\right\} \qquad (2)$$

Данное выражение позволяет записать матрицу преобразования A для вычисления проекции кажущегося ускорения на оси чувствительности акселерометров через проекции этого же вектора на оси приборной СК

$$A = \begin{vmatrix} \cos A_X & \cos B_X & \cos C_X \\ \cos A_Y & \cos A_Y & \cos C_Y \\ \cos A_Z & \cos B_Z & \cos C_Z \end{vmatrix}. \qquad (3)$$

Тогда

$$\begin{vmatrix} a_X \\ a_Y \\ a_Z \end{vmatrix} = A \begin{vmatrix} a_X \\ a_Y \\ a_Z \end{vmatrix}. \qquad (4)$$

Поскольку наша задача – определение проекции ускорения на оси приборной СК через проекции кажущегося ускорения на оси чувствительности акселерометров, то необходимо найти обратную матрицу

$$B = \begin{vmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{vmatrix}. \qquad (5)$$

Коэффициенты матрицы (5), обратной матрице (3), находятся по формулам [1]

$$b_{i\cdot j} = \frac{D_{i\cdot l}}{\Delta},$$

где $D_{i\cdot j}$ - алгебраическое дополнение трансформированной матрицы;

Δ - детерминант матрицы *A*.

В итоге получим

$$\begin{vmatrix} a_X \\ a_Y \\ a_Z \end{vmatrix} = B \begin{vmatrix} a_{X'} \\ a_{Y'} \\ a_{Z'} \end{vmatrix}, \tag{6}$$

или

$$\left.\begin{aligned} a_{Z'} &= a_X b_{11} + a_y b_{21} + a_Z b_{13}; \\ a_{Z'} &= a_X b_{12} + a_y b_{22} + a_Z b_{23}; \\ a_{Z'} &= a_X b_{31} + a_y b_{32} + a_Z b_{33}. \end{aligned}\right\}. \tag{7}$$

Таким образом, зная проекции величины кажущегося ускорения $a_{X'}, a_{Y'}, a_{Z'}$ на оси чувствительности акселерометров и коэффициентов матрицы *B*, можно вычислить проекции вектора ускорения $a_X, a_Y, a_{Z'}$ на оси приборной СК. Коэффициенты матрицы *B* определяются на Земле и заносятся в память бортового вычислителя космического аппарата. Чтобы найти элементы матрицы *B*, необходимо определить направляющие косинусы (матрица *A*).

Идея определения направляющих косинусов состоит в том, чтобы, поочерёдно выставляя в строго вертикальное положение на Земле оси *OX*, *OY*, *OZ* приборной СК и снимая каждый раз показания акселерометров A_x, A_y, A_z, определять направляющие косинусы как отношения величин ускорений, измеренных акселерометрами, к величине ускорения силы тяжести *g* в данной точке пространства. Например, при вертикальном и направленном вверх положении оси *OX* имеем

$$\cos A_X = \frac{a_{X'}^X}{g}; \tag{8}$$

$$\cos A_Y = \frac{a_{Y'}^X}{g}; \tag{9}$$

$$\cos A_Z = \frac{a_{Z'}^X}{g}. \tag{10}$$

По аналогии при вертикальном и направленном вверх положении оси *OY*

$$\cos A_X = \frac{a_{X'}^Y}{g}; \tag{11}$$

$$\cos A_X = \frac{a_{X'}^Y}{g}; \tag{12}$$

$$\cos A_X = \frac{a_{X'}^Y}{g}. \tag{13}$$

При вертикальном и направленном вверх положении оси *OZ*

$$\cos A_X = \frac{a_{X'}^Z}{g}; \tag{14}$$

$$\cos A_X = \frac{a_{X'}^Z}{g}; \tag{15}$$

$$\cos A_X = \frac{a_{X'}^{Z}}{g}. \qquad (16)$$

В выражениях (8) – (16), определяющих значение направляющих косинусов, в числителе стоят величины проекций кажущегося ускорения, измеренные акселерометрами, при этом нижний индекс в обозначении кажущегося ускорения есть обозначение оси чувствительности акселерометра, а верхний – обозначение той оси приборной СК, которая при этих измерениях вертикальна и направлена вверх.

Для перевода в вертикальное положение осей приборной СК модуль акселерометров должен быть закреплён на специальном стенде. Стенд должен иметь две оси подвеса, из которых одна должна быть строго горизонтальной, а вторая, оставаясь ортогональной первой, могла бы менять своё положение в пространстве. Стенд должен позволять переводить в вертикальное положение по очереди оси *OX, OY, OZ* приборной СК и фиксировать их в этом положении.

Если модуль акселерометров имеет три ортогональные установочные поверхности, то вместо стенда можно использовать отгоризонтированную измерительную плату, на которую ложится модуль разными установочными поверхностями.

Направляющие косинусы находятся в следующей последовательности:

- модуль акселерометров приводится в положение, при котором ось *OX* строго вертикальна;
- снимаются показания со всех трёх акселерометров по очереди, полученные значения делятся на ускорение силы тяжести в данной точке пространства, получаются значения направляющих косинусов $\cos A_X$, $\cos A_Y$, $\cos A_Z$; полученные значения заносятся в соответствующие ячейки памяти вычислителя;
- повторяется предыдущий пункт при вертикальном положении оси *OY*, затем *OZ*; находятся значения $\cos B_X$, $\cos B_Y$, $\cos B_Z$ и $\cos C_X$, $\cos C_Y$, $\cos C_Z$; результаты заносятся в ячейки памяти вычислителя.

На практике в силу различных причин абсолютно точно значения направляющих косинусов определить невозможно. Поэтому квадратная матрица *A*, записанная с учётом найдённых направляющих косинусов, может оказаться неортогональной. Перед использованием её в дальнейших вычислениях должно быть выполнено приведение её к ортогональной.

Список литературы:

Терехина Л.И., Фикс И.И. Высшая математика, ч.1. — Томск: Изд. Дельтаплан, 2010, - 240 с

Белянин Л.Н., Якимова Е.В. Калибровка модуля акселерометров в условиях неопределённости их осей чувствительности // Контроль. Диагностика, 2011,специальный выпуск .- С.64-70

МЕТОДЫ ПАЙКИ И ОТМЫВКА ПЕЧАТНЫХ УЗЛОВ В СОВРЕМЕННОМ ПРОИЗВОДСТВЕ

Викторова М.О.

Научный руководитель: Калиниченко Н.П., к.т.н., доцент

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: skarlet89@sibmail.com

В настоящее время среди известных методов пайки поверхностно монтируемых электронных компонентов на печатную плату наиболее распространена пайка оплавлением. Данный метод реализуется на практике с помощью различных вариантов, среди которых широко применяется пайка в печи оплавления с применением ИК - нагрева, естественной либо принудительной конвекции, а также их комбинаций. Следует отметить, что применение

данного метода из-за сложностей в обеспечении равномерности нагрева в настоящее время потеряло свою популярность в отличие от метода пайки в паровой фазе. Ниже приведены достоинства и недостатки пайки оплавления в печи [1] и в паровой фазе.

Пайка оплавления в печи основана на нагреве воздуха в замкнутом объеме, в который помещена печатная плата или отдельный компонент. Создание оптимального температурного профиля оплавления является одним из важнейших факторов в обеспечении качества паяных соединений, получаемых на печатной плате методом поверхностного монтажа [2]. Температурный профиль непосредственно влияет на ряд характеристик сборки: распределение температур по площади печатной платы; способность припойной пасты к смачиванию; очищающую способность флюса; микроструктуру паяных соединений; плоскостность платы; уровень остаточных напряжений в сборке и т.д.

Достоинствами метода пайки оплавления в печи является простота процесса и применяемого оборудования.

Недостатки метода:

- неравномерный прогрев печатной платы и монтируемых электронных компонентов;
- трудоемкий подбор температурных профилей в зависимости от конструкции сборки платы;
- неправильное построение профиля может приводить к образованию различных дефектов, в частности, растрескиванию керамических и пластиковых корпусов компонентов и короблению печатной платы, образованию шариков припоя, пустот в паяных соединениях и пр.

Основа процесса пайки в паровой фазе - конденсация паров специальной нагретой жидкости на печатной плате, в результате которой энергия, выделяемая при фазовом переходе, передается открытым участкам сборки. При этом происходит оплавление припойной пасты и образование паяных соединений. Температура кипения жидкости - равновесная (максимальная) температура, обеспечиваемая данным видом пайки. Выбирается жидкость с известной точкой кипения, равной требуемой температуре пайки, после нее конденсация пара на сборке прекращается и дальнейший рост температуры физически невозможен. Вследствие этого устраняется необходимость точного подбора и строгого контроля максимальной температуры и становится принципиально невозможным перегрев сборки.

Специальной жидкостью является химическое вещество перфтотриамиламин (флюоринерт FC-70). Жидкость не имеет запаха, нетоксична и не воспламеняется при пайке; плотнее воздуха и не вытекает из камеры пайки, имеет ту же температуру, что и кипящая жидкость. Температура кипения и конденсации этой жидкости ~ 215 °С. Некоторые системы пайки позволяют смешивать две жидкости, получая смесь с третьим значением точки кипения.

Достоинства метода пайки в паровой фазе:

- невозможен перегрев сборки свыше заранее известной температуры конденсации пара;
- относительно простой процесс термопрофилирования. Метод особенно пригоден для многономенклатурного мелкосерийного производства, так как не требуется трудоемкий подбор профилей в зависимости от конструкции сборки.
- равномерное распределение температур по поверхности сборки и быстрый нагрев даже при большой разнице в теплоемкости различных компонентов и областей печатной платы;
- отсутствие эффектов затенения и зависимости нагрева от цвета и характера поверхности компонентов. Особенно пригоден для больших и массивных сборок, а также для изделий, включающих компоненты сложной формы.
- химические основы процесса обеспечивают 100%-инертную атмосферу при пайке, отсутствие окисления при предварительном нагреве и пайке.
- хорошая повторяемость результатов процесса;

- отсутствие расслоения ПП. Возможность применения процесса для изделий на гибких и многослойных платах;

- переданная сборке тепловая энергия линейно зависит от подведенной энергии нагрева - упрощение контроля процесса;

- относительная простота выполнения и отсутствие частой необходимости технического обслуживания.

Метод имеет существенный недостаток: чрезвычайно быстрый нагрев отдельных электронных компонентов на печатной плате до 40°С/сек., что может вызвать значительные термические напряжения и, как следствие, повреждения компонентов. Специальная жидкость на основе фтороуглерода, используемая в процессе пайки в паровой фазе, является дорогостоящей.

Результатом работы являются рекомендации по выбору метода пайки. Для многономенклатурного мелкосерийного производства рекомендуется применять пайку в паровой фазе, так как не требуется трудоемкий подбор температурных профилей в зависимости от конструкции сборки, что характерно для пайки оплавления в печи. Для производства, выпускающего однообразные номенклатурные изделия, рекомендуется осуществлять пайку методом оплавления в печи, так как этот метод не приведет к удорожанию технологического процесса и изделия в целом.

Отмывка печатных узлов после пайки - это удаление с поверхности печатных узлов и компонентов остатков технологических материалов, которые в процессе эксплуатации электронной аппаратуры могут оказать негативное влияние на надежность печатных узлов, могут препятствовать нанесению влагозащитных покрытий, затруднять выполнение электрического контроля, а также ухудшать внешний вид изделия [3]. Загрязнения, на поверхности приводят к резкому уменьшению адгезии, работая своеобразной прослойкой между печатным узлом (ПУ) и влагозащитным покрытием. Кроме того со временем, влага, проникая через микропоры растворяет остатки флюса и канифоли, что приводит к активации этих загрязнений. В итоге отслоения покрытия, коррозия проводников и контактных площадок на ПУ, токи утечки, дендриты и т.д.

Не удаленные загрязнения на поверхности платы могут оказывать существенное влияние на различные параметры. Остатки флюсов очень редко приводят к отказам в процессе работы, но последствия коррозии могут быть очень серьезными. Большинство загрязнений не являются безопасными для электроники и при определенных условиях приводят к сбоям или полной потери работоспособности ПУ, принося миллионные убытки потребителям. Например, отпечатки пальцев, которые остаются на поверхности ПУ после контакта с руками человека, также являются не простыми остатками загрязнений, это смесь жиров, солей и частички кожи человека, которые при последующем увлажнении становятся весьма опасными для компонентов ПУ.

В настоящее время в производстве электроники вопрос отмывки остатков флюсов после пайки остается актуальным и спорным. С одной стороны, отмывка ПУ повышает качество и увеличивает срок службы изделий. С другой стороны, увеличивает себестоимость изделий, так как требует дополнительных вложений: оборудование, материалы, персонал и т.д. Отмывка является обязательной для спецтехники, которая требует высочайшей надёжности [4].

Список литературы:

1. ГОСТ 17325-79. Пайка и лужение. Основные термины и определения. - М.: ИПК Изд-во стандартов, 1981. - 22 с.

2. ГОСТ Р МЭК 61192-2-2010. Печатные узлы. Требования к качеству. Часть 2. Поверхностный монтаж. - М.: Изд-во Стандартинформ, 2011. - 54 с.

3. ГОСТ Р МЭК 61192-1-2010. Печатные узлы. Требования к качеству. Часть 1. Общие технические требования. - М.: Изд-во Стандартинформ, 2011. - 62 с.

4. IPC-A-610D Промышленный стандарт «Критерии качества электронных сборок». - М.: ИПК Изд-во стандартов, 2005. - 397 с.

РАЗРАБОТКА ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ СИСТЕМЫ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ КОМПОЗИТНХ МАТЕРИАЛОВ

Водзик Д.П.
Научный руководитель: Баженов В.Г., к.т.н., доцент
Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»
03056, Украина, г. Киев, пр. Победы, 37
E-mail: vodzik.92@mail.ru

В современном авиастроении широко применяются композитные материалы, которые характерны малыми модулями упругости, существенными различиями физико-механических свойств, входящих в их состав, компонентов, широкой номенклатурой специфических дефектов и различным характером их обнаружения.[1]На сегодняшний день полимерные композиционные материалы вытесняют традиционные алюминиевые сплавы, позволяя создавать более легкие и прочные конструкции.

Появление многослойных полимерных конструкций потребовало разработки соответствующих средств неразрушительного контроля. Одним из наиболее распространенных, в современном авиастроении, является акустичесий импедансный контроль. Данный метод основан на различии механических импедансов дефектных и доброкачественных участков контролируемого изделия. По данным авиаремонтных предприятий до 35% от общего объема работ по неразрушающему контролю авиационной техники при регламентном обслуживании приходится именно на импедансный метод.[2]

Существующие системы и приборы неразрушающего контроля, реализующие данный метод, не используют весь объем информации, который несет сигнал первичного преобразователя. Это накладывает ограничения на информативность и достоверность контроля.

Таким образом, актуальной является задача разработки новых методов обработки информационных сигналов. В большинстве современных дефектоскопов сигнал о наличии дефекта формируется при пересечении порогового значения одним или несколькими контролируемыми, параметрами, однако, в силу того, что композиционные материалы характеризуются значительной неоднородностью, процесс принятия диагностических решений усложняется.

Для повышения стабильности и достоверности возможно использование статистических методов обработки информации получаемой при неразрушающем контроле.

Одним из вариантов реализации такого подхода является применение последовательного анализа Вальда и критерия Пирсона для принятия диагностических решений.

Метода Вальда основана на расчёте параметра, имеющего определенные границы, выход за которые дает возможность принять гипотезу, согласно которой контролируемый образец является дефектным или доброкачественным.[3]

Критерий Пирсона применяется для оценки эквивалентности спектров эталонного и текущего сигнала первичного преобразователя, полученного в процессе сканирования объекта контроля.[3]

Предложенные методики обработки были реализованы в виде модулей программного обеспечения экспериментальной системы импедансного контроля композиционных материалов, которая позволяет выполнять не только контроль объектов определенного типа, но и проводить тестирование новых методик обработки и анализа информационных сигналов поступающих от первичных преобразователей.

Система состоит из персонального компьютера, устройства аналогово- цифрового ввода вывода Acute 1202, генератора возбуждения датчика, стандартных датчиков механического импеданса ПИ-101, ПИ-201 и пакета прикладного программного обеспечения.

Для разработки программного обеспечения системы была использована среда программирования LabView, которая имеет большой набор функций математической обработки, а также позволяет достаточно быстро адаптировать существующее программное обеспечение. На рисунке представлен исходный код экспериментального модуля, реализующего критерий Пирсона.

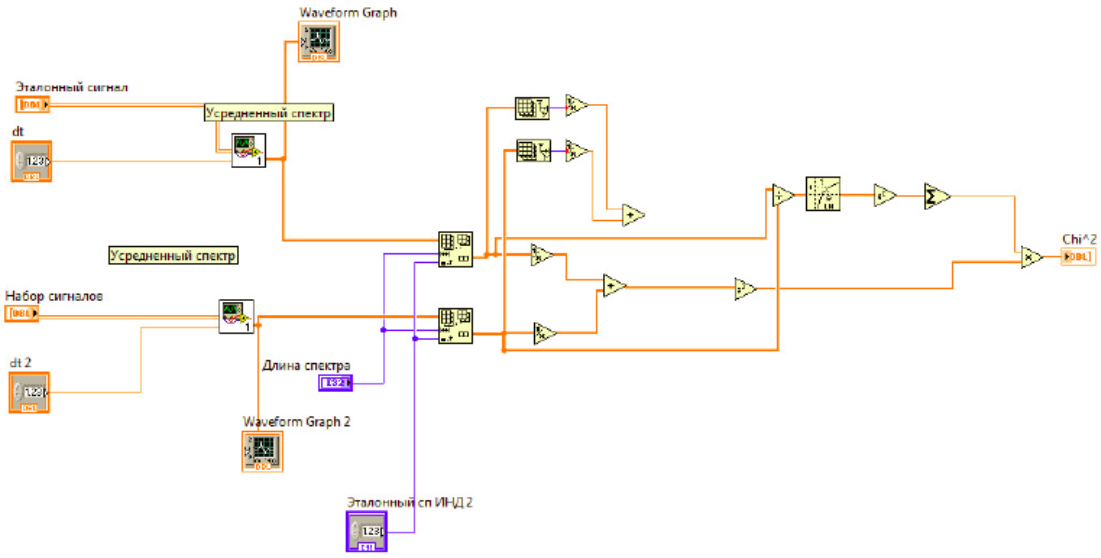


Рис. Исходный код экспериментального модуля

Разработанные модули были использованы при исследовании образцов композиционных материалов, применяемых в современных летательных аппаратах и дали возможность проводить обработку данных по предложенным алгоритмам в реальном масштабе времени. Вышеозначенные методы также позволяют принимать решения задаваясь только доверительной вероятностью нахождения дефекта.

Список литературы:

1. Торнуев Ю. В., Хачатрян Р. Г., Хачатрян А. П. Электрический импеданс биологических тканей. М.: ВЗПИ., 1990. - 153с.

2. Приборы для неразрушающего контроля материалов и изделий. Справочник. В 2-х книгах . Кн.2 /Под ред. В. В. Клюева. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1986. 352 с.

3. Ланге Ю. В. Единая методика расчета преобразователей импедансных дефектоскопов. Дефектоскопия, 1978, №11, 210с.

4. Неразрушающий контроль Справочник: В 7 т. Под общ. ред. В.В. Клюева.Н54 Т. 3: Ультразвуковой контроль / И.Н. Ермолов, Ю.В. Ланге. - М.: Машиностроение, 2004.-350с.

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЗРЕШАЮЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ВИДЕОЭНДОСКОПА EVEREST XLG3^{m}

Гаврила А.Ф., Калиниченко Н.П.
Научный руководитель: Калиниченко Н.П., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: Feklan@mail.ru

Система Everest XLG3^{m} применяется в таких областях промышленности как авиационная, космическая, перерабатывающая, автомобильная, электроэнергетика.

В Everest XLG3^{m} реализованы три типа измерений: теневой, стереоскопический и метод сравнения для измерения размеров дефектов, однако в руководстве по эксплуатации

не указаны предельные возможности данного прибора по пространственной разрешающей способности.

В соответствии с ГОСТ 23479-79 [1] основными характеристиками аппаратуры оптического вида контроля должны быть:

- диапазон рабочих температур;
- разрешающая способность;
- поле зрения;
- увеличение;
- предел допускаемой основной погрешности.

Величины погрешности аппаратуры должны определяться по стандартам и техническим условиям на конкретные типы аппаратуры, а виды нормируемых характеристик средств измерение должны соответствовать ГОСТ 8.009-84 [2].

Аппаратура оптического вида контроля должна обеспечивать качество изображения дефектов (яркость, цвет, контраст, размер, время анализа), необходимое для обеспечения оптимальных условий их наблюдения.

Для настройки и периодической проверки работоспособности и расшифровки показаний аппаратуры должны использоваться стандартные образцы, разрабатываемые и изготавливаемые по технической документации разработчика аппаратуры или по отраслевым и междуведомственным техническим документам.

При приемо-сдаточных, периодических и типовых испытаниях аппаратуры должны использоваться стандартные образцы, разработанные предприятием – разработчиком аппаратуры и изготовленные предприятием – изготовителем аппаратуры.

Для проверки аппаратуры непосредственно перед проведением контроля объектов, а также для контроля методом сравнения с объектом могут быть использованы образцы, специально изготовленные потребителем аппаратуры, с внесением определенного вида дефектов, также допускается использование имитаторов.

Подготовка аппаратуры и объекта контроля должна производиться в соответствии с технической документацией на контроль и включать:

- подготовку объекта контроля к операциям контроля;
- проверку работоспособности аппаратуры;
- выбор условий контроля.

Выбор условий контроля сводится к обеспечению нормальных условий освещенности контролируемого объекта, установлению требуемого режима работы и взаимного расположения объекта контроля и аппаратуры.

В настоящее время на российском рынке представлен широкий спектр приборов и средств неразрушающего контроля, в том числе и средства визуально-оптического контроля.

Однако не все производители предоставляют в комплекте стандартные образцы для настройки и проверки работоспособности приборов.

Стандартные образцы являются рабочими эталонами при проведении испытаний средств неразрушающего контроля, а также при периодическом контроле нормируемых пара метров (характеристик) данных средств в процессе их эксплуатации [2].

Стандартные образцы предназначены для применения в системе обеспечения единства измерений для:

- поверки, калибровки, градуировки средств измерений, а также контроля метрологических
- характеристик при проведении их испытаний, в том числе с целью утверждения типа;
- метрологической аттестации методик выполнения измерений;
- контроля погрешностей методик выполнения измерений в процессе их применения в соответствии с установленными в них алгоритмами, а также для других видов метрологического контроля.

Для определения и измерения минимального размера дефектов с помощью видеоэноскопа Everest XLG3 были проведены исследования с использованием нескольких видов стандартных образцов теневым методом.

Для комплексной проверки видеоэндоскопа Everest XLG3 используется блок, содержащий оптические измерительные цели, точность которых проверяется с помощью образцовых средств измерений с размером единицы, полученным от эталонов Национального института стандартов и технологии (NIST). Каждый блок имеет четыре камеры: теневую бокового обзора, теневую переднего обзора, боковую стереоскопическую и стереоскопическую переднего обзора. Каждая камера содержит две откалиброванные цели: 0,1 дюйма и 1 мм. На рисунке 1а изображен калибровочный блок, а на рисунке 1б поверочные цели, находящиеся внутри блока [3].

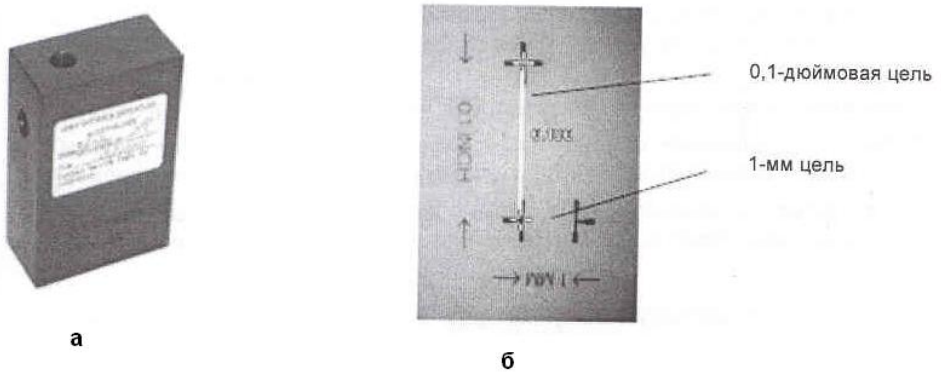


Рис. 1. Калибровочный блок и поверочные цели

В описании прибора приведена допустимая погрешность измеряемой величины в 1 мм , которая составляет 5%. Однако не указаны допустимые погрешности при измерении величин менее 1 мм.

Для определения чувствительности Everest XLG3 было найдено оригинальное решение – использовать в качестве образца-имитатора электронный гладкий микрометр Griff МК-75, с помощью которого можно было устанавливать необходимые значения размеров (щелей) в диапазоне от 0,01 мм до 0,10 мм с шагом 0,01мм. Результат представлен ниже на рисунке 2, представлен график зависимости погрешности от измеряемой величины. На рисунке 3 представлены фотографии, сделанные с использованием Everest XLG3, с шириной раскрытия 0,05 мм.

В технических характеристиках видеоэндоскопа Everest XLG3 указана погрешность 5 %. при измерении размера 1 мм . Судя по полученным данным, можно сделать вывод о том, что при измерении дефекта менее чем 0,05 мм погрешность значительно больше. А при измерении величин в пределах от 0,05 мм до 1 мм, опытный оператор при хороших условиях проведения контроля может добиться меньших отклонений.

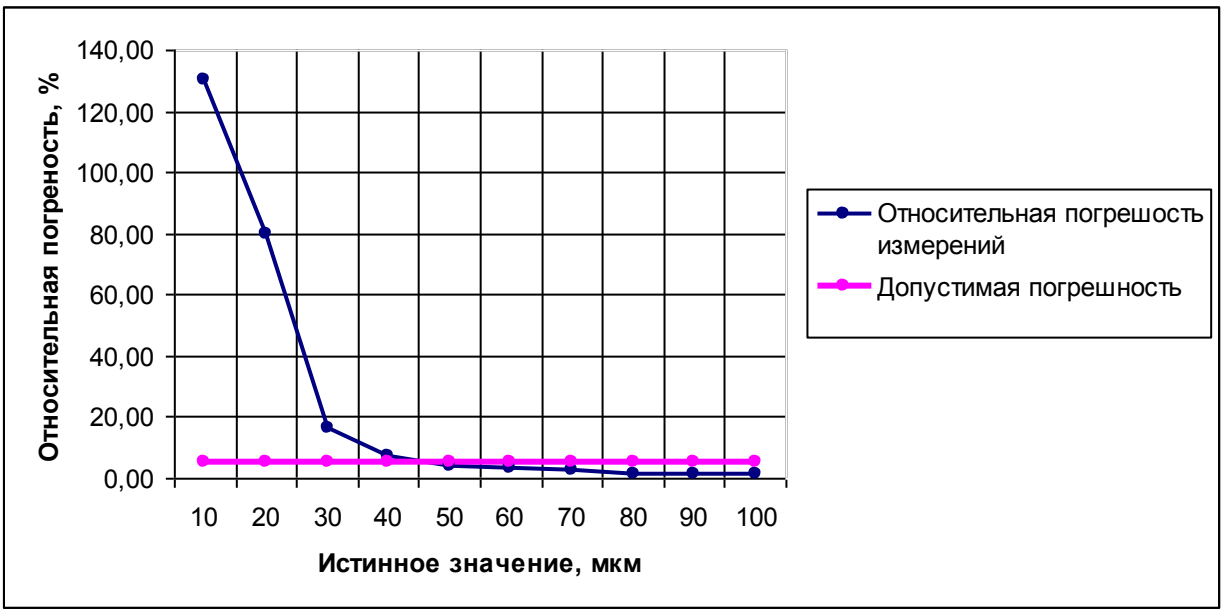


Рис. 2. Зависимость погрешности измерений от ширины раскрытия дефекта при измерении с использованием микрометра Griff МК-75

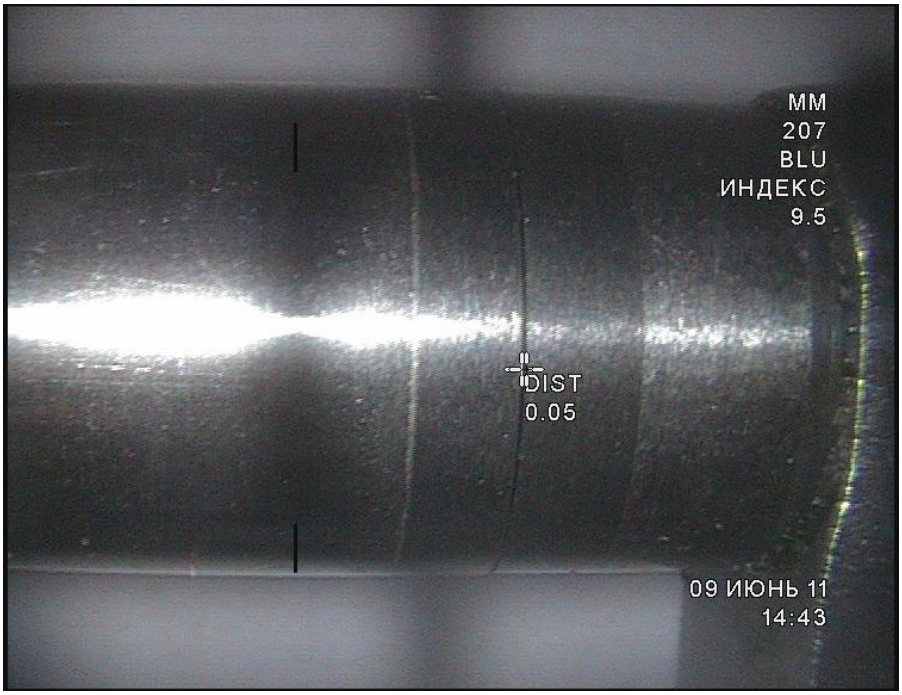


Рис. 3. Имитация трещины шириной раскрытия 0,05 мм

Список литературы:

1. ГОСТ 23479 – 79. Контроль неразрушающий. Методы оптического вида. Общие требования. Москва, Государственный комитет СССР по стандартам, 1979. – 13 с.

2. Неразрушающий контроль: Справочник: В 8т./ Под общ. ред. В.В. Клюева. Т. 1: В 2 кн. Кн. 1. Ф.Р. Соснин. Визуальный и измерительный контроль. – М.: Машиностроение, 2008. – 560 с.: ил.

3. De Petris, C. and C. Macro, Verification of the Resolution Capability for Equipment Used for Visual Testing, Proceedings of the 15th World Congress on Non-destructive Testing, Brescia, Italy, Italian Society for Non-destructive Testing and Monitoring Diagnostics, 2000.

МАКЕТ МОМЕНТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ЛЕНТОЧНОЙ НАМОТКОЙ

Кодермятов Р.Э., Самодуров И.Н.
Научный руководитель: Екимова О.Ю., магистрант
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: kodermyatovra@mail.ru

Магнитоэлектрические моментные двигатели, работающие в заторможенном режиме, достаточно широко применяются в приборостроении в качестве элементов 'электрических пружин', устройств коррекции и др. Наряду с положительным свойством – пропорциональностью развиваемого момента от тока, имеются и недостатки, выражающиеся в относительно небольшом рабочем диапазоне углов относительного положения ротора и статора и малой величине развиваемого момента. Первый из указанных недостатков связан с конструктивными особенностями двигателя, второй – с ограниченной величиной тока, протекающего по обмотке [1].

На кафедре точного приборостроения проводится научно-исследовательская работа по разработке и исследованию двигателя нового типа. Конструктивно, традиционная конструкция магнитоэлектрического моментного двигателя выполненный в виде многополюсного магнита 1 и магнитопровода 2. Магнит и магнитопровод соединены диафрагмой 3 из немагнитного материала и образуют единый узел – ротор двигателя. В зазор между полюсами магнита и магнитопроводом помещается вторичный элемент 4, который представляет собой спирально намотанную ленту из электропроводящего материала.[1].

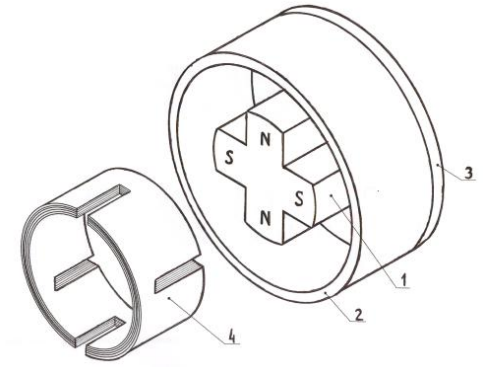


Рис. 1. Конструкция магнитоэлектрического моментного двигателя

Макет двигателя смонтирован на диэлектрическом основании таким образом, чтобы имелась возможность поворачивать его статор относительно ротора, который в процессе исследований должен быть установлен однозначно относительно основания; последнее связано с принципом работы контактного датчика, который позволяет зафиксировать преодоление момента нагрузки двигателя.

К двум текстолитовым опорам (поз. 8, 9), с помощью двух алюминиевых уголков (поз. 14) крепится основание (поз. 6). В основании имеется отверстие для установки корпусной части макета двигателя.

Корпусная часть макета содержит дисковое основание (поз. 1) выполненное из стеклотекстолита, на которое с помощью винтов (поз. 34) закреплен узел намотки (поз.4). Дисковое основание состоит из основания и четырех шпилек. Узел намотки представляет собой обойму из тонкостенного анодированного алюминия с нанесенной на нее намоткой. Намотка выполнена из алюминиевой ленты толщиной 0,07 мм, изолированной с одной стороной бумагой.

К нижней части дискового основания крепятся четыре токоподвода (поз. 18), затем крепится прокладка из стеклотекстолита (поз. 10) и поджимается шайбой (поз. 22). При помощи шайбы (поз. 23), нижняя часть макета устанавливается в отверстие, на основании

(поз. 6) и поджимается гайками (поз. 21). Применение такого вида закрепления позволяет при откручивании гаек поворачивать корпусную часть макета на любой угол относительно основания (поз. 6) и опор (поз. 8, 9), что необходимо в процессе экспериментов для изменения угла между статором и ротором.

В обойму устанавливается грибок (поз. 17) и закрепляется гайкой (поз. 28). Соосно на грибок (поз. 17) надевается втулка (поз. 5) и закрепляется винтами (поз. 34). Узел подвеса вставляется во втулку и закрепляется винтами (поз. 31).

Верхняя часть макета состоит из диафрагмы (поз. 16) с закрепленными на ней под углом 90° четырьмя стальными уголками магнитопровода (поз. 11, 13). На эти уголки магнитопровода, в свою очередь, при помощи уголков (поз. 12) крепятся магниты (поз. 19). С другой стороны магнитов приклеен наконечник (поз. 20). На диафрагме предусмотрены четыре окна.

На уголке (поз. 13) закреплена стойка (поз. 7), к которой крепится нить с грузиком, создающим нагрузку.

Диафрагма (поз. 16) устанавливается на узел подвеса (поз. 2) и закрепляется тремя винтами (поз. 29).

На текстолитовой опоре (поз. 8), с внешней стороны, имеется пластиковый ролик (поз. 24), который крепится с помощью винта (поз. 34) к опоре алюминиевым уголком (поз. 15). Ролик установлен на шарикоподшипнике. Этот контактный датчик состоит из кронштейна, изоляционной пластины и контактов. Основные элементы моментного двигателя представлены на рисунке 2.

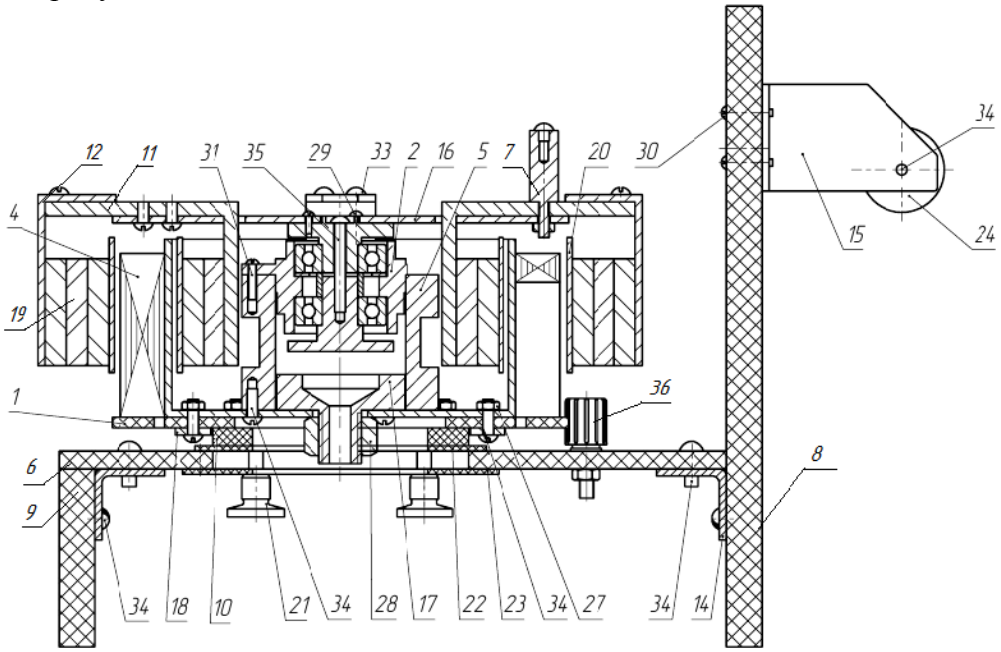


Рис. 2. Основные элементы моментного двигателя

Список литературы:

1. Иванова А.Г.Моментный двигатель с ленточной намоткой // Наука. Технологии. Инновации. Материалы всероссийской научной конференции молодых ученых в 6-ти частях. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2011.

ПРОИЗВОДСТВО ПРИБОРА ДЛЯ НАНЕСЕНИЯ МАРКИРОВКИ НА РЕНТГЕНОВСКИЕ СНИМКИ

Ковалев М.К.
Научный руководитель: Алхимов Ю.В., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: Kovalev@tpu.ru

Одним из самых широко распространенных методов неразрушающего контроля является радиография. Этот метод основан на получении статического видимого изображения внутренней структуры изделия, просвечиваемого ионизирующим излучением. Так до недавних пор контроль сварных соединений трубопроводов был целиком областью применения радиографии, и только недавно появившиеся автоматические системы ультразвукового контроля (УЗК) обоснованно стали эффективной альтернативой радиографии. Но на практике радиографический метод наиболее широко распространен в связи с его простотой и возможностью документального подтверждения полученных результатов. Рентгеновская пленка, на сегодняшний день, является основным детектором ионизирующего излучения. [1]

Согласно ВСН 2-148-82, на каждом радиографическом снимке должна быть изображена четко видимая маркировка, получаемая путем установки под кассету перед просвечиванием стыка определенной системы свинцовых маркировочных знаков (цифр, букв, стрелок). [2]

Существует 8 наборов маркировочных знаков, их следует подготавливать до начала просвечивания непосредственно в помещении лаборатории, для чего необходимо предварительно иметь сведения о намечаемых к контролю стыках: их номера, даты сварки и клейма сварщиков или бригад, выполнявших сварку данных стыков. Необходимую систему цифр и букв выкладывают на гибкой подложке (например, на небольших отрезках рентгенографической пленки со снятым предварительно эмульсионным слоем и т.п.) и заклеивают прозрачной клейкой лентой. [3]

Номера стыков набирают непосредственно на месте производства работ по контролю путем укладки соответствующих свинцовых цифр в пеналы или между двумя слоями пластыря или клейкой ленты, как изображено на рисунке 1. Предварительно в пеналы должны быть вложены цифры, указывающие номер соответствующей пленки. Номера стыков добавляются к ним на месте контроля.

Рис. 1. Укладка свинцовых знаков в пеналы и на пластырь

Процесс набора маркера из множества знаков достаточно трудоемок, занимает значительное количество времени, сопоставимое со временем проведения самого контроля. При значительных объемах контроля в лаборатории неразрушающего контроля имеется специалист, который занимается только набором маркеров из свинцовых знаков. Однако главным минусом данного метода является возможность порчи снимка, из-за попадания маркировочных знаков на контролируемую область, как показано на рисунке 2.

а) б) в)

Рис. 2. Типичные случаи негодных снимков а) выпадение цифры; б) попадание наборки на контролируемую область; в) отклеивание наборки.

Согласно ОСТ 102-51-85 возможна маркировка простым карандашом, проставляемая после проявления проэкспонированных пленок. [4] Вместо карандашей возможно использование специальных перманентных промышленных маркеров. Непрозрачные лаковые чернила позволяют делать хорошо заметные надписи густым плотным слоем на темных поверхностях. За несколько секунд наносится нестираемая, быстро сохнущая надпись с информацией о параметрах экспозиции.

Этот метод более характерен для медицинской радиографии и его главным минусом является не долговечность и ненадежность маркировки. Учитывая тот факт, что результаты контроля, в том числе и рентгеновские пленки, на опасных производственных объектах, хранятся по много лет, данный метод никогда не найдет широкого применения, так как информация, нанесенная таким маркером, может быть изменена либо просто стерта.[5]

Еще один метод маркировки получил широкое распространение за рубежом, но в России остается до сих пор малоизвестным. Маркировка производится с использованием источника света, при помощи которого на участок снимка проэкспонированного ионизирующим излучением будет наложено световое изображение в виде информации, нанесенной на лист бумаги, по принципу трафарета. Маркировка таким способом наносится непосредственно перед процессом проявления пленки в помещении с неактиничным излучением.

За последний год нами было произведено три прототипа подобного устройства, рисунок 3, каждое следующее устройство дорабатывалось в соответствии с данными полученными в ходе промышленных испытаний. Итогом работ стал прибор, отчужденный ЗАО «Трест коксохиммонтаж».

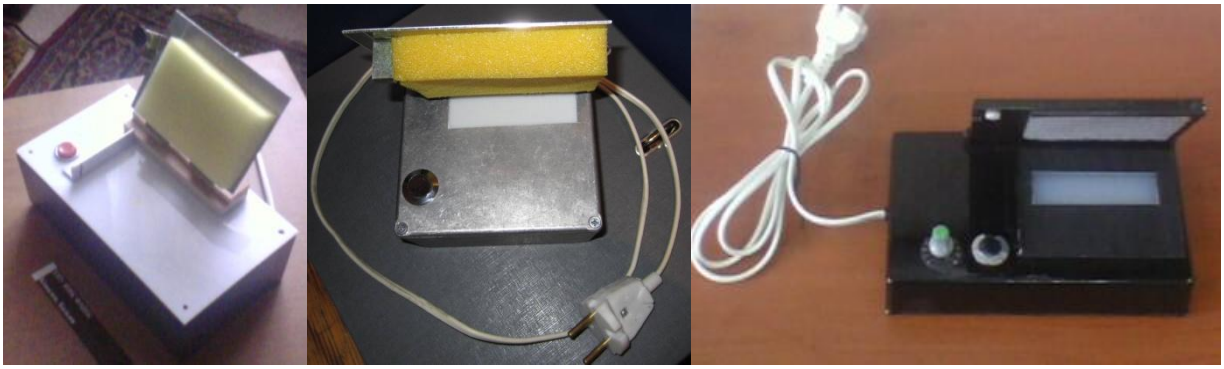
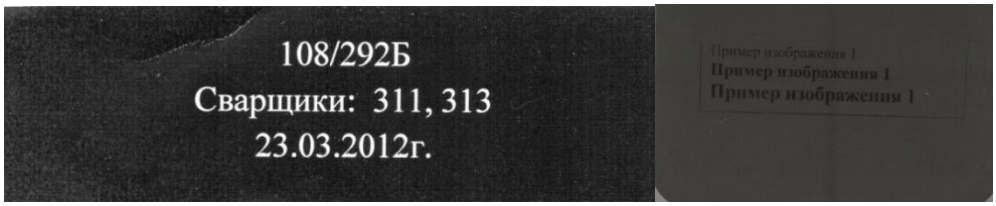


Рис. 3. Прототипы маркирующего устройства

Устройство позволяет наносить маркировку размером 25×80 мм. Для засветки участка пленки используются светодиоды. Устройство срабатывает от нажатия кнопки, находящейся на лицевой панели устройства. Для получения читаемой маркировки необходимо кратковременное загорание источника света, чтобы не получить полное засвечивание пленки. Для этого срабатывание кнопки происходит в момент опускания крышки, также для этого используется управляющая схема, позволяющая регулировать время свечения светодиодов, при помощи регулятора расположенного на лицевой панели устройства, тем самым снижая общую экспозицию. Крышка предохраняет от засветки часть пленки, находящейся не под световым окном. Для индикации засветки применяется светодиод красного свечения, что позволяет визуально фиксировать момент срабатывания устройства, что затруднительно при кратковременном загорании основных светодиодов.

На рабочее окно необходимо прикладывать лист бумаги с информацией в негативе, рисунок 4а, данная наборка может быть выполнена при помощи стандартного редактора Microsoft Word, а соответственно предоставляются все возможности данного редактора по работе с размерами и типами шрифтов.

Полученная в результате испытаний прототипа маркирующего устройства пленка, имеет легко читаемую маркировку, изображенную на рисунке 4б, не поддающуюся удалению или исправлению.



а) б)

Рис. 4. а) Пример трафарета (наборки); б) Маркировка нанесенная при помощи засвечивания

Использование устройства в промышленном неразрушающем контроле показало эффективность данного способа нанесения информации на рентгеновскую пленку. Чтобы автоматизировать процесс, сделать его более простым и удобным в практическом применении, нами разрабатывается прибор, в котором наносимое изображение формируется с помощью прозрачного ЖК экрана, подобного применяемым в электронных часах, мультиметрах и прочей технике.

ЖК экран позволит избавиться от трафаретов – наборок, тем самым еще более сократив время маркировки. Имеющаяся управляющая схема будет подвергнута незначительным изменениям, соответственно удастся сохранить миниатюрность габаритных размеров устройства. Станет возможным связать устройство по стандартному интерфейсу с персональным компьютером, что еще более повысит удобство работы с ним.

Список литературы

1. Алешин Н.П., Щербинский В.Г. Контроль качества сварочных работ. -М.: ВЫСШАЯ ШКОЛА, 1986. - 207 с.

2. ВСН 2-148-82. Инструкция о порядке маркировки радиографических снимков и оформлению заключений по качеству сварки. - М.: ВНИИСТ. -1983. - 18 с.

3. ГОСТ 7512-82. Контроль неразрушающий. Соединения сварные. Радиографический метод. - М.: ИПК Изд-во стандартов. -2004. - 19 с.

4. ОСТ 102-51-85. Контроль неразрушающий. Сварные соединения трубопроводов. Радиографический метод. - М.: ИПК Изд-во стандартов. -2000. - 44 с.

5. Алхимов Ю. В. , Ковалев М. К. Устройство для маркировки рентгеновских снимков [Электронный ресурс] // Вестник науки Сибири. - 2012 - Т. 5 - №. 4 - С. 124-128. - Режим доступа: http://sjs.tpu.ru/journal/article/view/433

МЕТОДЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАДИАЦИОННОЙ СТОЙКОСТИ ЭЛЕКТРОННЫХ КОМПОНЕНТОВ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ

Коржеманов Д.Н.
Научный руководитель: Гормаков А.Н., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail:dimakor@sibmail.com

Воздействие космической радиации на материалы и элементы оборудования космических аппаратов (КА) является [1] одним из главных факторов, вызывающих возникновение отказов и сбоев в работе бортовых систем КА. По оценкам отечественных и зарубежных экспертов, до 80% аномалий в работе оборудования КА вызывается воздействием окружающей космической среды, при этом большая часть аномалий обусловлена радиационными воздействиями.

Характеристика радиационных воздействий в околоземном пространстве

Радиационная опасность на КА связана с различными радиационными эффектами, которые возникают в элементах оборудования, находящихся на борту КА, в результате прохождения через них частиц высокой энергии. Для оценки возникновения этих эффектов используют специальные количественные характеристики радиационного воздействия, учитывающие процессы передачи энергии от налетающих частиц веществу исследуемого объекта.

Принято выделять три группы радиационных эффектов, оказывающих негативное влияние на материалы и оборудование КА: эффекты полной поглощенной дозы, эффекты мощности дозы и эффекты, вызываемые одиночными заряженными частицами. Эффекты первой группы вызывают постепенное ухудшение физических свойств материалов и изготовленных из них изделий за счет накопления радиационных дефектов. Типичными примерами эффектов второй группы являются радиолюминесценция и радиационная проводимость материалов. Третья группа эффектов, чрезвычайно критичная для элементов микроэлектроники, связана с образованием в полупроводниковых и диэлектрических материалах дополнительных носителей заряда за счет прямой ионизации атомов тяжелыми ионами или за счет ионизации продуктами ядерных реакций.

Возникновение подобных эффектов явилось, как это ни парадоксально, следствием технологического прогресса в микроэлектронике: в современных микросхемах с высокой степенью интеграции электрические заряды, управляющие работой микросхем, оказались сопоставимыми по величине с дополнительными вносимыми зарядами.

В настоящее время искусственные спутники Земли, выполняют свои функции на орбитах, высотакоторых над поверхностью Земли составляет от 160 км до 40000 км. Плотность радиационных потоков и энергия содержащихся в них частиц распределена в космическом пространстве неравномерно. Наибольшая плотность частиц отмечена в двух участках пространства, называемых радиационными поясами Земли. Возникновение их обусловлено магнитными полюсами нашей планеты. Оно захватывает попадающие в него заряженные частицы, в результате чего магнитосфера земли заполняется электронами, протонами, а также ионами различных энергий. Их совокупность образует радиационные пояса, условно разделяемые на внешний и внутренний. Положение их в пространстве можно выразить величиной L , соответствующее расстоянию до оси формирующего магнитное поле Земли диполя. Эта величина выражена в единицах радиуса Земли – 6370 км. Указанные пояса расположены симметрично относительно земной поверхности вследствие как смещения диполя относительно оси Земли, так и наличия Южно-Антарктической магнитной аномалии. Внутренний пояс расположен в интервале от 1, 2Lдо 2,5L, причём максимальная интенсивность потока электронов с ростом их энергии смещается в область меньших высот. Внешний радиационный пояс простирается до 8L, причём между ним и внутренним поясом

имеется промежуток L = 2,5 … 3, в котором потоки электронов становятся относительно малыми. Исследования показали, что внутренний радиационный пояс остаётся достаточно стабильным во времени, тогда как для внешнего пояса характерны изменения как по интенсивности, так и по распределению частиц в пространстве. Внутренний пояс состоит из электронов с энергией более 100 кэВ и протонов с энергией более 30 МэВ, а внешний внешний пояс содержит электроны со сплошным спектром энергий от нескольких кэВ до МэВ и протоны с энергией до нескольких МэВ. Основным негативным воздействием космической радиации является создание дополнительных центров рекомбинации путём смещения атомов полупроводникового материала в междоузлии. Наибольший эффект вызывают электроны с энергией 0,2…1,0 МэВ и протоны с энергией 4…40 МэВ.

Протонная составляющая радиации поясов стабильна во времени. При этом пространственное распределение потоков протонов не совпадает с электронным. В итоге максимальная интенсивность протонов с энергиями 1…2 МэВ отмечена в зазоре между поясами, причём с ростом энергии этих частиц она смещается ближе к Земле.

Солнечные вспышки представляют большую радиационную опасность во время космических полетов. Космические лучи, идущие от Солнца, в основном состоят из протонов широкого энергетического спектра (энергия протонов до 100 МэВ). Заряженные частицы от Солнца способны достигать Земли через 15-20 мин после того, как вспышка на его поверхности становится видимой. Длительность вспышки может достигать нескольких часов.

Методы обеспечения радиационной стойкости электронных устройств ИСЗ при проектировании и конструировании

Задача оценки стойкости будет разделена два этапа:

1. Расчет предельно допустимой накопленной дозы и расчет коэффициента запаса (КЗ) [2].

2. Расчет вероятности возникновения одиночных сбоев и катастрофических отказов за время работы БРЭА. Блок-схема алгоритма методики обеспечения спецстойкости электронных компонентов (ЭК) блока сбора служебной информации приведена на рисунке.

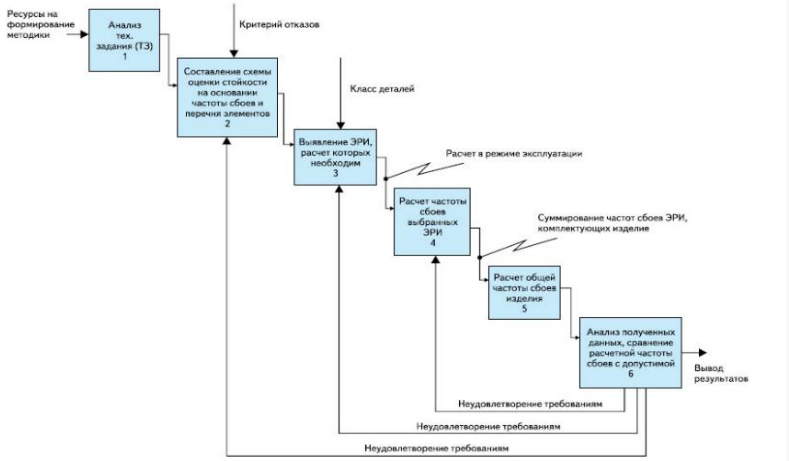


Рисунок. Блок-схема алгоритма методики обеспечения спецстойкости ЭК

Конструктивные способы повышения радиационной стойкости ЭК: использование специальных корпусов, лаковой защиты, покрытий и т.п. Этот способ требует применения специализированных материалов корпусов и покрытий.

Список литературы:

1. *Космическая радиационная защита. URL: http://bolshoyforum.org/wiki/index.php/ Космическая_радиационная_защита*
2. *Обеспечение радиационной стойкости аппаратуры космических аппаратов при проектировании.URL:http://www.kit-e.ru/articles/elcomp/2010_9_93.php*

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ ЭМИССИИ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ГОРНЫХ ПОРОД

Кравченко Д.С.
Научный руководитель: Суржиков А.П., заведующий кафедрой ФМПК
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: den_777@sibmail.com

При изменении напряженно-деформированного состояния горных пород в массиве происходят геодинамические явления, которые являются одной из важнейших причин, затрудняющих разработку месторождений полезных ископаемых. Эти процессы порождаются действием в массивах горных пород полей больших механических напряжений, увеличивающихся с глубиной отработки, а также из-за структурной неоднородности и нарушенности массива и определяются свойствами слагающих его пород. Это влечет за собой экономические и человеческие потери. Поэтому проблема оценки напряженно-деформированного состояния массивов горных пород, прогноз и предупреждение удароопасности приобретает особую остроту.

В настоящее время наиболее перспективным методом контроля изменений напряженно-деформированного состояния (НДС) горного массива и прогноза геодинамических событий, в том числе в шахтном поле рудников, является метод, основанный на механоэлектрических преобразованиях в горных породах, бетонах и других диэлектрических структурах. При механоэлектрических преобразованиях параметры возникающих электромагнитных сигналов (ЭМС) и характеристики электромагнитной эмиссии (ЭМЭ) несут информацию о процессах образования деструктивных зон и об изменении НДС в шахтном поле. Одним из доступных способов выявления закономерностей является моделирование в лабораторных и натурных условиях.

Известно, что разрушение твердотельных материалов, включая горные породы, является процессом, характеризующимся определенной длительностью и проходящим в своем развитии несколько этапов (структурных уровней).Горные породы изначально представляет собой сложную иерархически организованную систему. В процессе механического воздействия эта система эволюционирует по законам синергетики, образуя иерархию элементов разных масштабов. Разнообразие физических механизмов на определенных этапах механического воздействия, обеспечивает развитие этого процесса, при котором горная порода накапливает дефекты разных масштабов, пока этот процесс не проявит себя на макроуровне в виде магистральных трещин, что и приводит к разделению горной породы на части.

Сложное структурно-текстурное строение реальных образцов горных пород приводит к неоднородному распределению деформаций и повреждений в их объеме уже на начальном этапе механического воздействия. Образующиеся при этом дефекты в виде микротрещин, первоначально локализуются в наименее прочных минералах, составляющих горную породу, а также на их контактах, границах пор и других дефектов. Дальнейшее увеличение нагрузки приводит к эволюции системы, в процессе которой происходит локализация увеличивающихся масштабов дефектных областей, что в конечном итоге приводит к образованию в гетерогенной системе консолидированных блоков инеконсолидированных блочных систем .

В результате образования микротрещин и их росте, а также при формировании консолидированных блоков, может происходить: перенос заряда в устье трещин; колебания берегов трещины с мозаичной структурой зарядов акустическими импульсами, возникающими при зарождении и развитии других дефектов в объеме образца. Все это сопровождается испусканием электромагнитных сигналов (ЭМС), появление которых обусловлено изменением дипольных моментов дефектов, возникающих на различных этапах

разрушения. В этом случае параметры электромагнитных сигналов должны определяться размерами образующихся дефектов, прочностными, электрическими и магнитными характеристиками разрушаемой горной породы. Электромагнитные сигналы могут возникать также вследствие прямого пьезоэлектрического эффекта при наличии в горной породе минералов, обладающих пьезоэлектрическими свойствами. Высокая чувствительность механоэлектрических преобразований к структурно-текстурным изменениям горных пород при деформировании, вследствие возникновения деструктивных зон с последующим их развитием до стадии разрушения, обуславливает пространственно-временное распределение электромагнитных сигналов. Сложная иерархическая структура горных пород приводит к тому, что на протяжении всего процесса деформирования изменяются параметры регистрируемого ЭМС.

Экспериментальные исследования показали, что при одноосном сжатии образцов горных пород, являющихся сложными гетерогенными системами, наряду со сжимающими деформациями действуют сдвиговые и растягивающие . Это обусловлено еще и тем, что реальные образцы содержат различные включения, поры, трещины и другие дефекты, которые являются концентраторами напряжения в области действующего давления. Механизм, при котором происходит разрушение на определенном этапе деформирования, зависит от взаимной ориентации действующих сил и направления первичных дефектов, а так же от физических характеристик образца. Ранее экспериментально было показано, что процесс деформирования сопровождается генерированием образцами горных пород ЭМС различной амплитуды, формы и длительности . В связи с этим, важной задачей является установление амплитудно-частотных параметров ЭМС, которые характеризуют определенные этапы напряженно-деформированного состояния горных пород и могут служить прогностическими признаками образования деструктивных зон и разрушения образцов горных пород.

Список литературы:

1. А.А. Беспалько, Л.В. Яворович, Суржиков А.П. Связь петрофизических свойств горных пород с изменением параметров электромагнитных сигналов при акустическом воздействии.- Издательство Томского политехнического университет, 2011.-120с.

АППАРАТУРА МИД-К И ЕЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИ ДЕФЕКТОСКОПИИ НЕФТЯНЫХ И ГАЗОВЫХ СКВАЖИН

Куйбышев Р.Р.
Научный руководитель: Алхимов Ю.В., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: radal@tpu.ru

Контроль технического состояния скважин, бурильного инструмента и оборудования и своевременное обнаружение дефектов может помочь избежать аварии и в значительной степени сказаться на экономии средств компании. Согласно «Положению о порядке продления срока безопасной эксплуатации технических, устройств оборудования и сооружений на опасных производственных объектах», установленным Федеральным горным и промышленным надзором России постановлением от 9 июля 2002 г., указывается перечень необходимых работ по техническому диагностированию.

Аппаратура МИД-К разработана на основе опыта промышленного использования приборов магнитоимпульсной дефектоскопии и предназначена для проведения дефектоскопии в многоколонных конструкциях скважин. Также позволяет выявлять дефекты обсадных колонн и НКТ, определять положение конструктивных элементов скважины, забойного оборудования и интервалов перфорации.

Рис. 1. Аппаратура МИД-ГАЗПРОМ К. В комплект входит:
- скважинный прибор МИД-К; - Блок интерфейсный МИД-К; - ноутбук «Compaq»

Аппаратура МИД-К, изображенная на рисунке 1, разработана специалистами компании ЗАО НПФ «ГИТАС» совместно с ОАО «ГАЗПРОМГЕОФИЗИКА».

Со скважинной аппаратурой МИД-К я познакомился в период прохождения научно-производственной практики в г. Октябрьский, Республика Башкортостан в компании ЗАО НПФ «ГИТАС». Аппаратура проста в использовании, имеет минимальную погрешность обнаружения дефектов от 14,5 мм (продольные, поперечные трещины и сквозные отверстия); определяет характер и положение дефектов и привязывает их к глубине скважины; записывает данные о каротаже и дефектоскопии непосредственно в ПЗУ ноутбука; а также интерпретационная программа и построение дефектограмм.

Еще одним из главных свойств этого прибора является возможность технической диагностики многоколонных конструкций, благодаря использованию метода магнитоимпульсной дефектоскопии.

В аппаратуре МИД-К измеряется Z-Z составляющая магнитного поля (продольный - Z-зонд) и X-X и Y-Y составляющие (поперечные зонды) магнитного поля. Причем продольный зонд работает в сильном магнитном поле, а поперечные - в слабом. Для изучения распространения этих полей в различных ситуациях были проведены измерения на физических моделях, имитирующих различные типы дефектов. Для этой цели использовались физические модели с дефектами различных типов, как указанно в работах.

На ранних временных задержках для Z-зонда проявляется вертикальная составляющая наклонной щели, а на поздних – горизонтальная составляющая. Для поперечных XY-зондов амплитуда аномалий ниже, чем для горизонтальных трещин тех же размеров. Таким образом, комплекс Z, X, Y измерений позволяет разделить горизонтальные, вертикальные и наклонные трещины.

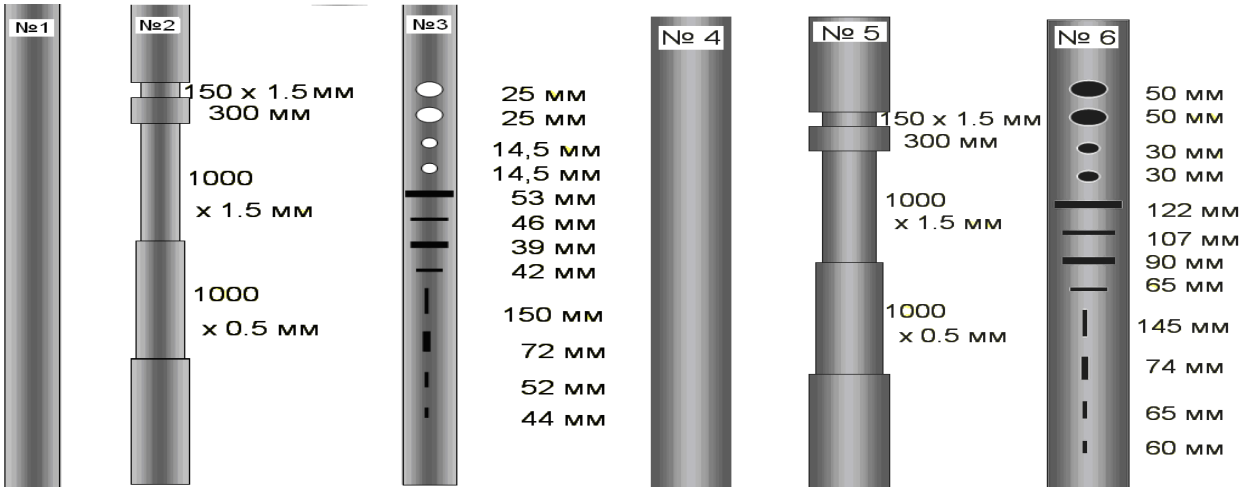


Рис. 2. Модели диаметром 73 мм и 139,7 мм

Набор моделей, изображенный на рисунке 2, включает шесть труб. Три трубы диаметром 73 мм (НКТ), номинальная толщина стенки 5,5 мм, и три трубы 139,7 мм (эксплуатационная колона), номинальная толщина стенки 7,72 мм. Модели 1, 4 – гладкие трубы без дефектов; модели 2, 3 – имитируют износ колонны 1,5 и 0,5 мм; модели 3, 6 – имитируют различные локальные дефекты, расстояния между зондами 200 мм.

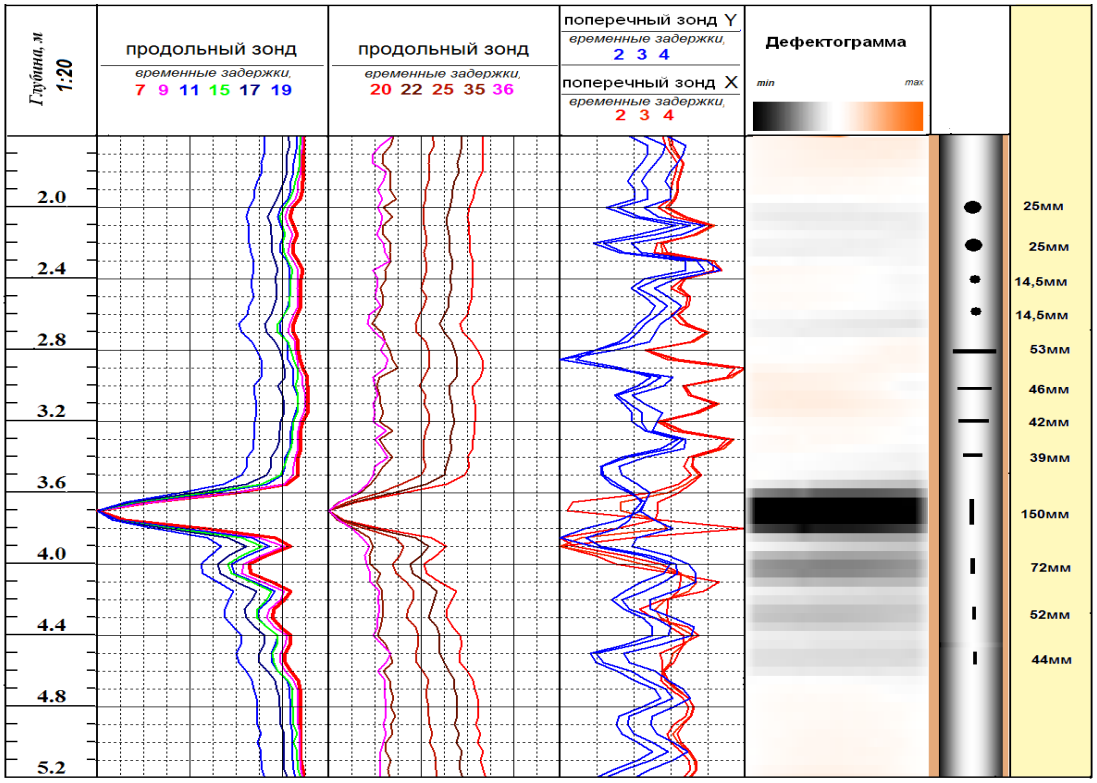


Рис. 3. Выявление дефектов в НКТ

На рисунках 3 и 4 приведены примеры выявления дефектов в НКТ и эксплуатационной колонне. Отверстия и горизонтальные трещины регистрируются поперечными зондами. Продольные трещины выявляются продольным зондом.

На рисунке 5 приведен пример выявления дефектов в ЭК через НКТ. Поперечные зонды не чувствуют дефекты в ЭК, их сигналы зависят от параметров НКТ, в нашем случае гладкая труба.

Отверстия на продольном зонде отмечаются некоторым понижением сигнала во всем интервале (от 2,1 до 2,9 м) на средних и поздних временах (от 20 до 35). На ранних задержках снижение амплитуды сигнала в интервале от 2,1 до 4 м.

Горизонтальные трещины длиной от 72 до 150 мм создают аномалии на продольном зонде. Продольные трещины видны, если их длина больше 52 мм на временных задержках от 9 до 15.

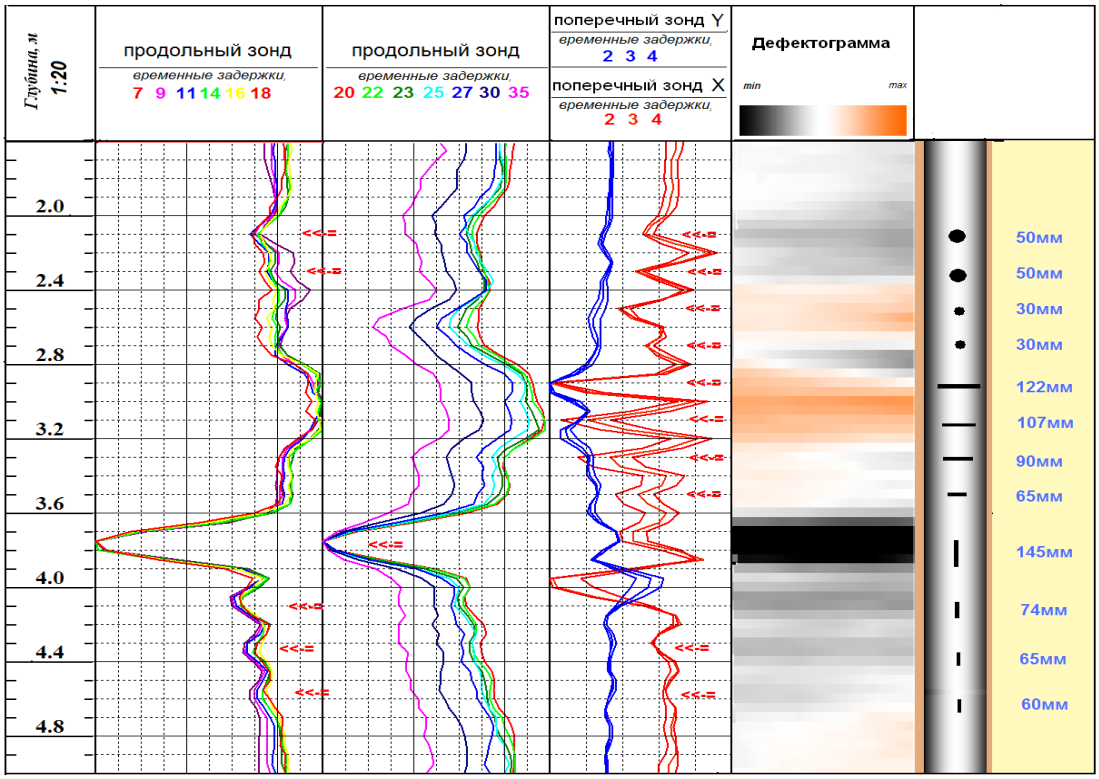


Рис. 4. Выявление дефектов в ЭК

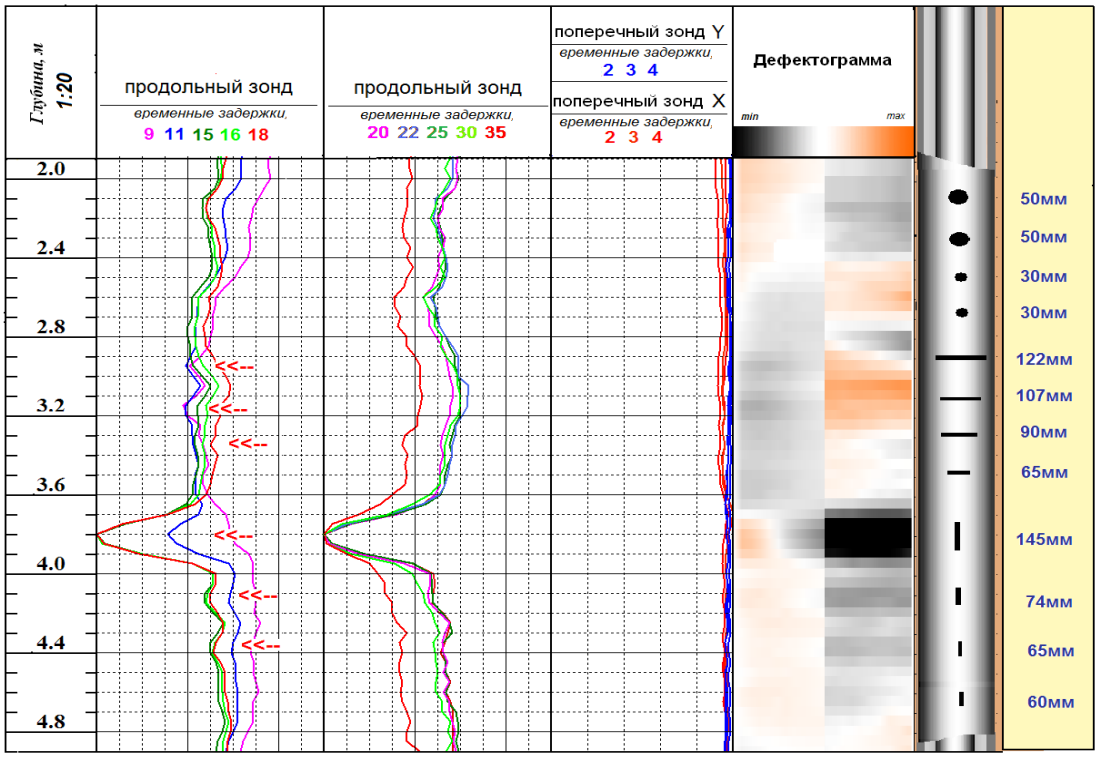


Рис. 5. Выявление дефектов в ЭК через НКТ

На рисунках 3,4 и 5 изображены примеры дефектограммы получаемой при неразрушающем контроле аппаратурой МИД-К насосно-компрессорной трубы с различными видами дефектов (искусственные дефекты – пропилы и сквозные отверстия). По характеру затухания ЭДС в трубе и выбранному временному интервалу можно судить о том или ином дефекте или их отсутствие. Перед продажей МИД-К заказчику, ее подвергают множественным испытаниям, как в лаборатории с использованием специальных моделей

труб с искусственными дефектами, так и в полевых условиях, непосредственно в скважинах. Погрешность результата испытаний на скважине не должна превышать 10% к установленному образцу.

Комплекс исследований, производимый магнитоимпульсным дефектоскопом МИД-К, позволяет хорошо определять различного рода дефекты в скважинных трубах, и применим для неразрушающего контроля бурильных труб и самой скважины.

Список литературы:

1. *А.А.Абакумов «Магнитная интроскопия»;*
2. *А.П.Зубарев, В.И.Шамшин, В.Н.Даниленко «Методическое руководство по проведению магнитоимпульсной дефектоскопии-толщинометрии в нефтяных и газовых скважинах аппаратурой МИД-ГАЗПРОМ и обработке результатов»;*
3. *Епифанов О.Ю., Хорольский А.В., Морозов А.М., Киселев В.В., Ноготков В.С./ Опыт применения аппаратуры магнитоимпульсной дефектоскопии МИД-К для решения некоторых задач ГИС-контроля, 2002.*
4. *А.П. Потапов, Л.Е. Кнеллер, В.Н. Даниленко, В.В. Даниленко, А.Н.Наянзин «Магнитоимпульсная дефектоскопия-толщинометрия обсадных колонн и нкт»*

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДА БЕСПЛЕНОЧНОЙ РАДИОГРАФИИ В АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ

Михайленко М.А.
Научный руководитель: Ю.В. Алхимов, к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: poorgen@sibmail.com

Наибольший интерес для промышленности представляют физические методы дефектоскопического контроля качества продукции без разрушения. Задачей неразрушающего контроля (НК) авиационно-космической техники является определение параметров материалов, деталей, узлов и изделий без разрушения с целью получения информации об их качестве, техническом состоянии и остаточном ресурсе.В авиационно-космическом машиностроении используют практически все существующие методы НК[1]. А одним из наиболее универсальных и информативных методов интроскопии является радиационный контроль, занимающий ведущее место в неразрушающем контроле материалов и изделий.

Радиационная дефектоскопия – это совокупность методов контроля качества путем просвечивания материалов и изделий различными видами проникающей радиации.

Метод рентгенодефектоскопии в основном был разработан еще до Великой Отечественной войны, при котором использовались рентгеновские пленки, которые требовали аккуратного и бережного обращения и определенных условий в обработке и получении с них информации, что является основным недостатком в пленочной радиографии. Со временем, с развитием техники и электроники появилась возможность избежать применения морально устаревших радиографических пленок путем использования, так называемой, беспленочной радиографии, позволяющей получить цифровое и наиболее качественное изображение, чем радиографическая пленка.

Основными составляющими при проведении радиационного контроля являются: источник излучения (рентгеновский аппарат или гамма-препарат), объект контроля, детектор (пленка или запоминающая пластина). Каждая составляющая контроля напрямую влияет на результат проведения контроля.

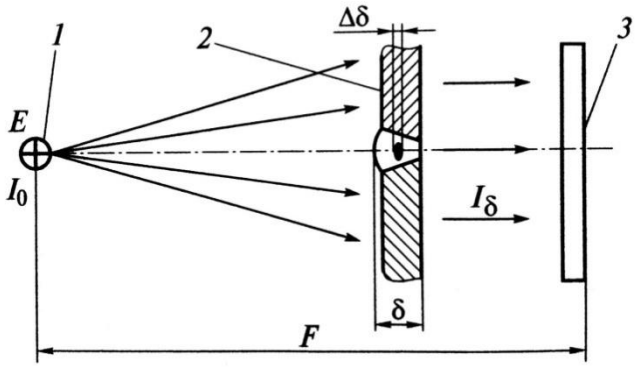


Рис. 1. Структурные элементы радиационного контроля:
1 – Источник излучения; 2 – объект контроля (сварное соединение);
3 – детектор излучения; E – энергия излучения; δ – толщина материала; I_0, I_δ– интенсивность падающего и прошедшего излучений соответственно; Δδ – характеристический размер дефекта;
F – фокусное расстояние

Результат контроля зависит от множества параметров: энергии излучения, мощности экспозиционной дозы, разрешающей способности пленки или запоминающей пластины, геометрических условий просвечивания, размера фокусного пятна источника излучения, фокусного расстояния, рассеянного излучения и пр.

Каждое новое изделие авиационно-космической техники требует использования как традиционных, так и принципиально новых материалов и конструкций. В связи с этим возникает необходимость не только использовать существующие, но и создавать новые методы и средства НК их качества. Наиболее сложные новые проблемы НК обычно возникают по следующим элементам этих изделий:

– теплозащитные материалы;
– жаропрочные материалы;
– композиционные и другие неметаллические материалы;
– металлоконструкции из новых материалов и их неразъемные соединения;
– агрегаты из неметаллических материалов и их неразъемные соединения.

При создании орбитального корабля (ОК) «Буран» эти проблемы были решены совместно с МНПО «Спектр», ведущей организацией страны в области НК, и другими специализированными организациями. Так, например, с помощью оригинальных алгоритмов обработки и реконструкции изображений была существенно повышена чувствительность и разрешающая способность компьютерной рентгеновской томографической системы для выявления несплошностей в металлических и неметаллических конструкциях.

Так же, для повышения разрешающей способности рентгеновских изображений и сокращения времени их обработки и анализа может быть применена технология беспленочной или цифровой радиографии. [1]

Цифровая радиография основывается на применении так называемых запоминающих пластин. Метод основан на использовании способности некоторых люминофоров формировать скрытое изображение в зернах кристаллов люминофора, образующих покрытие пластины. Электроны, образующиеся в них в результате облучения рентгеновским или гамма-излучением, захватываются на энергетические уровни и остаются на них в течение длительного времени. Из этого состояния они могут быть выведены возбуждением лазерным пучком.

Запоминающие пластины имеют свои особенности: повышенная производительность контроля относительно радиографический пленок (отсутствует процедура проявки с помощью химических реактивов); цифровая обработка данных и автоматический поиск

дефектов; возможность многократного использования; низкая чувствительность к свету; характеристическая кривая пластины является линейной, что в сочетании с высокой чувствительностью, упрощает работу, и не требуется тщательно подбирать экспозицию, как в случае с пленкой.

В качестве примера применения метода беспленочной радиографии и его целесообразности рассматривается получение рентгеновского изображения стальной трубы с помощью различных запоминающих пластин.

Для этого было использовано следующее оборудование

– Kodak SO 170, Fuji и Duerr NDT

– Портативный цифровой рентгеновский сканер DuerrHR-CR 35 NDT

– Рентгеновский аппарат Y.XPO 225

Рис. 2. Цифровой сканер DuerrHR-CR 35

Рис. 3. Рентгеновский аппарат Y.XPO 225 NDTи блок управления

Так как схема просвечивания образца не меняется по сравнению с классической радиографией, то запоминающая пластина заменяется на рентгеновскую пленку. В результате проделанных экспериментов были получены изображения сварного соединения трубы, одно из которых представлено ниже:

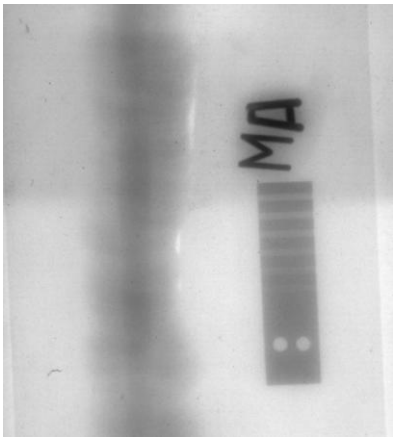


Рис. 4. Рентгеновское изображение сварного соединения трубы с запоминающей пластины KodakSO 170.

На изображении мы можем видеть сварной шов с дефектом в виде подреза, эталон чувствительности со всеми канавками, а также маркировку участка сварного шва.

Таким образом, метод с применением запоминающих пластин, представленный в докладе, может быть использован наряду с обычной радиографической пленкой, а при определенных условиях является преобладающим в силу своих исключительных особенностей, которых нет у радиографических пленок.

Список литературы:

1. Методы и средства неразрушающего контроля. [Электронный ресурс]. – 2013. - Режим доступа: http://techdiagnostica.ru/stati/metody-nerazrushaushego-controliya.html – Загл. с экрана.

2. М.Михайленко, Дипломная работа «Разработка методики контроля труб большого диаметра (больше 1 м)», 2012, 70с.

3. Артемьев Б.В., Буклей А.А. Радиационный контроль: учебное пособие / под общ. Ред. В.В. Клюева. М.: Издательский дом «Спектр», 2011. – 192с.

4. KODAK. KODAKINDUSTREXDigitalImagingPlates.Technicaldata / non-destructivetesting. –2006. – TI-2632. – P. 3 URLhttp://www.newcoinc.com/Download/File/Kodak_Digital%20Imaging%20Plates%20MSDS.pdf

АНАЛИЗ СВОЙСТВ ПЕНОАЛЮМИНИЯ ПОД ВОЗДЕЙСТВИЕМ ДВИЖУЩЕГОСЯ ИСТОЧНИКА ЭНЕРГИИ

Мишин М.А.

Научный руководитель: Кректулева Р.А., к.ф-м.н., доцент

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр.Ленина, 30,

E-mail: rakrekt@mail.ru

В настоящее время в различных отраслях промышленности вместо сплошных материалов начинают применяться пеноматериалы. Внедрение новых конструкционных пеноматериалов в промышленность обусловлено освоением высокоэффективных технологий за счет вспенивания расплавов металлов струей газов (кислород, азот, воздух и прочее). Другой способ получения пеносплавов заключатся в нагревании смеси порошков сплавов со специальным материалом, называемом пороформом, который при нагревании разлагается на газовые составляющие, а порошок основного металла сплавляется в ячеистую матрицу, поры которой заполнены продуктами разложения. Получаемые таким образом пеносплавы могут обладать набором свойств, присущих одновременно самым разным материалам. В этом плане особое место занимает пеноалюминийй (ПА). Благодаря легкости, негорючести, нетоксичности, высоким шумо – и теплозащитным свойствам, экономичности и технологичности получения ПА может использоваться в самых высокотехнологичных производствах. Его целесообразно применять в ракетостроении и авиастроении (в качестве теплозащитных и шумозащитных материалов), автомобилестроении (в качестве демпфирующих элементов, наполнителей дверей автомобилей), судостроении (для снижения веса корпуса и увеличения водоизмещения) и так далее. По оценкам специалистов, в ближайшем будущем по широте охвата областей применимости пеноалюминий превзойдет такой распространенный материал, как поролон. Однако эксплуатационные свойства пеноалюминия исследованы недостаточно. Кроме того, существуют трудности в способах соединения элементов из ПА в одно целое. Традиционные технологии сварки плавлением не нашли должного применения в связи со слабой проработанностью данного вопроса.

В данной работе методами компьютерного моделирования исследованы особенности теплопереноса в пеноалюминии под воздействием движущихся источников концентрированной энергии (электрической дуги, электроннолучевого источника, разогретой струи газов и т.д.). Проведен анализ влияния размера пор и общей пористости материала на распространение тепла, на формирование зон расплава и кристаллизации при высокотемпературном нагреве поверхности ПА. Численными методами показано влияние внутренней структуры пеноалюминия на его свариваемость в технологиях сварки плавлением. Получены следующие основные результаты:

Обнаружено, что поры объемом порядка 1 мм^3 и выше вызывают заметное повышение температуры в материале над порой и ее уменьшение под порой, что приводит к локальному увеличению зоны расплава над порами и снижению проплавляющей способности под порами.

Вычислен линейный размер пор, равный 0,2 мм, меньше которого наличие пористости в материале не препятствует распространению тепловых фронтов и образованию зон расплава.

Расчетным путем установлены принципиальные направления развития технологии сварки пеноалюминия.

Показана перспективность пеносплавов на основе алюминия в качестве новых конструкционных материалов для создания корпусов ракетно-транспортных средств, позволяющих существенно снизить вес, повысить защитные свойства и надежность конструкции, не снижая ее прочности.

СВЯЗЬ ПРОЧНОСТИ КОНТАКТА АРМАТУРЫ И БЕТОНА С ПАРАМЕТРАМИ МЕХАНОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАНИЙ

Мормоев А.Е.
Научный руководитель: Фурса Т.В., д.т.н.
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г.Томск, пр.Ленина, 30
E-mail: AlexTRD@sibmail.com

При эксплуатации железобетона в условиях воздействия не только значительных механических напряжений, а также влажности и засоленности происходят процессы коррозии арматуры и трещинообразование, что приводит к нарушению контакта арматуры с бетоном, а, следовательно, и снижению прочностных характеристик железобетонного сооружения. Поэтому для решения проблем повышения надежности возводимых железобетонных сооружений и их дальнейшей безаварийной эксплуатации необходимо осуществлять входной и текущий контроль качества контакта арматуры с бетоном. Существующие методы неразрушающего контроля бетона и железобетона обладают невысокой точностью и позволяют оценивать только прочность бетона либо наличие в железобетонном сооружении значительных по величине полостей. Для решения этой задачи может быть использовано явление механоэлектрических преобразований при импульсном механическом возбуждении диэлектрических материалов [1,2]. Проведенные ранее исследования по связи параметров электрического сигнала, возникающего при ударном возбуждении строительных материалов с их структурными и механическими характеристиками [3,4] свидетельствуют о перспективности использования явления механоэлектрических преобразований для разработки неразрушающего метода контроля качества контакта арматуры с бетоном в железобетоне.

Исследования выполнены с помощью лабораторного комплекса, позволяющего производить импульсное механическое возбуждение материалов и регистрацию электрическогосигнала. Импульсное механическое возбуждение образцов производится с помощью электромеханического ударного устройства с нормированной силой удара. Для регистрации электрической составляющей переменного электромагнитного поля, возникающего при импульсном механическом возбуждении образцов, используется дифференциальный электрический датчик. Сигналы с электрического датчика регистрируются с помощью многофункциональной платы ввода-вывода *«NIPCI-6251»*, совмещенной с ЭВМ, позволяющей осуществлять оцифровку временной реализации электрического сигнала.

Для проведения исследований были изготовлены лабораторные модели железобетона. Модели представляли собой образцы тяжелого бетона размером 100x100x100 мм, в которые при формовании образцов было помещено по одному металлическому прутку диаметром 10 мм и длиной 120 мм. Пруток с помощью специально изготовленной направляющей стойки помещался в центр образца параллельно его боковым граням таким образом, чтобы

основание металлического стержня находилось на дне формы, а верхняя его часть выступала над поверхностью образца на 20 мм.

По описанной выше методике были изготовлены модели железобетона с различным, искусственно созданным, контактом. В модели М1 металлический пруток не подвергался никакой обработке, а в модели М2 перед помещением в раствор пруток был смазан маслом.

На рисунке 1 приведены электрические сигналы, зарегистрированные при ударном возбуждении описанных выше моделей.

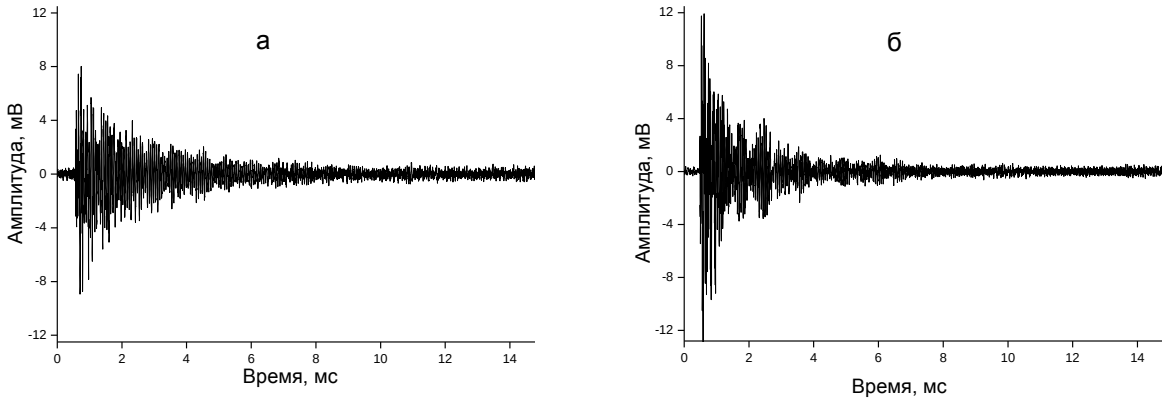


Рис. 1. Электрические отклики на ударное возбуждение моделей железобетона: а - М1 и б - М2

Из рисунка видно, что электрические отклики из образцов с различным качеством контакта близки по величине. Однако наблюдаются заметные отличия в характере затухания сигналов и их форме.

На рисунке 2 приведены спектральные характеристики электрических откликов, зарегистрированные из моделей железобетона: а – М1; б – М2.

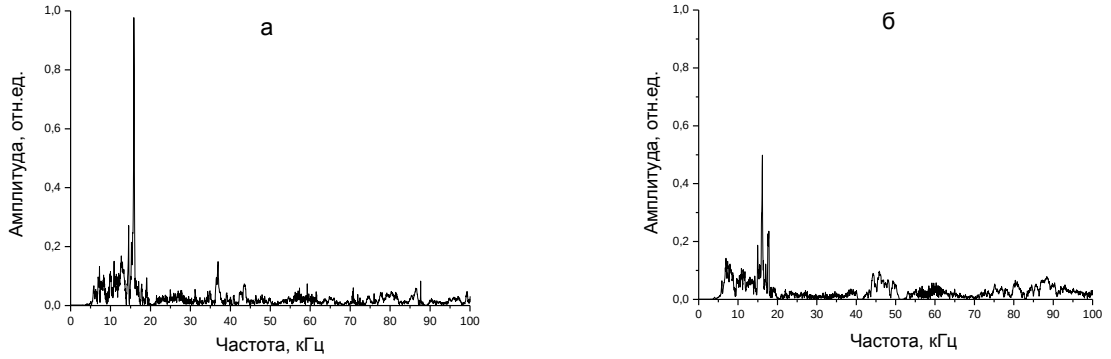


Рис. 2. Типичные электрические отклики из моделей железобетона с различным качеством контакта арматуры с бетоном

Как видно из рисунка, в спектрах сигналов из обеих моделей основной максимум лежит на частоте 16 кГц. Однако по величине эти максимумы отличаются в 2 раза, и соотношение между спектральными пиками имеет значительные различия.

Задача настоящих исследований заключается в разработке метода неразрушающего контроля прочности контакта арматуры с бетоном по параметрам электрического отклика на упругое ударное возбуждение.

В рамках решения этой задачи разработана методика определения прочности адгезионного контакта арматуры с бетоном.

Определение прочности адгезионного контакта осуществляется следующим образом. Модельный образец железобетона устанавливается на металлическую подставку высотой 1,5 см с отверстием в центе размером 4см, таким образом, чтобы выступающая часть арматуры находилась сверху. Образец с подставкой помещается на нижнюю плиту пресса, в ее центр. Нагружение производилось с помощью компьютеризированного пресса ИП-500 с постоянной скоростью, равной 0,2 кН/с. Таким образом, в процессе нагружения верхняя плита пресса давит на выступающий конец металлического стержня и производится выдавливание арматуры из образца в отверстие в подставке, находящейся под образцом. В процессе нагружения с помощью специальной программы производилась регистрация нагрузки и деформации с дискретом по времени равным 1с.

На рисунке 3 приведены нагрузочные кривые, полученные при разрушении адгезионного контакта арматуры с бетоном в образцах с различным контактом.

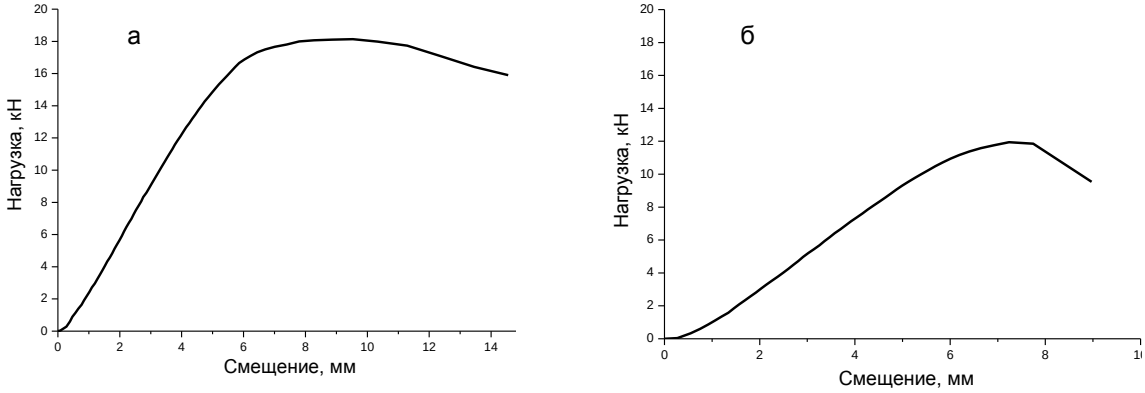


Рис. 3. Зависимость внешней нагрузки от смещения в процессе разрушения адгезионного контакта металлического прутка с бетоном: а – для модели М1; б – для модели М2

Адгезионная прочность (R) рассчитывалась по формуле: $R = \frac{P}{S}$,

где: P - величина разрушающей нагрузки; S - площадь контакта прутка с бетоном.

Прочность адгезионного контакта арматуры с бетоном для модели М1 составляет 5,7 МПа, а для модели М2 – 3,8 МПа.

Проведенные исследования показывают, что амплитудно-частотные характеристики электрического отклика на ударное возбуждение чувствительны к изменению качества контакта металла с бетоном и могут быть использованы для разработки неразрушающего контроля армированных материалов.

Список литературы:

1. Фурса Т.В. О механизме механоэлектрических преобразований при ударном возбуждении композиционных материалов на основе цементного вяжущего // ЖТФ. – 2001. –Т.71. – № 7. – С. 53-56.

2. Суржиков А.П., Фурса Т.В. Механоэлектрические преобразования при упругом ударном возбуждении композиционных диэлектрических материалов // ЖТФ. – 2008. – Т. 78. – № 4. – С. 71–76.

3. Фурса Т.В., Осипов К.Ю., Данн Д.Д. Разработка метода контроля динамики изменения дефектности бетона под действием циклического замораживания-оттаивания на основе явления механоэлектрических преобразований. // Письма в ЖТФ, –2011,–Т.– №37, вып.7, С. 1-7.

4. Фурса Т.В., Осипов К.Ю., Данн Д.Д. Разработка неразрушающего метода контроля прочности бетона с дефектной структурой на основе явления механоэлектрических преобразований. // Дефектоскопия. –2011, – № 5, с. 39 – 47.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КВАДРАТУРНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ ДЛЯ ОБРАБОТКИ СИГНАЛА ОТКЛИКА ИЗ ОБРАЗЦА ПРИ МЕХАНОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАНИЯХ В УСЛОВИЯХ ОДНООСНОГО СЖАТИЯ

Наманжуев Э.Д., Суржиков В.П.
Научный руководитель: Суржиков А.П., д.ф-м.н., профессор
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г.Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: VPSurzhikov@tpu.ru

Вопросы исследования напряженно-деформированного состояния (НДС) в неметаллических конструкциях являются весьма актуальными в настоящее время. Важным для неразрушающего контроля является обнаружение развития дефектности в условиях напряженно-деформированного состояния объекта на возможно ранней стадии, что позволяет предупреждать разрушение материала и определять остаточный ресурс изделия под нагрузкой.

В последние годы разрабатывается перспективный метод неразрушающего контроля, основанный на явлении механоэлектрических преобразований (МЭП) [1 - 4] в гетерогенных диэлектрических структурах. Явление МЭП заключается в изменении дипольного момента двойных электрических слоев на границах раздела разнородных материалов (диэлектрик-диэлектрик, металл-диэлектрик, жидкость-диэлектрик) акустической волной, возбуждаемой в образце в результате импульсного механического воздействия, что приводит к появлению переменного электрического поля (отклика), параметры которого можно зарегистрировать.

В Томском политехническом университете проводятся исследования по повышению чувствительности метода МЭП и по поиску новых информационных параметров при оценке качества диагностируемого объекта исследования. Для повышения чувствительности метода МЭП разработана мультисенсорная система контроля [5]. Она позволяет повысить отношение сигнал/шум отклика за счет многократного механического возбуждения и использовать пространственно-временные характеристики отклика. Было показано, что электромагнитный отклик содержит информацию о дефектности объекта исследования и о степени напряженно-деформированного состояния материала.

Схема эксперимента описана в работе [5].

Образец помещали между пуансонами пресса, где производили его одноосное сжатие в направлении, обозначенном жирной стрелкой. К боковой грани образца прижималось ударное устройство в виде конструкции с пьезоэлектрическим преобразователем. На преобразователь подавалось серия коротких электрических импульсов заданной формы и амплитуды, сформированная специальным высокостабильным генератором (область приложения силы удара обозначена тонкой стрелкой). Электрический отклик с емкостных датчиков преобразовывался в цифровой вид и поступал в ЭВМ для хранения и дальнейшей обработки.

Размеры приемных пластиной составляет 1x1 см^2.

Образец выполнен из смеси эпоксидной смолы и песка, содержащего кварц, обеспечивающий механоэлектрические преобразования.

Размеры образца составляли 100x80x60 мм.

В настоящей работе для повышения отношение сигнал – шум при одних и тех же условиях производилось 80 повторных удара. .

В нашем эксперименте образец нагружали до разрушения (28 тонн). Эксперимент проводили следующим образом. По образцу производили повторяющиеся удары заданной формы и записывали отклики с каждого приемника. Такую процедуру повторяли при давлениях 4, 9, 13, 17, 22, 26, 30, 35, 39, 43, 47, 52, 56, 61 МПа. Отклики при повторных ударах для каждого приемника суммировались таким образом, чтобы были совмещены

моменты ударов во временной выборке. Рассчитывались средние значения, а также среднеквадратичные отклонения для каждого момента времени.

Для оценки влияния нагрузки на параметры электрических откликов при механоэлектрических преобразованиях с использованием мультисенсорной системы применялось квадратурная обработка откликов [6, 7].

При этом использовались усредненные, нормированные временные реализации.

Квадратурная обработка заключается в следующем.

В качестве опорного сигнала выбиралась временная реализация при минимальной нагрузке. Квадратурные временные реализации получали с помощью преобразования Гильберта. Временные реализации, полученные при других нагрузках, принимались за входной сигнал квадратурного фильтра. Затем, используя последовательно БПФ (быстрое преобразование Фурье), получали временные реализации, отражающие базовые состояния нагружаемого образца.

Для того, чтобы определить изменения в отклике при изменении НДС образца под воздействием давления, необходимо из текущей временной реализации вычесть временные реализации соответствующих базовых состояний.

Спектры результатов вычитания Р рассчитывались с помощью БПФ.

На рисунке 1 и рисунке 2 представлены зависимости результатов интегрирования Р от нагрузки в диапазоне частот 6 – 15 кГц и 70 – 85 кГц для 3 и 6 датчиков.

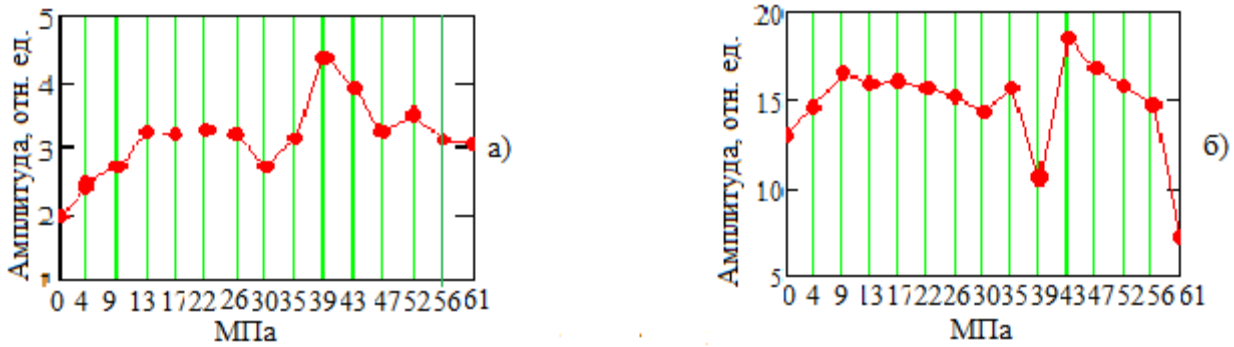


Рис. 1. Зависимость результатов интегрирования Р от нагрузки в диапазоне частот а) 6 – 15 кГц, б) 70 – 85 кГц для 3 датчика.

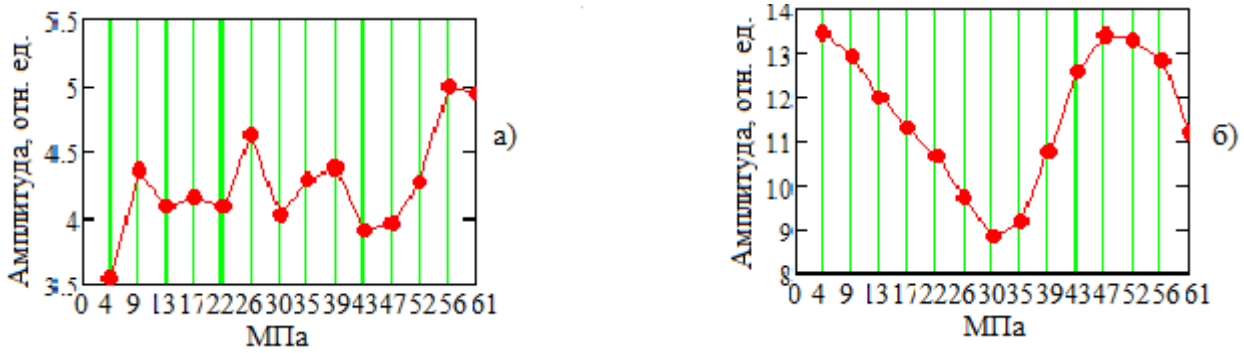


Рис. 2. Зависимость результатов интегрирования Р от нагрузки в диапазоне частот а) 6 – 15 кГц, б) 70 – 85 кГц для 6 датчика.

Из приведенных рисунков следует, что участки образца в районе 3 и 6 датчиков реагируют по-разному на приложенные нагрузки. Такое поведение можно объяснить неоднородным распределением по объему образца центров механоэлектрических преобразований созданных как в процессе изготовления образца, так и динамикой вновь возникших под нагрузкой в процессе испытания.

Список литературы:

1. *Чахлов В.Л., Малышков Ю.П., Гордеев В.Ф. и др. Электромагнитная эмиссия бетонов при ударном нагружении. //Изв. Вузов. Строительство. – 1995. - № 5 –С. 54 – 58.*
2. *Фурса Т.В., Гордеев В.Ф. и др. Электромагнитная эмиссия асфальтобетонов при динамическом нагружении. //Наук и техника в дорожной отрасли. – 1997. - № 2. – С. 6 – 7.*
3. *Sclarczik C., Alppeter I. The electric emission from mortar and concrete subjected to mechanical impact. // Scripta Materialia, 2001, v. 44, p. 2537 – 2541.*
4. *Фурса Т.В., Хорсов Н.Н., Батурин Е.А. Источники акустоэлектрических преобразований в бетонах. // ЖТФ.-1999.-Т. 99.- Вып. 10.- С. 51 – 55.*
5. *Суржиков В.П., Хорсов Н.Н., Хорсов П.Н. Мультисенсорная система для исследования дефектности диэлектрических материалов // Контроль. Диагностика. – 2011.- № 11 (161).- С. 17–20*
6. *Тарасов В.П. Квадратурный фильтр. //Изв. Вузов СССР – Радиоэлектроника. – 1971. - Т. 14. -№12. – С. 1411 – 1421.*
7. *Тарасов В.П., Тимонтеев В.Н. Квадратурные фильтры на интегральных схемах аналоговых перемножителей сигналов. //Изв. Вузов СССР – Радиоэлектроника . – 1980. - Т. 23. -№8.–С. 25 – 31.*

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАВИСИМОСТИ МЕТРОЛОГИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНТРОЛЬНЫХ ОБРАЗЦОВ ИЗ НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ ОТ ТЕМПЕРАТУРЫ

Никишева Виктория, Щербинина Анна
Муниципальное бюджетное общеобразовательное учреждение лицей при ТПУ, 11 класс
Томская область, г. Томск
Руководитель: Калиниченко Николай Петрович, доцент кафедры ФМПК ИНК ТПУ
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: nikisvik@mail.ru, nikol_k112@mail.ru .

Среди методов неразрушающего контроля в настоящее время большое применение получили капиллярные методы контроля. Капиллярный контроль изделий осуществляется с помощью дефектоскопических материалов: пенетранта, очищающей жидкости и проявителя. Для контроля качества дефектоскопических материалов используются контрольные образцы. Контрольный образец, как правило, представляет собой брусок с единичной трещиной.

Образцы, изготовленные из неметаллов, имеют ряд преимуществ над контрольными образцами из металлов[1]:

- они просты в изготовлении
- остатки дефектоскопических материалов заметны
- отсутствует коррозия
- дефекты получаются с заданными параметрами
- их изготовление экономически выгодно

Контрольные образцы подвергаются различным воздействиям внешних факторов. Такие воздействия могут привести к изменениям размеров дефектов, которые в дальнейшем окажут влияние на выводы. Чтобы избежать такой ситуации необходимо исследовать зависимость воздействий окружающих факторов на контрольные образцы. Одним из таких факторов воздействий является температурное воздействие.

Испытаниям были подвергнуты контрольные образцы, изготовленные по способу, предложенному в патенте [1]. Опыты проводились над образцами под номерами 1, 2 и 0.

В работе [2] были проведены исследования температурных воздействий данных образцов до 40°С. Значительных изменений ширины раскрытий трещин не было обнаружено.

В данной статье исследование температурных воздействий производилась на следующих температурных точках: 20, 80, 100°С.

Вначале измерение раскрытий трещин проводилось при комнатной температуре в пяти точках по длине трещин с помощью измерительного микроскопа МС50 и цифровых

микрометров Mitutoyo. Затем определялось среднее арифметическое значение снятых показателей (таблица 1).

Таблица 1. Результаты измерений ширины раскрытий трещин при комнатной температуре, т.е. при температуре +20°С

№ образца	Значения ширины раскрытия (мкм)					Среднее значение (мкм)
1	35	43	56	35	52	44,2
2	27	31	26	15	17	23,2
	19	23	29	27	29	25,4
0	10	8	10	9	11	9,6
	9	9	9	8	7	8,4

Полученные значения раскрытия трещины в дальнейшем будем сравнивать с показателями этих же трещин, полученных после температурных воздействий.

Контрольные образцы нагревали до 80°С с помощью низкотемпературной лабораторной электропечи SNOL67/350(таблица 2).

Таблица 2. Результаты измерений ширины раскрытий трещин при температуре +80°С.

№ образца	Значения ширины раскрытия (мкм)					Среднее значение (мкм)
1	63	45	31	53	35	45,4
2	24	22	26	16	27	23
	32	35	30	27	29	30,6
0	13	9	10	11	11	10,8
	11	6	7	10	12	9,2

Из полученных результатов видно, что ширина раскрытия трещин контрольных образцов № 1, 0 и первой трещины образца № 2 практически не изменилась, а раскрытие второй трещины образца № 2 несколько увеличилась.

Для более точного исследования зависимости метрологических характеристик контрольных образцов нагреем их до 100°С (таблица 3).

Таблица 3. Результаты измерений ширины раскрытий трещин при температуре +100°С.

№ образца	Значения ширины раскрытия (мкм)					Среднее значение (мкм)
1	43	57	36	35	45	43,2
2	24	27	25	22	16	22,8
	43	35	30	37	29	34,8
0	12	11	9	15	28	15
	9	9	10	8	11	9,4

Заметим, что размеры раскрытий второй трещины образца № 2 и первой трещины образца № 0 увеличились. Остальные показатели практически не изменились.

Из полученных данных можно сделать выводы:

1.Изменения размеров трещин могут быть объяснены:

- измерениями ширины раскрытия в различных точках;
- различными технологиями изготовления контрольных образцов.

2. Следует ограничить диапазон температурных воздействий на образцы № 0, 2 до 40°С [2].

3. Рекомендуется использовать технологию изготовления образца № 1, так как он выдерживает большие температуры.

Список литературы:

1. Калиниченко Н.П., Калиниченко А.Н., Конарева И.С. Патент 242110 C1 RU. Способ изготовления контрольных образцов для капиллярной дефектоскопии. Заявлено 20.04.2010; опубликовано 10.08.2011 Бюл.№22.

2. Н.П. Калиниченко, И.С. Конарева, С. С. Борисов, А. Я. Дерик. Вестник науки Сибири. 2012. № 4 (5), с. 144-148.

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК МЕХАНОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРЕОБРАЗОВАНИЙ В ДИЭЛЕКТРИЧЕСКИХ СТРУКТУРАХ

Овсянникова Т.В., Яворович Л.В.
Научный руководитель: Суржиков А.П., заведующий кафедрой ФМПК
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: tata2010@sibmail.com

В Томском политехническом университете (ТПУ) ведется разработка метода мониторинга изменения напряженно-деформированного состояния массивов горных пород и прогноза геодинамических явлений. В основе разрабатываемого метода лежат фундаментальные исследования механоэлектрических преобразований в диэлектрических материалах, включая горные породы. Эти исследования начаты в ТПУ в начале 70-х годов под руководством чл.-корр. АПН А.А. Воробьева [1]. Следствием механоэлектрических преобразований являются электромагнитные сигналы, генерируемые исследуемыми материалами, при механическом, акустическом, термическом, радиационным и другими видами воздействия. Причиной появления электромагнитных сигналов (ЭМС) является изменяющийся или появляющийся заряд.

Установлено [2], что параметры электромагнитных сигналов, генерируемых горной породой, зависят от физических свойств горных пород, их генетического типа и структурно-текстурных особенностей.

Целью являлось исследование изменений параметров электромагнитного сигнала при акустическом воздействии на образцы горных пород, представленные вмещающей породой Таштагольского железорудного месторождения. При пьезоакустическом воздействии на образцы горных пород использовалась экспериментальная установка, блок-схема которой представлена на рисунке 1.

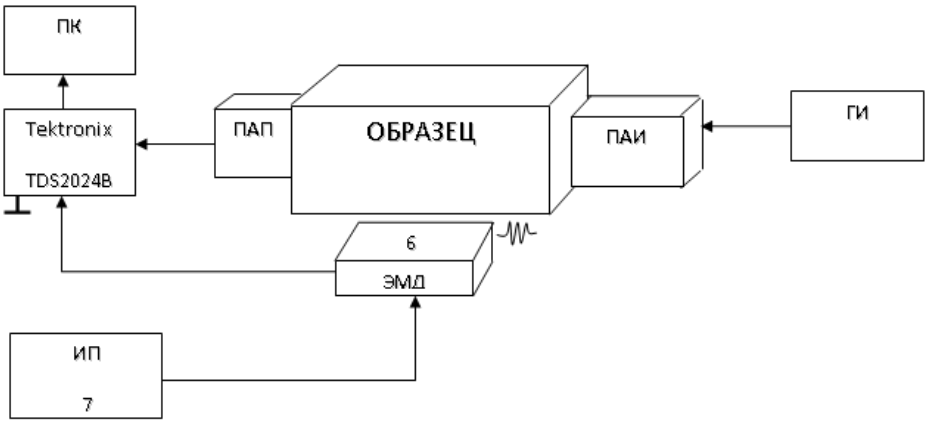


Рис. 1. Блок-схема экспериментальной установки для регистрации ЭМС при пьезоакустическом возбуждении

Для возбуждения ЭМС к образцу через акустический контакт (минеральное масло) с помощью пьезоизлучателя (2) вводился акустический сигнал, распространяющийся по образцу с продольной скоростью звука. Акустический сигнал, проходя через образец, возбуждал ЭМС и регистрировался с помощью пьезоакустического приемника (3) на экране осциллографа (4). Для приема ЭМС служит емкостной датчик (6), который принимал электрическую составляющую ЭМС. Датчик имеет согласованный дифференциальный вход. Усиленный ЭМС с датчика (6) поступал на другой вход осциллографа Tektronix TDS2024B (4). С осциллографа (4) ЭМС через интерфейс записывался в память компьютера (5), где затем производилась его дальнейшая обработка. Анализ ЭМС производился с помощью графической программы Origin7. В результате пьезоакустического возбуждения образца были зарегистрированы электромагнитные сигналы.

С помощью процедуры быстрого преобразования Фурье были построены амплитудно-частотные спектры электромагнитных сигналов. По полученным данным проведён анализ.

На первом этапе проводилось пьезоакустическое воздействие на образцы вмещающей горной породы.

В качестве примера на рисунке 2 (а, б) представлен аналоговый электромагнитный сигнал (ЭМС) и его амплитудно-частотный спектр (АЧС) при прозвучивании образца № 0 вмещающей горной породы. Длительность пьезоакустического возбуждения изменялась $1 \div 100$ мкс при напряжении возбуждения пьезопреобразователя 800 В.

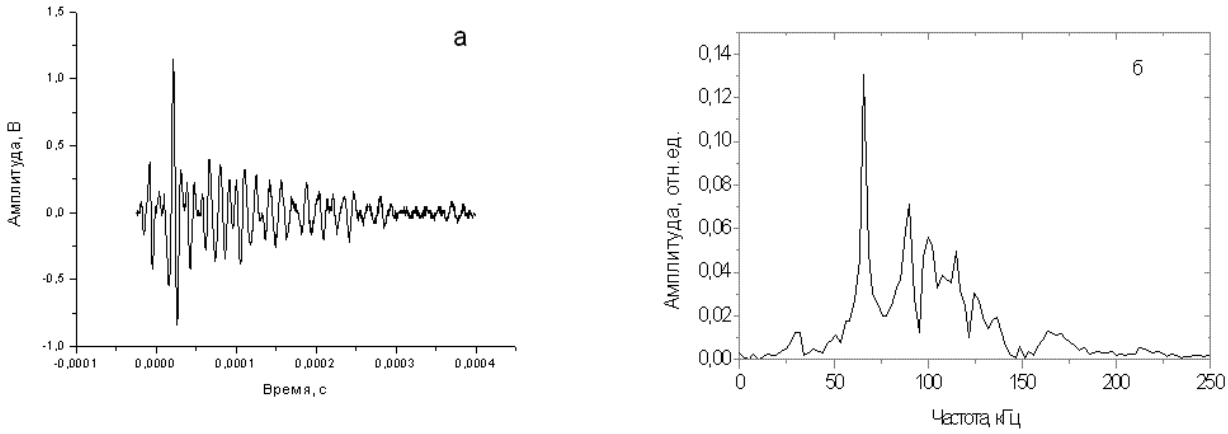


Рис. 2. Аналоговый электромагнитный сигнал (а), и его амплитудно-частотный спектр (б) образца вмещающей горный породы № 0 при пьезоакустическом возбуждении длительностью 5 мкс

По результатам проведенных исследований были построены зависимости изменения амплитуды гармоник электромагнитного сигнала при соответствующей длительности акустического импульса возбуждения. Длительность пьезоакустического возбуждения изменялась от $5 \div 100$ мкс при напряжении возбуждения пьезопреобразователя 800В.

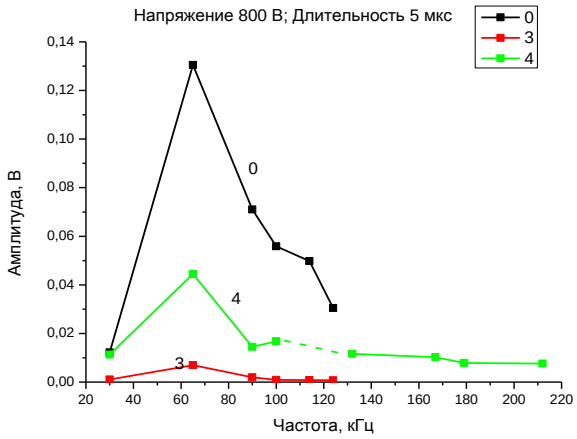


Рис. 3. Зависимость изменения амплитуды гармоник сигнала при длительности акустического импульса возбуждения (5мкс) для образцов вмещающей горной породы №№ 0, 3, 4

Следующим этапом экспериментов было проведение одноосного сжатия образцов с помощью испытательного пресса, с целью определения прочности образцов вмещающей горной породы №№ 0, 3, 4. Поскольку прочность образцов изменяется в широкий пределах, условно образцы были разделены по прочности: на низкопрочные, среднепрочные, высокопрочные.

Таким образом, проведенные экспериментальные исследования влияния пьезоакустического возбуждения на параметры ЭМС показали, что:

1. Во всем диапазоне изменения длительности акустического воздействия в АЧС ЭМС (рисунок 2) выделяются две основные частотные полосы: 63-66 кГц, 89-92 кГц. Вид регистрируемых ЭМС позволяет сделать вывод о том, что это затухающие колебательные процессы. При изменении длительности возбуждающего импульса наблюдаются изменения формы аналогового ЭМС, а соответственно и его АЧС на всех образцах;

2. С увеличением длительности акустического сигнала происходит уменьшение амплитуды спектральных составляющих для образцов вмещающей горной породы №№ 0, 3, 4 (рисунок 3).

3. Сравнение максимальных значений амплитуд аналоговых ЭМ сигналов и их размаха показало, что низкопрочный образец №0 имеет максимальную амплитуду 1,14В, что на порядок превышает максимальную амплитуду для образцов №3 и №4, которые соответственно равны 0,248 В и 0,368 В.

Список литературы:

1. *Воробьев А.А. О возможности электрических зарядов в недрах Земли // Геология и геофизика. – 1970. – С. 3 – 13.*
2. *Беспалько А.А., Суржиков А.П., Яворович Л.В. Исследование механоэлектрических преобразований в горных породах при динамических воздействиях // Горный журнал. – 2006. – №4. – С. 32 – 34.*

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ МОМЕНТОВ ИНЕРЦИИ ДЕТАЛЕЙ И УЗЛОВ ПРИБОРОВ

Пакулько С.Ю.
Научный руководитель: Гормаков А.Н., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: pacoolkos@mail.ru

Как известно, при проведении экспериментов или лабораторных работ зачастую возникает необходимость в записи данных (например, измерение периода колебаний) и в проведении ряда операций с полученными данными, в особенности, если применяется косвенный метод измерения. В этом случае, несомненно, удобным вариантом является применение персонального компьютера (ПК), но процедура занесения данных на ПК, как и их запись в процессе эксперимента являются трудоемкими и монотонными процедурами (если речь идет о большом количестве значений). Для упрощения данных процедур оборудование имеет связь с ПК и значения через специальные интерфейсы передаются в ПК. При этом в состав прибора необходимо включить значительную часть электроники для оцифровки сигналов и организации интерфейса. Идея предлагаемого метода заключается в использовании встроенного в ПК аналого-цифрового преобразователя звуковой карты (платы) для обработки сигналов. Эта идея нашла достаточно широкое применение среди любителей радиоэлектроники [1] за счет своей дешевизны и простоты. Самым сложным моментом является написание программы на любом из известных и применяемых языков программирования, таких как: BASIC, Delphi, Assembler, C++ и др., с применением соответствующих компиляторов. На сегодняшний день уже существуют различные программы, реализующие осциллографы, частотомеры, каналы для дистанционного управления ПК. Такой способ может применяться для компьютеризации некоторых измерительных устройств, в приборах на этапе макетирования, а также в лабораторных стендах.

Идея практического использования данного способа возникла в рамках учебной деятельности, при решении задачи по разработке автоматизированной установки для определения моментов инерции деталей и узлов прибора. Была поставлена задача, разработать установку, на которой можно было бы проводить измерения моментов инерции изделий приборостроения методом сравнения с эталоном [2]. В общем случае установка должна была иметь платформу, совершающую крутильные колебания и имеющую возможность закрепления на ней различных тел вращения, в том числе и эталонов. При этом суть измерения заключалась в измерении периода колебаний платформы с деталью или

узлом прибора, чей момент инерции необходимо определить, с последующим измерением периода колебаний эталонного тела вращения с известным моментом инерции, который по возможности должен быть близок по значению к измеряемому моменту инерции. В дальнейшем, над измеренными значениями периодов колебаний, и известным моментом инерции было необходимо провести несложное математическое преобразование для получения значения искомого момента инерции.

Для повышения точности измерений, данная процедура должна была повторяться несколько раз, а показания усредняться. С учетом того, что электромеханический модуль установки (рис.1) был изготовлен ранее[3,4,5], студентам было предложено уделить больше внимания возможности компьютеризации процесса измерения.

Преступив к работе, было сразу решено применить оптическую пару, закрепляемую на корпусе установки и прерыватель, закрепленный на платформе таким образом, чтобы в устойчивом положении платформы прерыватель перекрывал оптический канал. При совершении колебаний платформой с изделием в моменты прохождения прерывателя через оптический канал, на выходе оптопары будут возникать импульсы.З адача будет сведена к измерению времени между передними или задними фронтами этих импульсов с последующей обработкой этих значений времени.

На данном этапе и родилась идея подключить выход оптопары к компьютеру напрямую, минуя построения USBинтерфейса. А именно подать сигнал с выхода оптопары на вход звуковой карты через jet-разъем для микрофона, а посредством компилятора реализовать поочередно запуск и остановку таймера в момент изменения сигнала на входе звуковой карты. Для написания программы было решено использовать компилятор Visual Basic Application. Программа оказалась достаточно удобной в работе и не очень сложной для человека, изучавшего лишь некоторые азы програмирования. В программе было решено выводить на экран значения измеряемых периодов в количестве не более пяти как для измеряемого, так и для эталонного тела вращения, причем при появлении шестого значения стирается первое полученное. Таким образом, оператор может дождаться момента, когда значения не будут содержать те, которые сильно отличаются от остальных. Когда оператора удовлетворят значения, он может остановить процесс записи. Начало записи также производится по команде, при этом запись будет вестись в колонку эталона или измеряемого изделия, в зависимости от положения переключателя. Так как для расчетов программе необходимо знать значение момента инерции эталона, то было предусмотрено поле для его ввода и поле для ввода его размерности. После проведения экспериментов, необходимо нажать на кнопку «Расчет» и значение искомого момента инерции появляется в нижней строке.

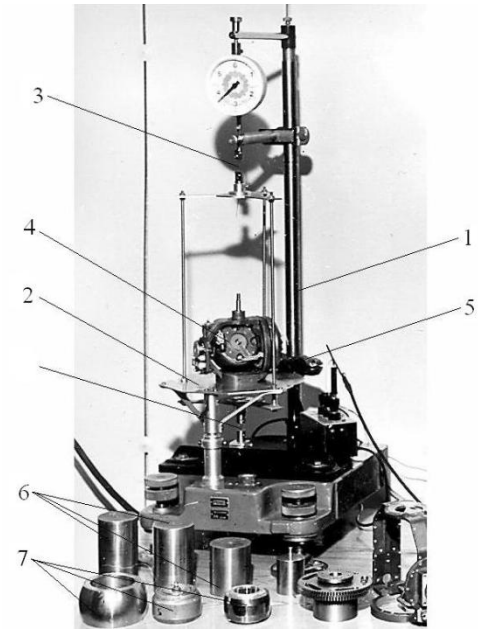


Рис. 1. Электромеханический модуль установки для определения моментов инерции деталей и узлов приборов: 1 – стойка основания; 2 – платформа; 3 – растяжки; 4 – измеряемое изделие; 5 – узел оптопары; 6 – эталоны; 7 – детали и узлы приборов

Получившаяся программа удовлетворяла поставленным задачам, правда мы столкнулись с проблемой в необходимости настройки значения высокого потенциала и предельных значений срабатывания таймера на различных ПК. Данная проблема была решена путем введения в состав программы органов настройки. Также рассматривался вариант разработки автоматической настройки на различные параметры звуковых карт.

Подытожив можно сказать, что процедура создания подобных простых программ доступна для большинства студентов, которым необходимо лишь немного разобраться с особенностями компиляции

программ с использованием звуковой карты. При этом открываются широкие возможности воплощения своих задумок. Одним из недостатков данного способа является невозможность одновременной работы с несколькими устройствами, а также необходимостью подстраиваться под параметры конкретной звуковой карты.

Список литературы:

1. Майер Р.В. Использование компьютера при изучении физических явлений. Сайт компьютерное моделирование физических явлений.http://maier-rv.glazov.net/statiya20/prilog.htm

2. Гернет М.М., Ратобыльский В.Ф. Определение моментов инерции. М.: Машиностроение, 1969. 247с.

3. Гормаков А.Н., Кушкова О.Ю., Сташкевич Е.А., Плюхина И.А., Быков Г.Н. Устройство для определения моментов инерции изделий//Авт. свидетельство СССР №1562720. 1990. Бюл. №17.

4. Гормаков А.Н. Устройство для определения моментов инерции изделий//Авт. свидетельство СССР №1657992. 1991. Бюл. №23

5. Гормаков А.Н. Устройство для автоматизированного определения моментов инерции изделия// Измерение, контроль и автоматизация производственных процессов: доклады Третьей международной конференции (ИКАПП – 94). Барнаул, 1994. – С.62-64

УКРЕПЛЕНИЕ ДЕТАЛЕЙ МЕХАНИЗМОВ. НОВЫЕ ПЕРСПЕКТИВЫ В ПРИБОРОСТРОЕНИИ

Савченко С.В.
Научный руководитель: Филиппова М.В. доцент
Национальный технический университет Украины «Киевский Политехнический Институт»
03056, Украина, г .Киев, пр. Победы, 37
E-mail: savchenko0102@ukr.net

Достигнуто многократное увеличение износостойкости и срок службы приборов и деталей приборов при снижении их себестоимости. Надежные механизмы не требуют теперь применение дорогих высокопрочных сплавов и сложных технологий обработки. Эффект достигается нанесением тонких (0,1-10 мкм) (оптимальная толщина!) Износостойких покрытий на рабочие поверхности деталей, выполненных из дешевых материалов. Износостойкость подобных деталей может быть выше, чем изготовленных из специальных сплавов. Основной технологический процесс изготовления деталей остается неизменным. Добавляется только процесс нанесения покрытия, а его малая толщина не требует изменения величины допусков на размеры деталей.

В чем отличие новых разработок.

Покрытия что укрепляют поверхностные слои давно применяются в приборостроении (азотирование и карбидизация поверхности деталей, нанесения упрочняющих покрытий и т.п.). Известные способы укрепления увеличивают износостойкость изделий в 1,5-3 раза. Но эти результаты уже не удовлетворяют технологов. Требуется изменение свойств в десятки, сотни и тысячи раз. Стали применяться сверхпрочные сплавы, прочность которых выше прочности инструментальных материалов. Вследствие чего возникла проблема с обработкой деталей из этих сплавов. Но уже сейчас нужны еще более прочные материалы. Если мы хотим отказаться от специальных сплавов, такими же прочными (и даже крепче) должны быть детали из обычных конструкционных материалов, но с очень прочным покрытием.

Возможно ли, чтобы свойства детали, изготовленной из стандартной конструкционной стали, изменились только за счет покрытия в сотни раз. Что это возможно, неоднократно продемонстрировано на промышленных изделиях. Это уже не единичные лабораторные экземпляры. Такие детали работают, и есть реальная возможность их дальнейшего совершенствования. Не исключается нанесение покрытий и на сверхпрочные сплавы для дальнейшего их улучшения. Новый сплав трудно и дорого создавать, а с помощью покрытия можно просто и быстро достичь нужного результата.

Чтобы получить предельно прочные покрытия, необходимо использовать все возможности. Вот некоторые из них:

1.Нужны многослойные композиции, состоящие из множества сверхтонких (25-50 ангстрем) сплошных слоев (двумерные системы) сплошной слой при традиционных технологиях образуется при толщине 400-500 ангстрем.

2. При синтезе необходимо поддерживать близкую к комнатной температуру конденсации, которая обеспечит получение сверхмелкого зерна и предотвратит "расползание" сверхтонких слоев за счет диффузии.

3. Использовать приемы, позволяющие сохранить аномально высокие прочностные свойства тонких слоев в толстой композиции.

4. Применять жесткие (Hv около 2500 кг/мм2) сверхупругие ("резиноподобные") материалы (след от алмазной пирамиды после измерении твердости не имеет глубины).

5. Расслаивать сверхтвердые слои сверхпластичным материалом, обеспечивающим сток дислокаций из твердого слоя.

6. Реакция между металлом и легирующим газом должна происходить преимущественно в зоне синтеза материала, а не на катоде или в промежутке между катодом и подложкой.

Применяемый способ получения покрытий должен позволять делать многослойные композиции из сверхтонких слоев и использовать все перечисленные возможности.

Список литературы:

1.Мосталыгин Г.П. Орлов В.Н. Проектирование технологических процессов обработки заготовок. – Свердловск:УПИ. 1991.-112 с.

2.Прогрессивные режущие инструменты и режимы резания металлов: Справочник/ Под общ.ред. В.И.Баранчикова – М: Машиностроение,1990.-400с.

3.Шлугер М.А. Гальванические покрытия в машиностроении: Справочник.в 2-х томах. - М.: Машиностроение, 1985, Т.2. - 248 с.

МЕТОДЫ УРАВНОВЕШИВАНИЯ ДЕТАЛЕЙ ПРИ СТАТИЧЕСКОЙ БАЛАНСИРОВКЕ

Самардак М.В.
Национальный технический университет Украины «Киевский Политехнический Институт»
03056, Украина, г.Киев, пр. Победы 37
E-mail: Nikitos08@mail.ru

Балансировка - это определение величины и места и устранение дисбаланса, то есть неуравновешенности быстровращающихся деталей и сборочных единиц, возникающей вследствие неоднородности материала, погрешностей изготовления и сборки и вызывающей дополнительные напряжения в деталях, вибрации, снижение точности и ресурса машины.

Различают неуравновешенности статическую и динамическую. В первом случае центр тяжести детали или узла не совпадает с осью вращения, что характерно для деталей, у которых диаметр больше длины. Динамическая неуравновешенность характерна для деталей или узлов, длина которых значительно больше диаметра. При их вращении неуравновешенные массы будут находиться в разных плоскостях, перпендикулярных оси,- что приводит к возникновению пары центробежных сил, вызывающих вибрации и динамические нагрузки в машине.

Статическая балансировка, часто применяется в приборостроении, выполняется на призмах или на дисках. При балансировке на призмах деталь плотно насаживают на оправку, концы которой укладывают на две горизонтально расположенные призмы. Затем деталь слегка вращают и при ее остановке отмечают мелом нижнее положение, соответствующее утяжеленной части детали. В результате многократного повторения операции находят

неуравновешенное (утяжеленное место). При балансировке на дисках оправку укладывают между двумя парами смонтированных на шарикоподшипниках дисков с параллельными осями. Такая балансировка точнее, так как деталь при этом вращается, а не перекатывается. Рабочие поверхности призм или дисков должны иметь малую шероховатость и высокую твердость и должны быть установлены строго горизонтально по уровню (допускаемое отклонение 0,1 мм на длине 1 м).

Если деталь, подлежащую балансировке, положить цапфами на две параллельные горизонтальные стальные призмы и предоставить самой себе, то она будет перекатываться по этим призмам до тех пор, пока центр масс не займет наиболее низкое положение, т.е. будет расположен внизу на вертикали, проходящей через ее ось вращения. Длина призм берется такой, чтобы деталь свободно могла делать не менее двух свободных оборотов. Прикрепляя в верхней части детали пробный груз (противовес), можно добиться ее безразличного углового положения на призмах. Противовес затем крепят на определенном при балансировке радиусе.

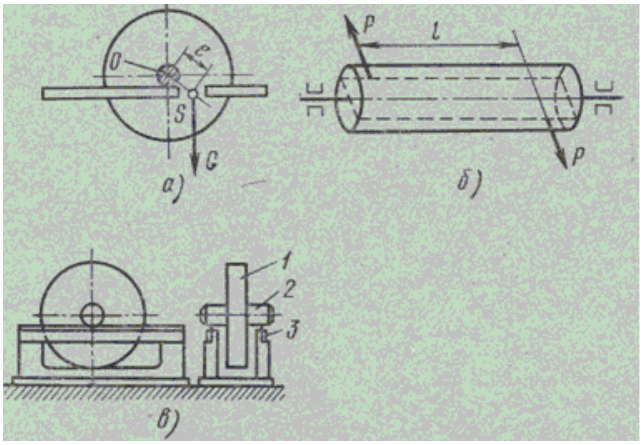


Рис. 1. Балансировка деталей:
а — статическая, б — динамическая, в—приспособление для статической балансировки; О — центр вращения детали (продольная геометрическая ось), S — центр тяжести детали, е — эксцентриситет, G — вес детали, Р — пара сил, I — плечо; 1 — деталь, 2 — оправка. 3 — призма

Решением для предания детали уравновешенного состояния вместо установки противовесов с противоположной стороны является удаление части металла детали (например, высверливают отверстия). В качестве противовесов иногда используют свинец, который заливают в специально высверленные отверстия. Устранение неуравновешенности путем высверливания отверстий используется, например, при балансировке роторов гиромотора.

Список литературы:

1.Мосталыгин Г.П. Орлов В.Н. Проектирование технологических процессов обработки заготовок. – Свердловск:УПИ. 1991.-112 с.

2.Прогрессивные режущие инструменты и режимы резания металлов: Справочник/ Под общ.ред. В.И.Баранчикова – М: Машиностроение,1990.-400с.

ПРИБОР КОНТРОЛЯ ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА ИЗОЛИРУЮЩИХ ДЫХАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Тимошенков Н.А., Новосёлов П.А.
Научный руководитель: Кулешов В.К., д.т.н., профессор
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: bignik87@mail.ru

В определённых условиях человеческой деятельности при проведении работ в среде не пригодной для дыхания человека необходимы приборы обеспечивающие безопасную работу в таких условиях и оперативное информирование человека о текущей обстановке в процессе работы.

В настоящее время при ликвидации аварийных ситуаций пожарными, горноспасателями, используются изолирующие средства индивидуальной защиты органов дыхания (СИЗОД) на сжатом воздухе, на сжатом кислороде, на химически-связанном кислороде.

В СИЗОД на химически-связанном кислороде существует острая необходимость в сигнальном устройстве, т.к. в качестве источника дыхания используется кислород, образованный из химических соединений, что, в свою очередь создаёт определённые сложности в контроле остаточного ресурса регенеративного патрона. Эта задача решена нами путём установкой в магистраль дыхания миниатюрного датчика отработки измеряющего интенсивность массового расхода и его интенсивность за единицу времени и вычислять остаточный ресурс регенеративных патронов изолирующих респираторов на химически связанном кислороде (РХ-90Т, ПДУ-3, СПИ-50 и т.д.), создавая минимальное сопротивление дыханию. Также такой датчик может контролировать наличие и интенсивность дыхания человека включённого в изолирующий респиратор на сжатом воздухе (Урал-10, АП Омега, Спироматик QS II и т.д.) и информировать человека о расчётном времени работы и остаточном ресурсе баллона респиратора.

Для решения задач контроля ресурса в респираторах на сжатом воздухе и кислороде в ОАО «Манотомь» было разработано устройство сигнальное УС-1 (рис.1). Применялось в составе респиратора изолирующего Урал-10. Состоит из основного блока (1) измеряющего давление в баллоне респиратора, выносного блока (2) индицирующего значение давления и заряда батарей питания, электромеханического датчика воздушного потока (3). Маркировка по взрывозащите «1ExdiaIICT4», время автономной работы до 10 часов, в режиме ожидания (режим пониженного энергопотребления) 720 ч (30 сут.), масса устройства с элементами питания 0,9 кг.

Рис. 1. Устройство сигнальное УС-1

Рис. 2. Макетный образец устройства сигнального УС-2

На замену УС-1 разрабатывается прибор УС-2 с функцией контроля остаточного ресурса СИЗОД на химически-связанном кислороде, беспроводной связью между блоками устройства. Электромеханический датчик дыхания заменён электронным, (макетные образцы электронных датчиков отработки (рис.3)). Разработан беспроводной звуковой модуль (3), устанавливающийся непосредственно в защитную каску пользователя и осуществляющий голосовое информирование об остаточном ресурсе баллона респиратора и системных событиях. Основным блоком (1) осуществляется измерение значения давления в баллоне, контроль интенсивности и глубины дыхания. Беспроводной, выносной блок (2) отображает значения давления в баллоне респиратора, уровень заряда элементов питания. Осуществляется световое и звуковое информирование пользователя включенного в респиратор.

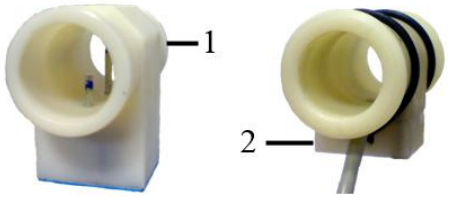


Рис. 3. Макетные образцы датчиков дыхания-отработки

Макетный образец резистивного датчика дыхания-отработки (1). Испытывался на производственной базе ОАО «Манотомь». Измерения проводились при температурах от -40^0 С до +70^0 С, для получения температурной и токовой зависимости нагревательного терморезистора. Измерения проводились только для нагревательного терморезистора (компенсирующий резистор закорочен) приизменение тока от 5 мА до 25 мА. Проводились измерения времени восстановления терморезистора при переключении с одного граничного тока на другой, для определения инерционности терморезистора.

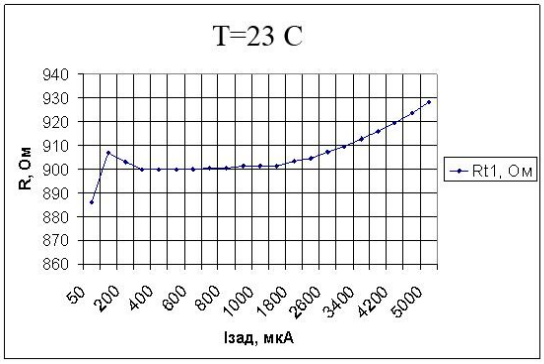


Рис. 3. Зависимость сопротивлений терморезисторов от задаваемого тока при нормальных условиях T=23 ^{o}C

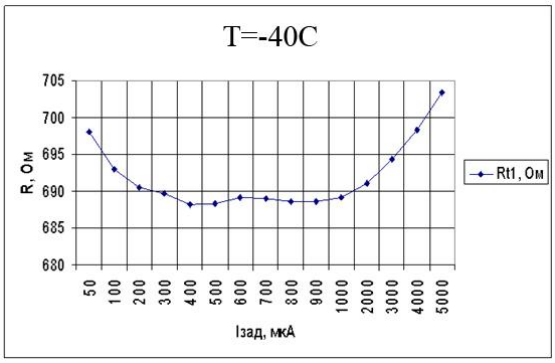


Рис. 4. Зависимость сопротивлений терморезисторов от задаваемого тока, T=-40 ^{o}C

Макетный образец бесконтактного датчика дыхания-отработки (2), прошёл предварительные испытания в ОАО «Росхимзащита» г. Тамбов. Результаты испытаний: масса датчика с электронным блоком 163 г., сопротивление датчика при легочной вентиляции 35 дм³/мин составило 40 Па, при легочной вентиляции 70 дм³/мин – 110 Па, испытания датчика, на установке Quaestorautomatic фирмы Dräger, при режимах лёгочной вентиляции от 10 до 70 дм^3/мин, показала, что датчик имеет достаточную чувствительность к изменению воздушного потока позволяющую суммировать значения лёгочной вентиляции при различных режимах работы (нагрузки), суммирование лёгочной вентиляции при всех тестовых режимах (от 10 до 70 дм^3/мин) за периоды времени 2 и 5 мин показало, что имеется погрешность в пределах 10 – 12 %. Изготовленные макетные образцы позволяют измерять наличие, интенсивность и глубину вдоха для расчёта остаточного ресурса регенеративных патронов изолирующих респираторов.

Также, в рамках исследований датчиков отработки была создана установка «Искусственные лёгкие» (рис. 5) для наработки, испытания и калибровки датчиков дыхания-отработки. Позволяет имитировать процесс вдоха-выдоха с диапазоном имитируемой лёгочной вентиляции от 30 дм^3/мин до 150 дм^3/мин. Имеет интерфейс RS-232 для связи с компьютером. Текущие значения измеряемых параметров индицируются на ЖКИ дисплее электронного блока.

Рис. 5. Установка «Искусственные лёгкие»

Список литературы:

1. *УС-1, руководство по эксплуатации*
2. *Шумский И.А. «Умные» Сенсоры физических величин – ближайшее будущее // Контрольно–измерительные приборы и системы, 2000. № 2.*

ВОПРОСЫ ПОСТРОЕНИЯ АДАПТИВНОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ

Томашук А.С.
Научный руководитель: Заец С.С., ассистент
Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»
03056, Украина, г. Киев, пр. Победы, 37
E-mail: alexz100p_ex@bigmir.net

В последние годы в связи с расширением сферы применения станков с числовым программным управлением (ЧПУ) особое внимание уделяется разработке программного

управления (ПУ) с учетом состояния технологической системы в реальном масштабе времени.

Вопросам исследования таких систем посвящены работы Л.С. Понтягина, Н.Н. Красовского, В.Б. Колмановского и др. А вопросами разработки адаптивных систем управления занимались такие учёные, как В.А. Якубович, И. Ландау, В.П. Живоглядов, А.М. Щубладзе.

Надежность и работоспособность инструмента в условиях действия динамических нагрузок можно оценить по результатам решения задач расчета нестационарных механических процессов, происходящих в инструменте. Такие задачи относятся к категории краевых задач математической физики. Сложные формы конструкции инструмента, неоднородность и нелинейные параметры материала, инструмента и заготовки, обрабатываемого, ограничивают возможность решения задачи.

В общем случае показатель цели программного управления будет представлять зависимость вида [1].

$$\Phi = \varphi\{\vec{x}(t), \vec{u}(t), \vec{\varepsilon}(t)\},$$

где $\vec{x}$ (t) - действительный вектор состояния технологической системы;

$\vec{u}$ (t) - вектор управляющих воздействий ПК;

$\vec{\varepsilon}$ (t) - вектор возмущающих воздействий.

Необходимо отметить, что $\vec{x}$ (t) и $\vec{u}$ (t) - действительные векторы, принадлежащие действительному пространству R.

$$\vec{x}(t) \in R^n;$$

$$\vec{u}(t) \in R^m,$$

где n, m – размерности соответствующих пространств.

Вектор $\vec{\varepsilon}$ (t) - вектор случайных воздействий, который также имеет большую размерность.

Тогда разработка ПК для ЧПУ сводится к тому, чтобы построить и реализовать алгоритмы и программы, производящие такие команды u(t), которые делают экстремальным выбранный показатель цели:

$$\Phi = \varphi\{\vec{x}(t), \vec{u}(t), \vec{\varepsilon}(t)\} \to extr,$$

где $t \in [t_0, T]$.

Выбор источников информации, который наиболее полно характеризуют процесс обработки, зависит от технологических задач, поставленных перед системой управления, структура которых определяется насыщенностью информации и записывается так: (a_1), (a_1,a_2), (a_2,a_3), (a_1,a_2,a_3), (a_2,a_3,a_4), (a_1,a_2,a_3,a_4), где информация означает:

a_1 – программа управления;

a_2 – система про состояние процесса обработки;

a_3 – окружающая среда;

a_4 – блок адаптивного управления.

Весь объём возможной информации и её составляющие по каждому источнику представлены в табл.

Успешное достижение поставленной цели возможно при условии, когда существует зависимость, которая позволяет установить зависимость состояния технологической системы (технологического оборудования) в определении следующих моментов времени, если известны векторы управляющих и возмущающих воздействий в предыдущие моменты времени.

Иначе говоря, необходимо знать зависимость

$$\vec{x}(t^u) = F\{\vec{x}(t'), \vec{u}(t'), \vec{\varepsilon}(t')\},$$

где $t_0 \le t' \le t'' \le T$.

Надежность и работоспособность инструмента в условиях действия динамических нагрузок можно оценить по результатам решения задач расчета нестационарных

механических процессов, происходящих в инструменте. Но их решения очень сложно. В связи с этим возникает необходимость применения методов, которые позволяют решать сложные задачи повышения механической стойкости режущего инструмента в процессе изготовления деталей. Эти методы ориентированы на использование "обрабатывающей" кибернетики, средств вычислительной техники, открывают широкие перспективы для построения программного управления станками без априорных знаний [2].

Таблица. Объём и состав информации при обработке резанием

Обозначение информации	Наименование источника информации	Состав информации
a_1	Программа управления (выходная информация)	Заданный размер и величина припуска, который снимается. Заданный режим обработки: - величина поперечной подачи; - величина продольной подачи; - скорость резания.
a_2	Система, которая размещает в себе информацию про процесс обработки– показателей, которые зависят от процесса обработки	Изменение размера детали или величины припуска, который снимается в процессе обработки. Изменение положения исполняющих механизмов станка в процессе обработки. Размер детали после обработки. Упругие перемещения системы от систематических факторов. Силовые деформации. Температурные деформации. Вибрация. Температура в зоне резания.
a_3	Окружающая среда (информация про факторы, которые не зависят от процесса управления)	Упругие перемещения, которые вызваны случайными факторами: - изменением припусков; - изменением твёрдости материала детали; - изменением начальной погрешности (формы) обработки. Температура окружающей среды.
a_4	Блок адаптивного управления (общая информация про состояние процесса обработки в возбуждении)	Значение элементов регулирования, которые отвечают оптимальному значению принятого критерия: - точности; - себестоимости; - инвариантности; - продуктивности.

Список литературы:

1. Балакшин, Б.С. Адаптивное управление станками. / Б.С. Балакшин М., «Машиностроение», 1973. – 423 с.

2. Плотицын, В.Г. Наладка фрезерных станков. / В.Г. Плотицын Л.: «Машиностроение», 1976. – 3 с.

ЛАБОРАТОРНАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МАТЕРИАЛОВ

Фалилеев А.Д.
Научный руководитель: Нестерук Д.А., к.т.н., доцент
Томский Политехнический Университет. 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: najman@sibmail.com

В последние десятилетия большой интерес вызывает метод лазерного импульса (метод Паркера), сущность которого состоит в поглощении в тонком слое нагреваемой поверхности образца импульса энергии и регистрации изменения во времени температуры его противоположной поверхности. Полученная по итогам экспериментов информация позволяет рассчитать теплофизические характеристики исследуемого материала.

Импульсные методы обеспечивают прямое, быстрое и очень точное определение теплофизических свойств: удельной теплоемкости, теплопроводности и температуропроводности широкого круга материалов от полимеров, керамики, горных пород до графита, алмазов, металлов и их расплавов.

Образцы могут представлять собой твердые тела, порошки, жидкости, пастообразные вещества, пленки, волокна и даже многослойные композиты.

Основными достоинствами этого метода являются:

- экспрессность, собственно измерение длится секунды
- малые размеры исследуемых образцов
- при помощи одного и того же инструмента исследуется широкий диапазон свойств
- при помощи одного прибора можно определять 3 теплофизические характеристики: температуропроводность, теплопроводность и теплоемкость
- высокая точность
- более широкий интервал температур, чем для стационарных методов (возможны испытания расплавов)

К недостаткам метода относятся*:*

- высокая стоимость аппаратуры
- повышенные требования к условиям эксперимента при испытании пористых и негомогенных материалов

На основе этого метода была создана лабораторная установка, которая высчитывает значение температуропроводности.

Лабораторная установка (Рис. 1), в которой находится объект контроля, подключенна к USB модулю сопряженияKe-USB24R (B) с компьютером с установленными реле, на котором находится кнопка включения/выключения теплового источника.

Рис. 1. Лабораторная установка для определения теплофизических характеристик

После включения установки (А) (см. рис. 2), пирометрoptrisLS (Б), подключенный к компьютеру с программой (Г), начинает считывать данные, после чего они обрабатываются и на экран выводится график построения температурной зависимости (Д).

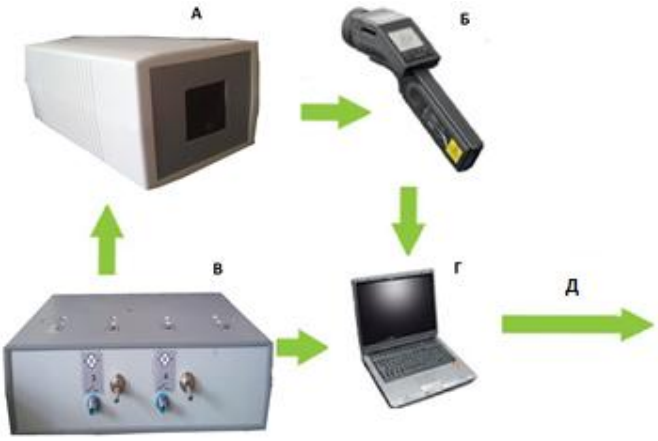


Рис. 2. Схема работы лабораторной установки

Далее программа рассчитывает значение времени, равное половине максимума температуры и само значение температуропроводности по формуле:

$$a = \frac{1{,}388 * l^2}{\pi^2 * \tau_{1/2}}$$

где, a-значение температуропроводности, $м^2/с$;

l-значение толщины объекта контроля, м;

$\tau_{1/2}$-значение времени, соответствующее половине максимума температуры на задней поверхности образца, с;

После чего можно высчитать значение теплоемкости и теплопроводности по полученным данным, используя следующие выражения:

$$C_p = \frac{Q}{T_{max} * m}$$
$$\lambda = \alpha * C_p * \rho \ ,$$

где, C_p-значение теплоемкости, Дж/(кг*град);

Q-значение энергии поглощенной образцом, Дж;

T_{max}- значение максимальной температуры образца, град;

m-значение массы образца, кг;

ρ-значение плотности образца,$кг/м^3$;

λ-значение теплопроводности, Вт/(м*град);

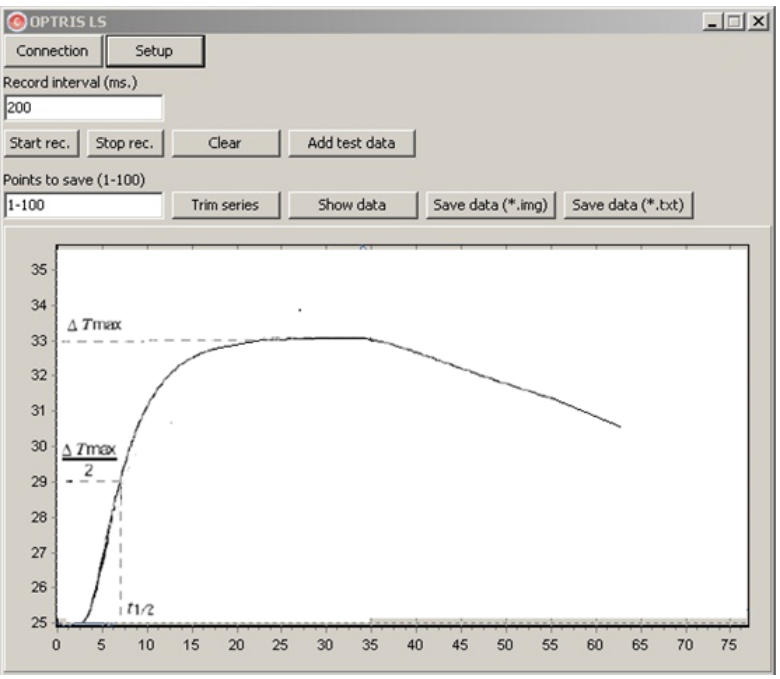


Рис. 3. График развития температуры на задней поверхности образца

Список литературы:

1. Вавилов В.П., Нестерук Д.А. Тепловой контроль и диагностика М: Томск, 2007.-104 с.

2. Вавилов В.П. Тепловой контроль М: Машиностроение, 2004. – 243 с.

3. Лунев А.В., Покровский С.А. Метод лазерной вспышки для определения температуропроводности М: Мифи, 2003. – 347 с.

ВЛИЯНИЕ МАСШТАБНОГО ФАКТОРА НА ПАРАМЕТРЫ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ОТКЛИКА ПРИ УПРУГОМ УДАРНОМ ВОЗБУЖДЕНИИ БЕТОНА

Чеховских С.И.

Научный руководитель: Фурса Т.В., д.т.н.

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: astax8828@gmail.com

Бетоны широко используются в инженерных сооружениях, которые эксплуатируются в условиях воздействия значительных механических напряжений, температуры и влажности, что приводит к образованию и развитию дефектов. Поэтому существует необходимость текущего контроля дефектности сооружений в процессе их эксплуатации, что позволит избежать аварийных ситуаций. Известные механические и ультразвуковые методы обладают невысокой точностью и чувствительностью к внутренним дефектам.

Для решения задачи дефектоскопии может быть использовано явление механоэлектрических преобразований [1,2]. Перспективность использования параметров электрического отклика на упругое ударное возбуждение материалов для контроля дефектности бетона подтверждена результатами проведенных ранее исследований [3].

Целью данной работы являются исследования, направленные на адаптацию предложенных ранее алгоритмов и методик для контроля дефектности изделий из бетона любого геометрического размера.

Исследования выполнены с помощью лабораторного комплекса, позволяющего производить импульсное механическое возбуждение материалов и регистрацию электрического сигнала. Импульсное механическое возбуждение образцов производится с помощью электромеханического ударного устройства с нормированной силой удара. Удар

производился через металлическую пластину, закрепленную на корпусе ударного устройства. Металлическая пластина и сферический наконечник ударного элемента изготовлены из закаленной стали одинаковой твердости для создания упругого удара. Для регистрации электрической составляющей переменного электромагнитного поля, возникающего при импульсном механическом возбуждении образцов, используется дифференциальный электрический датчик. Измерительный приемник располагается на расстоянии 2 мм от поверхности образца, а компенсационный параллельно измерительному на высоте 30 мм от него. Сигналы с электрического датчика регистрируются с помощью многофункциональной платы ввода-вывода «NI PCI-6251», совмещенной с ЭВМ, позволяющей осуществлять оцифровку временной реализации электрического сигнала.

На данном этапе были проведены исследования на моделях, у которых было одинаковое поперечное сечение, и изменялась только длина. Для этого были изготовлены четыре партии образцов тяжелого бетона размерами: 100х100х100 мм; 100х100х200 мм; 100х100х300 мм и 100х100х400 мм. Каждая партия содержала по 3 образца одинакового размера.

На рис.1 приведены типичные электрические отклики из описанных выше образцов. Измерение электрических откликов производилось при ударе по центру наибольшей плоскости образцов.

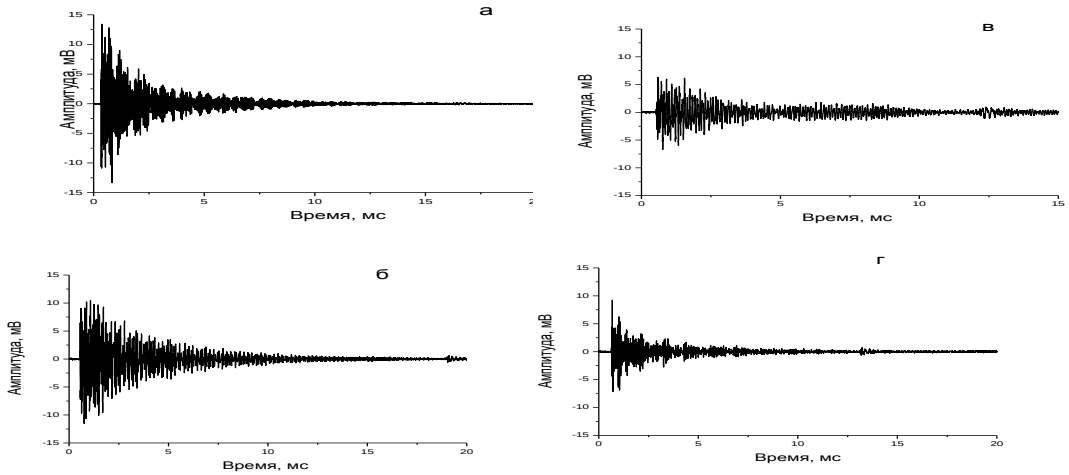


Рис. 1. Электрические отклики из образцов тяжелого бетона размером:
а – 100х100х100 мм; б – 100х100х200 мм; в – 100х100х300 мм и г – 100х100х400 мм.

Как видно из рисунка величина электрических сигналов при увеличении размера образцов не претерпевает значительных изменений. То есть используемое нами ударное устройство позволяет регистрировать надежные электрические отклики из образцов достаточно больших размеров.

Суть явления механоэлектрических преобразований состоит в том, что при воздействие акустических волн на источник механоэлектрических преобразований возникает переменное электрическое поле. Акустические волны формируются в образце конечных размеров при его ударном возбуждение. Электрическое поле возникает за счет появления зарядов на гранях пьезокварца, содержащего в мелком и крупном заполните (речном песке и гравии), при его деформации и за счет смещения этих зарядов и зарядов двойных электрических слоев, расположенных на границах компонентов в гетерогенном материале, относительно электрического приемника. Электрический измерительный приемник располагается непосредственной близости от образца, и находиться в зоне действия этого поля. Поэтому с одной стороны параметры электрического сигнала определяются упругими характеристиками объекта исследования, а с другой стороны количеством и эффективностью источников механоэлектрических преобразований.

Изменение величины и характера затухания электрических сигналов с изменением длины образцов связано с условиями отражения акустических волн от границ образца и формированием в соответствии с этим разной волновой картины при ударном возбуждении образцов различной геометрии.

Изменение величины сигналов и характера затухания к трансформации амплитудно-частотных характеристик электрических откликов из образцов разной геометрии.

На рис.2 приведены спектры электрических откликов из этих же образцов.

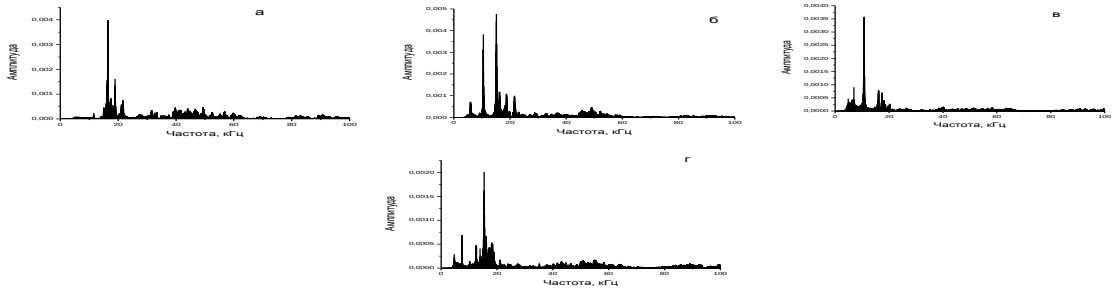


Рис. 2. Амплитудно-частотные характеристики электрических откликов из образцов тяжелого бетона размерами: а – 100х100х100 мм; б – 100х100х200 мм; в – 100х100х300 мм; г – 100х100х400 мм.

Как видно из рисунка спектр электрических сигналов при изменении длины модели претерпевает изменения в исследованном нами диапазоне частот.

В рамках предыдущих исследований на образцах бетона размером 50х50х100 мм был разработан критерий оценки дефектности. В качестве критерия было предложено использовать максимальный коэффициент взаимной корреляции спектра зарегистрированного электрического сигнала с эталонным спектром. В качестве эталонного спектра хорошо моделирующего спектр сигнала из бездефектного образцов было предложено использовать спектр сигнала свободно затухающих гармонических колебаний. Для того, чтобы оценить возможность использования этого же подхода для испытания изделий из бетона других геометрических размеров были рассчитаны максимальные коэффициенты корреляции для нашей партии образцов (рис.3)

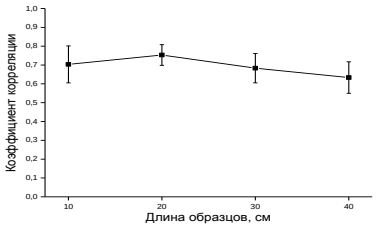


Рис. 3. Изменение коэффициента корреляции спектра сигналов с эталонным спектром в зависимости от длины образцов

Из рисунка видно, что коэффициент корреляции из исследованных бездефектных образцов при изменении их длины от 100 до 400 мм при неизменном поперечном сечении имеет близкие значения (от 0,64 до 0,76).

Список литературы:

1. *Фурса Т.В. О механизме механоэлектрических преобразований при ударном возбуждении композиционных материалов на основе цементного вяжущего. - ЖТФ, 2001, т.71, вып.7, с.53-56.*

2. *Суржиков А.П., Фурса Т.В. Механоэлектрические преобразования при упругом ударном возбуждении композиционных диэлектрических материалов. – ЖТФ, 2008, т. 78, № 4, с. 71-76.*

3. *Фурса Т.В., Осипов К.Ю., Данн Д.Д. Разработка неразрушающего метода контроля прочности бетона с дефектной структурой на основе явления механоэлектрических преобразований. - Дефектоскопия, 2011, № 5, с. 39 – 47.*

СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ КОНВЕРСИИ МЕТАНА В УГЛЕРОД И ВОДОРОД

Чигодаева Д.В.
Научный руководитель: Шиян В.П.
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: DashaTPU@sibmail.com

Необходимость глубокой переработки углеводородного сырья, а так же утилизации попутного газа нефтедобычи и шахтного метана предопределили интерес к конверсии природного газа в углерод и водород и созданию соответствующих установок. Помимо этого углерод и водород сами по себе являются ценными продуктами, востребованными в различных отраслях.

Целью данной работы является разработка системы контроля технологических параметров конверсии метана.

Конверсия газов – переработка газов с целью изменения состава исходной газовой смеси. Различают два вида конверсии природного газа: каталитическую и высокотемпературную. Высокотемпературную конверсию осуществляют в отсутствие катализаторов при температурах 1350-1450 °С и давлениях до 30-35 кгс/см^2.

Наряду с вышеперечисленными видами используют конверсию природного газа в плазме СВЧ–разряда, характеризующуюся пониженными температурой и давлением[1].

Примером использования плазмы СВЧ–разряда для конверсии метана являются способ и экспериментальная установка, созданная в ФТИ НИ ТПУ (г. Томск)[2].

Основной элемент установки - проточный реактор выполнен двухкамерным. Одна из камер представляет собой цилиндр из нержавеющей стали, в котором размещена кварцевая труба, заполненная металлическим катализатором. Вторая камера является разрядной. В первой камере осуществляется нагрев катализатора, а в разрядной камере инициируется и поддерживается необходимый для осуществления конверсии природного газа СВЧ разряд. В отличие от традиционного высокотемпературного пиролиза в данной установке нагрев катализатора осуществляется с использованием СВЧ энергии от магнетронного генератора с выходной мощностью 1,5 кВт на частоте 2450 МГц.

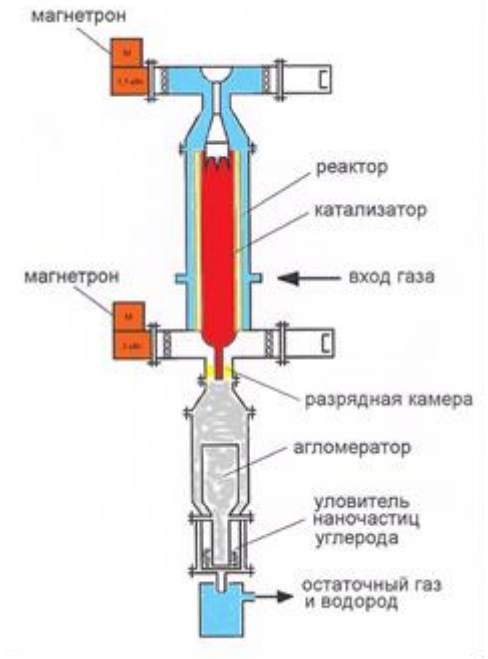


Рис. 1. Схема установки.

Для контроля температуры катализатора в реакторе предусмотрено кварцевое окно. Контроль температуры осуществляется с помощью пирометра типа «Кельвин» с пределами измерения от 200 до 2000 °С. Природный газ подается в нижнюю часть реактора, а подвод СВЧ энергии для воздействия на катализатор осуществлен сверху посредством ВКП. Посредством, точно такого же ВКП осуществлен подвод СВЧ энергии в разрядную камеру от второго СВЧ генератора (магнетрона) с выходной мощностью 2 кВт. Для измерения отраженной мощности используется СВЧ ваттметр поглощаемой мощности типа М3-56. Для сбора продуктов плазмохимической реакции предусмотрены агломератор и фильтр. Из фильтра углерод собирается в сборнике углерода.

Экспериментальная установка оснащена датчиками технологических параметров: температуры, давления, расхода газа, концентрации газообразных продуктов реакции, СВЧ мощности, а также датчиками-сигнализаторами довзрывоопасной концентрации природного газа и водорода в воздухе производственного помещения. Расход газа, измеряется с помощью расходомера РС 01; давление, с помощью датчика ДМ 5007 А; концентрация водорода, с помощью анализатора «ИВА-1В».

Совокупность устройств, используемых в процессе конверсии природного газа в плазме СВЧ разряда, является наиболее оптимальным, так как все используемые объекты приводят к необходимому результату. К определяющим критериям относится ряд факторов, таких как стоимостный показатель, погрешности измерения и т.п.

Для обеспечения возможности контроля перечисленных технологических параметров в реальном времени разработана структурная схема информационно-измерительной системы (ИИС).

Все данные с датчиков заводятся в блок контроля и выводятся на компьютер. В качестве интерфейса передачи информации между устройствами выбран RS-232, предназначенный для подключения к компьютеру стандартных внешних устройств, а также для связи компьютеров между собой. Широко используемый последовательный интерфейс синхронной и асинхронной передачи данных, определяемый стандартом EIA RS-232-C в настоящее время используется в самых различных применениях.

Данные в RS-232C передаются в последовательном коде побайтно. Каждый байт обрамляется стартовым и стоповыми битами. Данные могут передаваться как в одну, так и в другую сторону.

Основными преимуществами использования RS-232C являются возможность передачи на значительно большие расстояния и гораздо более простой соединительный кабель.

Для добавления в ПК нового дополнительного устройства необходим микроконтроллер - устройство, которое осуществляет обмен информацией между оперативной памятью и внешними устройствами.

В разработанной структурной схеме, изображенной на рисунке 2, используется микроконтроллер Mega 8. Микроконтроллеры семейства Mega имеют развитую архитектуру и предназначены для мощных микропроцессорных систем. Микроконтроллер компактный и сравнительно дешёвый, обладает возможностью режимов и регулировки скорости, его можно запрограммировать для решения самых разнообразных задач.

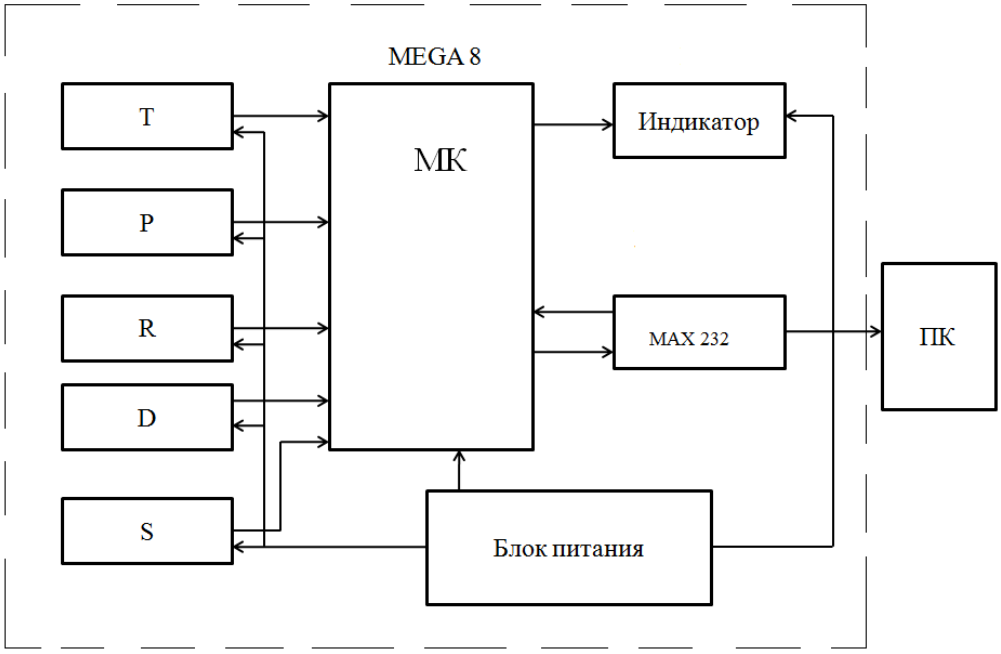


Рис. 2. Структурная схема системы контроля технологических параметров конверсии метана. T – датчик температуры, P – датчик мощности, R – расход газа, D – датчик давления, S – газоанализатор;

К выводам микроконтроллера присоединяется микросхема типа MAX232C, которая позволяет производить обмен информацией с компьютером через последовательный интерфейс RS232C.

В качестве индикатора, отображающего изменения параметра контролируемого процесса, выбран индикатор HD44780 фирмы Hitachi. Алфавитно-цифровые ЖКИ-модули представляют собой недорогое и удобное решение, позволяющее сэкономить время и ресурсы при разработке новых изделий, при этом обеспечивают отображение большого объема информации при хорошей различимости и низком энергопотреблении. Возможность оснащения ЖКИ-модулей задней подсветкой позволяет эксплуатировать их в условиях с пониженной или нулевой освещенностью.

Список литературы:

1. Бабарицкий А.И., Герасимов Е.Н., Демкин С.А., Животов В.К., Книченик А.А., Потапкин Б.В., Русанов В.Д., Резанцев Е.Н., Смирнов Р.В., Шолин Г.В. Импульсно-периодический СВЧ-разряд как катализатор химической реакции // ЖТФ. – 2000. – Т. 70. – Вып. 11. – С. 36–41.

2. Способ получения углерода и водорода из углеводородного газа и устройство для его осуществления // Ю.В. Медведев, А.Г. Жерлицин, Шиян В.П. и др. Патент РФ № 2317943, Опубл. 27.02.2008 г., Бюллетень №6.

ИССЛЕДОВАНИЕ СПОСОБОВ ВОЗДЕЙСТВИЯ УЛЬТРАЗВУКОВОЙ СТИМУЛЯЦИИ ПРИ ТЕПЛОВИЗИОННОМ КОНТРОЛЕ УГЛЕПЛАСТИКА

Чулков А.О.
Научный руководитель: Нестерук Д.А., доцент каф. ФМПК
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: chulkovao@tpu.ru

За счет широкого применения композиционных материаловв космической промышленности, их неразрушающий контроль является актуальной проблемой. Однако традиционными методами, такими как радиография и др., композиты контролируются не эффективно. Ультразвуковая инфракрасная термография – новый метод НК, хорошо зарекомендовавший себя в контроле композитов.

Целью исследования являлось экспериментальное определение оптимального способа ультразвуковой стимуляции углепластиковых материалов при выявлении дефектов ударного типа. Изменяемыми параметрами в ходе эксперимента являлись различная длительность ультразвуковой стимуляции и индентором экспериментальной установки. Регистрируемымпоказателемявлялось отношение температуры в дефектном участке к температуре в бездефектной области (ΔT).

Объект контроля – углепластиковый образец рис. 1. Схема проведения эксперимента – рис. 2.

Рис. 1. Экспериментальный образец с дефектами ударного типа

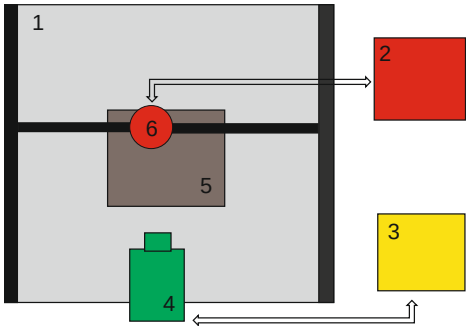


Рис. 2. Принципиальная схема проводимого эксперимента
1 - Оснастка для крепления излучателя; 2 – ультразвуковой генератор; 3 – ноутбук; 4- тепловизор NEC Avio TH-9100; 5 – образец с искусственным дефектом; 6 – излучатель ультразвукового генератора

В ходе данного эксперимента проводили стимуляцию экспериментального образца с дефектами в виде продольных трещин. Образец устанавливали на основание технологической оснастки и закрепляли путем прижимания к основанию оснастки индентором. Давление, создаваемое индентором на экспериментальный образец, в каждой серии экспериментов было одинаковым. Расстояние от точки ввода стимуляции объекта, до

дефектного участка, во всех случаях было постоянным. Стимуляцию проводили короткими, в виде пакета чередующихся периодов стимуляции и остывания, импульсами и длинными импульсами.

Полученные в ходе эксперимента данные заносились в таблицы 1 и 2.Для обработки тепловизионных изображений использовали программу TermoFitPro.

Таблица 1. УЗ стимуляция в виде пакета чередующихся периодов

Условная Мощность вводимой УЗ энергии,	$N_{имп}$ - 5шт. $T_{сек}$ - 0.2с $T_{общ}$ - 1сек	$N_{имп}$ -10шт. $T_{сек}$ - 0.2с $T_{общ}$ - 2сек.	$N_{имп}$ - 15шт. $T_{сек}$ - 0.2с $T_{общ}$ - 3сек.	$N_{имп}$ - 20шт. $T_{сек}$ - 0.2с $T_{общ}$ - 4сек.	$N_{имп}$ - 25шт. $T_{сек}$ - 0.2с $T_{общ}$ - 5сек
$T_{нач}/T_{кон}$	27,3/30.2	28.0/31.4	28.0/32.0	28.0/32.8	28.0/33.6
Δ T	2.9	3.4	4.0	4.8	5.6

Таблица 2. УЗ стимуляция длинным импульсом

Условная Мощность вводимой УЗ энергии	Постоянная стимуляция t - 1сек	Постоянная стимуляция t - 2сек	Постоянная стимуляция t - 3сек	Постоянная стимуляция t - 4сек	Постоянная стимуляция t - 5сек
$T_{нач}/T_{кон}$	29.0/31.0	28.5/31.2	28.7/32.2	29.0/33.1	29.0/34.0
ΔT ˚C	3.0	3.2	3.5	4.1	5.0

Данные таблиц 1 - 2 приведены на рис. 3 в графическом виде.

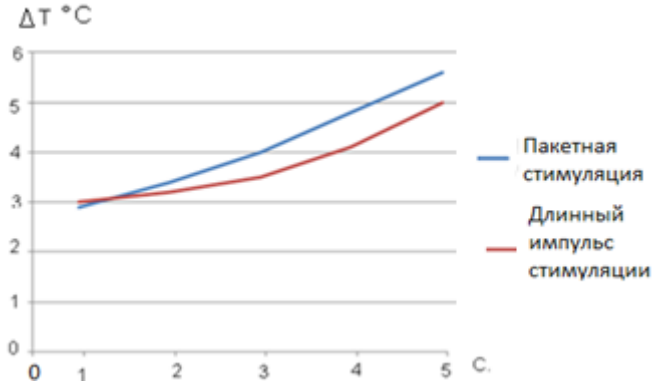


Рис. 3. Эволюция температуры в зоне дефектовпри УЗ стимуляции углепластика

Интуитивно ожидалось, что возбуждение пакетами импульсов может обеспечить более четко выявленные формы дефектов по сравнению с постоянной стимуляцией за счет меньшей диффузии тепла в материале.

Анализ полученных экспериментальных данных позволяет сделать следующие выводы: изменение температур с увеличением длительности нагрева при импульсном методе имеет линейный характер. При УЗ стимуляции пакетом последовательностей «нагрева» и остывания температурное поле поверхности образца имеет более высокий контраст между дефектным и бездефектным участком, по-видимому, как следствие сравнительно низкой интенсивности тепловой диффузии в композиционных материалах, например, по сравнению с металлами. Как итог можно отметить, что для стимуляции углепластиковых материалов наиболее приемлемым является мощный импульс стимуляции малой длительности, на что указывают полученные данные.

Список литературы:

1. В.П. Вавилов Инфракрасная термография и тепловой контроль. – М.: ИД Спектр, 2009.-544с.

2. В.П. Вавилов Тепловые методы неразрушающего контроля: Справочник. М.: Машиностроение, 1991. – 264 с.

3. Вавилов В.П. Тепловые методы контроля композиционных структур и изделий радиоэлектроники.М., Радио и связь, 1984.162 с.

МОДИФИЦИРОВАННЫЙ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНО-ИТЕРАЦИОННЫЙ АЛГОРИТМ РАЗМЕЩЕНИЯ

Архипов В.С.
Научный руководитель: Носкова Е.Е., к.т.н., доцент
Сибирский Федеральный Университет, 660041, г. Красноярск, пр. Свободный, 79
e-mail: Necron-lord@mail.ru

При конструировании электронных устройств одной из основных задач синтеза конструкций является задача размещения элементов коммутационной схемы на заданном коммутационном поле. Размещение элементов — это задача определения их местоположения на коммутационном поле (КП) в конструктивном модуле с целью создания наилучших условий для решения последующей задачи трассировки соединений с учетом конструктивно-технологических требований и ограничений. Среди существующих алгоритмов размещения группа последовательных алгоритмов в наибольшей степени имитирует действия инженера-проектировщика. Сочетание последовательного и итерационного алгоритмов даёт в сумме результат размещения лучше, нежели при использовании их по отдельности. При модификации известного последовательно-итерационного алгоритма, представленного в [2], как в последовательной, так и в итерационной части можно значительно повысить качество получаемого проектного решения, сохранив при этом простоту алгоритмической реализации.

Идея алгоритма заключается в определении коэффициента связности для всех неразмещенных вершин и в помещении в первую свободную позицию рядом с размещенной вершиной вершины с максимальным значением $\Delta(x_i)$. Последовательно просматривая все вершины графа, выполняют их размещение (наиболее связанные элементы следует располагать максимально близко друг к другу). Итерационная часть алгоритма заключается в парной перестановке некоторых вершин графа $G(X, U)$ и оценке СДС при каждой замене. Замена целесообразна, если СДС при этом уменьшается.

Рассматриваемым критерием оптимальности при решении задачи размещения является минимизация суммарной длины соединений (СДС), представленная выражением

$$F = \frac{1}{2}\sum_{i=1}^{n}\sum_{j=1}^{n} r_{ij} d_{p(i)p(j)},$$

где $d_{p(i)p(j)}$ – расстояние между позициями, занимаемыми e_i и e_j элементами, r_{ij} – число связей между e_i и e_j элементами, n – количество элементов.

На первом шаге алгоритма размещаем элемент с наибольшим количеством «длинных» связей (размещение начинают с крайнего левого узла G). На втором шаге претендентами на размещение являются элементы, связанные с размещенным элементом (приоритетным является элемент, имеющий наидлиннейшую связь с размещенным элементом). На третьем шаге алгоритма из списка неразмещенных элементов выбираются элементы, связанные с уже размещенными элементами, и в списке позиций для размещения происходит поиск позиции, при помещении в которую выбранного элемента обеспечивается минимальное значение СДС системы размещенных элементов. Соответствующие элемент и позиция переносятся из списков в матрицу размещения. Затем производится проверка, все ли элементы размещены. Если нет, тогда происходит переход ко второму шагу, иначе следует окончание алгоритма.

Основные достоинства модифицированного алгоритма размещения – элементы, имеющие наибольшее количество связей, располагаются рядом, что существенно уменьшает суммарное значение СДС. Алгоритм разработан для размещения большого числа конструктивных элементов, позволяя сократить время решения задачи при вполне приемлемом для практики качестве получаемого результата. Двухэтапное решение задачи размещения позволяет на первом этапе создать благоприятный вариант для итерационного

улучшения и сократить тем самым время итераций, что очень существенно для схем большой сложности.

При размещении элементов происходит перебор вариантов размещения с целью минимизации суммарной СДС. Коммутационное поле создаётся автоматически, в зависимости от количества элементов (считываемых из файла *.net). Имеется возможность задавать пороговое значение, при превышении которого связь будет являться “длинной”, что в свою очередь позволит увеличить глубину поиска.

Модифицированный алгоритм размещения программно реализован на языке C# и интегрирован с САПР OrCAD посредством получения коммутационной схемы в одном из выходных форматов указанной системы автоматизированного проектирования (*.net). Предварительные испытания показали, что решения, полученные на основе модифицированного алгоритма размещения, обеспечивают уменьшение СДС на 3-13% по сравнению с традиционным последовательно-итерационным алгоритмом размещения, при этом выполнение модифицированного алгоритма происходит за приемлемое время.

Список литературы:

1. Корячко, В.П. Теоретические основы САПР/ В.П. Корячко, М.М.Курейчик. М.: Энергоатомиздат, 1987. – 400 с.

2. Норенков, И.П. Системы автоматизированного проектирования / И.П. Норенков. М.: Высш. шк., 1988. - 430 с.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОБРАБАТЫВАЕМОСТИ КОНСТРУКЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Волошко О.В., Барандич Е.С.
Научный руководитель: Выслоух С.П., к.т.н., доцент
Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»
03056, Украина, г. Киев, пр. Победы, 37
Email: voloshko_o@ukr.net, barandichk@ukr.net

Приборостроение, как и много других отраслей промышленности, нуждается в материалах, которые, имея хорошие эксплуатационные качества, обеспечивали бы наиболее высокую производительность процесса изготовления деталей и низкую себестоимость готовой продукции. Трудно переоценить важность работы по созданию таких материалов. Однако ускорение развития исследований в этой области тормозится сложностью определения технологических параметров материалов, то есть способности их поддаваться обработке.

Обработка материалов резанием, как основной метод изготовления деталей, является чрезвычайно сложным физическим процессом, который в разных направлениях влияет на технологическую обрабатывающую систему: режущий инструмент, деталь и станок. Поэтому обрабатываемые свойства материалов не могут быть охарактеризованы каким-либо одним параметром – они содержат в себе несколько характеристик. К таким основным характеристикам можно отнести: обрабатываемость материала с точки зрения влияния процесса резания на инструмент; обрабатываемость материала с точки зрения величины усилий резания; обрабатываемость материала с точки зрения качества изделия; обрабатываемость с точки зрения характера образования и формы стружки и тому подобное.

Так, Виноградов Д.В. [1], Безъязычный В.Ф [2], Грубый С.В. [3,4] и другие авторы рассматривают вопросы определения рациональных режимов механической обработки деталей в машиностроении на основе обрабатываемости материалов. Но в этих работах и в работах других авторов предлагается определять обрабатываемость материалов и режимы резания путем проведения долговременных экспериментальных исследований по сложной методике, которая требует значительных расходов потребляемой энергии и материалов.

Кроме того, при определении режимов обработки не учитываются особенности конкретного исследуемого материалов.

С точки зрения определения обрабатываемости материала, следует различать абсолютную и относительную его обрабатываемость.

Знание абсолютной обрабатываемости материала необходимо при разработке руководящих документов по назначению режимов резания и техническому нормированию работ. Оно допускает получение для разных процессов обработки (точение, сверление, фрезерование и т.п.) условий резания (режимов резания, параметров режущего инструмента, условий охлаждения и другое) и зависимостей выходных характеристик процесса резания от исходной информации о процессе.

Для получения данных об относительной обрабатываемости достаточно при обработке исследуемого материала в определенных условиях резания, которые приняты в качестве нормативных, установить величину $V_{ек}$ (например, V_{60} при точении) или силу резания P. Отношение найденной величины параметра сравнения исследуемого материала к соответствующей характеристике материала, который взят за эталон, дает представление об относительной обрабатываемости материала и может быть принято за основу при оценке его обрабатываемости. Аналогично можно определить относительные обрабатывающие характеристики инструментального материала.

Определение относительной обрабатываемости требует создания одинаковых условий резания для сравниваемых материалов и проведения новых опытов для каждой пары материалов. Этот процесс занимает достаточно много времени, при этом получаем лишь частичный показатель обрабатываемости по одному из параметров сравнения.

Для определения относительной обрабатываемости применение ускоренных методов исследования является особенно актуальным. Известно большое количество ускоренных методов исследования, основанных на всевозможных принципах, но их практическая применимость не всегда является эффективной.

Ускоренного метода, который в полной мере удовлетворяет требованиям удобного и качественного определения обрабатываемости, доныне не существуют. Как альтернативное решение указанной задачи при определении относительной и абсолютной обрабатываемости предлагается отказаться от «классического» подхода. Предлагается определять обрабатываемость нового конструкционного материала не путем проведения экспериментальных исследований, которые связаны с его деформированием, например резанием, а математической обработкой информации о его составе и свойствах методами многомерного статистического анализа [5].

Согласно этой методике, сначала все конструкционные, а также инструментальные материалы разделяются на отдельные классификационные группы по совокупности информации об их структуре, химическом составе и физико-механических свойствах. За основу такого разделения можно взять имеющуюся на сегодня классификацию материалов. Качественной и научно обоснованной является классификация материалов, которая выполнена методами кластерного анализа. Для такого группирования конструкционных и инструментальных материалов предлагается использовать иерархический кластерный анализ либо быстрый кластерный анализ (метод k-средних) [6].

Затем для каждой классификационной группы материалов методами дискриминантного анализа определяются соответствующие классификационные функции, которые позволяют по совокупности физико-механических характеристик и химическому составу исследуемого материала однозначно и объективно определить группу, к которой он относится [7]. Это дает возможность получить, в качестве первого приближения, рекомендуемые нормативами режимы обработки конструкционного материала, которые отвечают данной классификационной группе. Но каждый обрабатываемый и инструментальный материал имеет свои свойства, которые отличают его от другого, даже в пределах одной классификационной группы. Поэтому предлагается методами факторного анализа выполнить обработку информационных массивов, которые определяют характеристики обрабатываемых

и инструментальных материалов.

Факторный анализ позволяет сжать объемы исходной обрабатываемой информации без снижения информативности с целью уменьшения количества вычислений и повышения их точности [8]. Путем обработки полученной информации по специальным алгоритмам определяются обобщенные коэффициенты обрабатываемости для каждого материала классификационной группы. Далее режимы резания, которые рекомендуются нормативными материалами для данной классификационной группы, корректируются с учетом реальных значений физико-механических характеристик и химического состава исследуемого материала. Таким образом можно установить рациональные режимы и условия обработки нового материала, который будут близкими к оптимальным благодаря тому, что учитывают его реальные характеристики [9].

Полученные обобщенные коэффициенты обрабатываемости для каждого материала классификационной группы позволяют определить относительную обрабатываемость любого материала, которые входят в данную классификационную группу, путем сравнения их значений для исследуемого материала и материала-эталона.

Предлагаемая методика определения обрабатываемости конструкционных материалов и обрабатывающих свойств инструментальных материалов программно реализована и выполняется ее апробация на различных материалах.

Использование данной методики определения обрабатываемости и обрабатывающих свойств материалов позволяет значительно снизить затраты на проведение экспериментальных исследований, сэкономить время и средства.

Список литературы:

1. *Виноградов Д.В., К вопросу определения обрабатываемости материалов. [Электронный ресурс] /Виноградов Д. В. // Инженерное образование. – 2005. www.techno.edu.ru.*
2. *Безъязычный В.Ф. Автоматизированная система назначения технологических условий механической обработки деталей общего машиностроения. //Справочник. Инженерный журнал №2, 2001. – С. 29 – 33.*
3. *Грубый С.В. Многофакторная аппроксимация полиномиальными моделями экспериментальных зависимостей резания металлов. //Вестник машиностроения, 2000. №9. – С. 29-35.*
4. *Грубый С.В. Оптимизация режимных параметров на операциях механической обработки. //Технология металлов, 2002, №11. – С. 33-37.*
5. *Волошко О.В., Выслоух С.П. Способ определения обрабатываемости конструкционных материалов. // Технические науки – от теории к практике: материалы XV международной заочной научно-практической конференции. (12 ноября 2012р.). – Новосибирск: Изд. «СибАК», 2012. – С 42-47.*
6. *Выслоух С.П. Применение методов кластерного анализа при проектировании технологических процессов. //Вестник Сев. ГТУ. Выпуск 36: Автоматизация процессов и управление. Сб. Научн. Трудов Севастоп. Нац. Техн. ун-т. – Севастополь, 2002. – С. 103-108.*
7. *Выслоух С.П. Применение методов дискриминантного анализа при технологическом проектировании. //Резание и инструмент в технологических системах. Межвед. научн. -техн. сборник. – Харьков: ХГПУ, 2001. – Вып. 60. – С. 26-35.*
8. *Выслоух С.П. Факторный анализ технологической информации. //Вестник Харьковского государственного политехнического университета. Выпуск 100. Машиностроение. – Харьков, 2000. – С. 26-29.*
9. *Вислоух С.П. Інформаційні технології в задачах технологічної підготовки приладо- та машинобудівного виробництва: моногр. / С.П. Вислоух. – К.: НТУУ "КПІ", 2011. – 488 с.*

РЕГИСТРАЦИЯ ГАММА-ИЗЛУЧЕНИЯ В КОСМОСЕ

Голодных Е.В.

Научный руководитель: Бориков В.Н., к.т.н., доцент

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: evgen_ferrum@mail.ru

Как известно, на протяжении весьма длительного времени астрономия была чисто «оптической» наукой. Человек изучал на небе то, что он видел – сперва невооруженным глазом, а затем с помощью телескопов. С развитием радиотехники родилась

радиоастрономия, значительно расширившая наши знания о Вселенной. Наконец, в последние годы в результате появления космических средств исследования возникла возможность изучения и других электромагнитных вестников Вселенной – инфракрасных, ультрафиолетовых, рентгеновских и гамма-излучений. Астрономия превратилась во всеволновую науку.

Многообещающим источником космической информации являются гамма-излучения. Дело в том, что энергия гамма-квантов может в сотни тысяч и миллионы раз превосходить энергию фотонов видимого света. Для таких гамма-квантов Вселенная фактически прозрачна. Они распространяются практически прямолинейно, приходят к нам от весьма удаленных объектов и могут сообщить чрезвычайно ценные сведения о многих физических процессах, протекающих в космосе. Особенно важную информацию гамма-кванты способны принести о необычных, экстремальных состояниях материи во Вселенной, а именно такие состояния интересуют современных астрофизиков в первую очередь. Так, например, гамма-излучение возникает при взаимодействии вещества и антивещества, а также там, где происходит рождение космических лучей – потоков частиц высоких энергий.

Механизм образования гамма-излучения в космосе

Существует несколько конкурирующие гипотезы объяснения причин вспышек гамма-излучения. Одна из них заключалась в том, что вспышки гамма-излучения возникают из-за столкновения нейтронных звезд и черных дыр. Другая основывается на вспышках гамма-излучения в момент коллапса новых звезд и становления черных дыр. Так же существует новая гипотеза, предполагающая, что близлежащие вспышки гамма-излучения фактически столь же мощны как и те, которые исходят из дальнего космоса, просто фиксируются их последствия – вторая стадия. Астрофизику Прайсу из Mount Stromlo Observatory удалось впервые засвидетельствовать, по крайней мере, одну вспышку гамма-излучения, которая была связана с новой звездой [1].

Кроме гамма-излучения, от этих объектов исходит свет и радиоволны. Вспышки гамма-излучения возникают в двух моментах на определенных стадиях. Сначала происходит очень короткий и сильный взрыв, который сопровождается потоками гамма-излучения. Его практически невозможно засечь, поскольку нужно знать, где произойдет вспышка в определенный момент времени. Затем возникает более энергичная по длительности вспышка на несколько дней, которая сопровождается «послесвечением» с излучением оптических и радиоволн. Эти последствия коллапса новой звезды фактически составляют только 1% полной энергии от первой вспышки гамма-излучения. Если рассматривать сумму излученной энергии близлежащих вспышек гамма-излучения, включая потоки радио- и световых волн, то они эквивалентны энергии потоков гамма-излучения, приходящих из далекого космоса. То есть в основном регистрируются последствия вспышек новых звезд, так называемое «послесвечение» [1].

Способы регистрации гамма-излучения

Детектирование излучений – это восстановление характеристик излучения по сигналам, измеренным на выходах детекторов. Для этого необходимо знать, прежде всего, общие характеристики детекторов излучения. Наиболее простой тип детектора – счетчик частиц. Счетчиком может быть любой детектор, регистрирующий отдельные частицы независимо от природы сигнала. Важно отметить, что счетчик позволяет определить момент прохождения частицы через его объем. Форма импульса на выходе счетчика характеризует в основном процессы, происходящие в нем. Эти процессы в истинных счетчиках, таких как счетчик Гейгера–Мюллера, практически не зависят от природы частицы. Однако форма импульса может сильно зависеть от места прохождения частицы через детектор. Сигнал на выходе детектора пропорционален поглощенной в его объеме энергии. Любой пропорциональный детектор может работать как счетчик частиц.

Одна из основных характеристик счетчика – эффективность регистрации частиц. Она определяется как отношение

$$\eta_p = \frac{N_p}{N},$$

где N_p – число зарегистрированных частиц (квантов); N – число частиц (квантов), попавших за это же время в рабочий объем детектора [2].

Эффективность регистрации зависит от многих факторов. Она отличается не только для различных счетчиков, но для одного и того же счетчика, поскольку зависит от вида излучения и его энергии. При измерениях гамма-излучения наибольшее распространение получили приборы с полупроводниковыми, сцинтилляционными и газоразрядными детекторами, которые обладают высокой чувствительностью и позволяют вести счет отдельных частиц и фотонов, а также измерять их энергию.

- Сцинтилляционный метод основан на регистрации коротких вспышек света – сцинтилляций, возникающих в некоторых веществах при прохождении через них заряженных частиц. Сцинтилляции отличаются от других видов свечения тем, что они обусловлены электронными переходами внутри центра свечения (ЦС), которым может быть атом, молекула, ион или более сложное образование. Сцинтилляции имеют конечную длительность свечения, определяемую в основном временем пребывания ЦС в возбужденном состоянии. От индуцированного излучения лазера сцинтилляции отличаются тем, что являются спонтанным и некогерентным излучением. Сцинтилляционный детектор состоит из сцинтиллятора и прибора, преобразующего световые вспышки в электрический сигнал (например, фотоэлектронного умножителя (ФЭУ)) [2].
- Ионизационный метод детектирования ядерных излучений основан на измерении тока (напряжения), возникающего в результате движения под действием электрического поля свободных зарядов, образованных излучением. Благодаря простоте и точности преобразования ионизации в электрический сигнал, такие приборы широко используется как в научных исследованиях, так и в промышленности для дозиметрии, радиометрии и спектрометрии всех видов заряженных частиц, фотонного излучения и нейтронов. Существует большое число различных детекторов, рабочим веществом которых является газ или полупроводник. Детекторы различаются и по принципу действия, и по области применения [3].

  Группа ионизационных детекторов включает в себя:

  а) газонаполненные детекторы – ионизационные камеры, пропорциональные счетчики, газоразрядные счетчики Гейгера–Мюллера, пропорциональные камеры, искровые счетчики, многоэлектродные искровые камеры, дрейфовые счетчики, дрейфовые камеры;

  б) жидкостные ионизационные детекторы;

  в) твердотельные детекторы – кристаллические счетчики, однородные полупроводниковые детекторы, детекторы с p-n-переходом, p-i-n-детекторы.

Дальнейшее изучение космического гамма-излучения должно дать ответы на многие вопросы, имеющие фундаментальное значение для понимания строения космических объектов и происходящих во Вселенной физических процессов. В частности, то обстоятельство, что гамма-кванты распространяются прямолинейно, открывает возможность не только обнаруживать очень далекие источники гамма-излучения, но и определять направления, в которых они находятся.

Список литературы:

1. Physics // Что рождает гамма-излучение в космосе? [Электронный ресурс] URL:http://www.physics-guide.ru/phygs-478-1.html (дата обращения: 07.03.2013).

2. Сидоренко В.В., Кузнецов Ю.А., Оводенко А.А. Детекторы ионизирующих излучений. – Л.: Судостроение, 1984. – 240 с.

3. Курашов А.А. Идентификация ионизирующих излучений средних и низких энергий. – М.: Атомиздат, 1979. – 79 с.

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ В ПРОЕКТИРОВАНИИ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Коломейцев А.А.
Научный руководитель: Костюченко Т.Г., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: kenobi1993@mail.ru

В настоящее время для запуска космического аппарата в космос обязательным требованием является проработка компьютерной модели данного аппарата. Компьютерная модель - это представление объекта, системы или понятия в форме, отличной от реальной, но приближенной к алгоритмическому описанию, включающая и набор данных, характеризующих свойства системы и динамику их изменения со временем. Компьютерная модель необходима для изучения реальных процессов и явлений, возникающих в исследуемом объекте[1].

В настоящее время ни одно предприятие не обходится без систем автоматизированного проектирования. Современные системы проектирования позволяют проводить ряд испытаний еще на стадии моделирования. Своевременное определение недостатков и уязвимостей модели позволяет сэкономить ресурсы при испытаниях аппарата. Компьютерное моделирование является одним из эффективных методов изучения сложных систем. Компьютерные модели проще и удобнее исследовать в силу их возможности проводить так называемые вычислительные эксперименты в тех случаях, когда реальные эксперименты затруднены из-за финансовых или физических препятствий или могут дать непредсказуемый результат. Логичность и формализованность компьютерных моделей позволяет выявить основные факторы, определяющие свойства изучаемого объекта-оригинала, в частности, исследовать отклик моделируемой физической системы на изменения ее параметров и начальных условий.

К основным этапам компьютерного моделирования относятся:

- разработка концептуальной модели, выявление основных элементов системы и элементарных актов взаимодействия;
- формализация, то есть переход к математической модели; создание алгоритма и написание программы;
- планирование и проведение компьютерных экспериментов;
- анализ и интерпретация результатов.

В последнее время университетами всего мира стали запускаться микро- и нано-спутники Земли. Они имеют преимущество в дешевизне по сравнению с научными и военными космическими аппаратами. Они имеют маленький вес и выполняют 1-2 запланированные задачи. Основными требованиями для космических аппаратов такого формата являются прочность и легкость. Перед проектировщиками стоит сложная задача проектирования компактной и надежной модели. Необходимо учитывать многократные перегрузки при запуске ракеты-носителя. Важную роль играют резонансные частоты конструкции: их должно быть минимальное количество, так как внешнее воздействие с частотой, равной резонансной, может привести к повреждениям и выводу из строя оборудования. Корпус должен быть достаточно жесткий, при этом не иметь лишней массы. Креплений должно быть минимальное количество, так как каждое крепление - это дополнительная резонансная частота. При проектировании рассматривается несколько вариантов, из которых выбирается самый оптимальный.

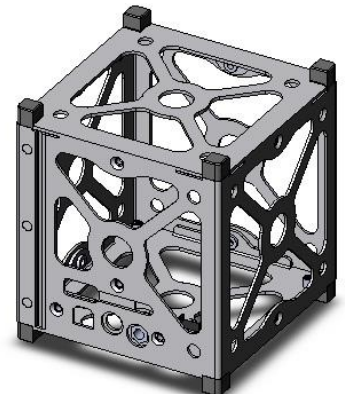


Рис. 1 3D модель наноспутника формата CubeSat 1U

В качестве примера рассматривается 3D модель корпуса наноспутника, разработанная согласно формату CubeSAT. Спутники имеют размер 100x100x100 мм (рис. 1). Стандарт допускает объединение 2 или 3 стандартных кубов в составе одного спутника (обозначаются 2U и 3U и имеют размер 100x100x200 или 100x100x300 мм (рис. 2)) . Масса всего спутника не должна превышать 1.33 кг для 1U, 2.66 кг для 2U, 4 кг 3U соответственно. Масса корпуса составляет не более 20 % от массы спутника[2].

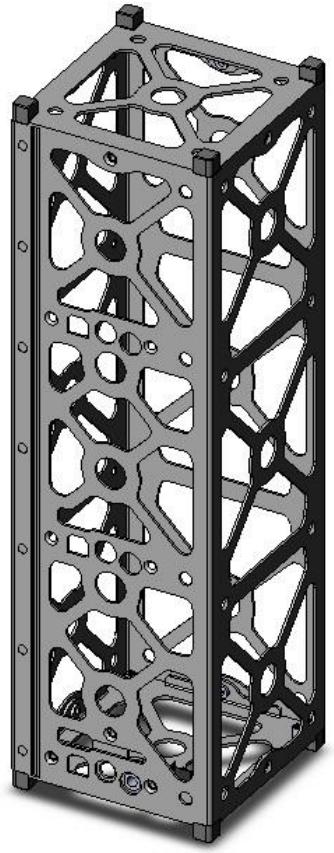


Рис. 2 3D модель наноспутника формата CubeSat 3U

Проверке на воздействие перегрузок в первую очередь подвергается несущая конструкция. К ней предъявляются самые жесткие требования, так как именно на ней крепится все оборудование и от ее надежности зависит успех запуска.

На первом этапе важно выбрать правильный материал. Чаще всего это сплавы алюминия. Они обладают легкостью и прочностью и являются наиболее используемыми в космической промышленности.

3D модели 1U и 3U исследовались на резонансные частоты. Результаты исследования позволяют сделать вывод о работоспособности конструкции.

Предлагаемая 3D модель наноспутника позволяет произвести разносторонние исследования конструкции: на прочность, надежность, рассчитать массу, габариты, моменты инерции, целый комплекс эксплуатационных характеристик. По этим данным можно сделать вывод о качестве принятых конструкторских решений.

Системы автоматизированного проектирования сокращают сроки проектирования и увеличивают точность расчетов. Благодаря САПР стало возможным проектирование и расчет моделей не только узким специалистам, но и студентам. Стало возможным создание студенческих малых космических аппаратов.

Список литературы:

1. Гладышев Г.Н., Дмитриев В.С., Копытов В.И., Системы управления космическими аппаратами (Исполнительные органы: назначение, принцип действия, схемы): Учебное пособие. Томск: изд. ТПУ. 2000 – 207 с.

2. http://www.cubesat.org/images/developers/cds_rev12.pdf CubeSAT Design Specification

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ РАЗРАБОТКА ОПЕРАЦИОННОЙ ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛИ НА ОСНОВАНИИ ЕЕ 3D-МОДЕЛИ

Лапига А.С.
Научный руководитель: Вислоух С.П., к.т.н., доцент
Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»
Украина, 03056, г. Киев-56, проспект Победы, 37
E-mail: lapiga.alex@gmail.com

При автоматизированном конструкторском проектировании деталей и изделий в целом все чаще используется 3D-моделирование так, как оно является наглядным, позволяет значительно улучшить качество проектирования и снизить его трудоемкость. Хотя использование 3D-моделей как источника начальных данных при технологическом проектировании детали является менее популярным, поскольку явно отсутствует связь геометрических параметров детали с технологическими параметрами ее изготовления. Поэтому, как правило, при автоматизированном проектировании технологических процессов (ТП) механической обработки деталей и разработке управляющих программ для станков с числовым программным управлением (ЧПУ) большая часть начальных данных, которые характеризуют форму и размеры поверхностей детали, задаются в режиме диалога [1], что требует значительных затрат времени и соответствующей квалификации технолога-проектировщика. Поэтому задача использования 3D-модели при автоматизированном проектировании технологии как источника начальных данных является актуальной и перспективной.

Предложено модуль CAD/CAM системы, который позволяет в автоматизированном режиме из 3D-модели детали получить начальные данные, необходимые для проектирования ее ТП, а также разработанную технологию обработки поверхностей детали передать в систему автоматизированного проектирования управляющих программ для станков с ЧПУ. Алгоритм сочетания 3D-модели детали с технологией ее обработки можно представить в виде нескольких этапов. Первым этапом является распознавание 3D-модели, то есть деление данной 3D-модели на элементарные поверхности. Следующим этапом является сравнение 3D-модели обрабатываемой детали с 3D-моделью комплексной детали, для которой предварительно задается технология ее обработки. Данная методика основывается на представлении 3D-модели этих деталей как множеств их поверхностей. Выполняя пересечение этих множеств, возможно найти элементы, которые будут общими для обеих деталей. При этом создастся третье множество поверхностей, каждая из которых будет иметь связь с технологическими операциями ее изготовления. Третьим этапом является определение конкретного ТП изготовления заданной детали. Поскольку для комплексной детали технология ее механообработки – обобщенная, то технология обработки конкретной детали будет также обобщенной. Для конкретизации ТП механообработки поверхностей обрабатываемой детали используются дополнительные параметры, такие, как допуск на обработку, шероховатость поверхности и т.п. Эти параметры могут задаваться или в 3D-модели обрабатываемой детали, или отдельно. Описанный алгоритм возможно реализовать только в том случае, когда 3D-модель детали определяется через определенные наборы геометрических элементов, связанных между собой, например, таких как прикладные протоколы комплекса стандартов STEP. Эти стандарты рекомендуют соединить в одной информационной модели конструкцию детали в виде совокупности поверхностей, технологию обработки отдельных поверхностей и детали в целом, а также управляющие программы для станков с ЧПУ. При этом используется понятие «сущность», под которым понимается, в данном случае, поверхность детали. Каждая сущность обладает атрибутами, которые обозначают характерные особенности моделируемой поверхности. Атрибутами сущности могут быть как конструкторские параметры (например, размеры), так и

технологические (например, припуск, режимы обработки и т.п.). Также стандарт STEP задает способы реализации обмена данных, которые предоставлены в соответствии с полной моделью изделия, при этом они не зависят от программных продуктов и аппаратных средств, которые применяются участниками жизненного цикла изделия [2].

Методика проектирования с помощью разработанного модуля CAD/CAM системы состоит в следующем: сначала создается 3D-модель обрабатываемой детали, которая сохраняется в обменном файле STEP, далее информация данного формата считывается модулем CAD/CAM системы. Дополнительные данные, которые отсутствуют в обменном файле (например, размеры заготовки), вводятся в модуль технологом-проектировщиком. Вся дополнительная информация (например, параметры инструмента, оборудования и т.п.) содержится в базе данных, а формулы для необходимых расчетов – в базе знаний. Технологическая информация из базы данных выбирается по определенным запросам в зависимости от конкретных параметров обрабатываемой детали. Например, выбор режущего инструмента происходит в зависимости от метода обработки, материала заготовки, формы поверхности, ее характеристик и т.п. Для каждой из поверхностей в автоматизированном режиме определяются вид операций, необходимое количество переходов, рассчитываются припуски на обработку и междуоперационные размер, назначаются режимы резания и т.п. [3]. Таким образом, результатом работы предложенного модуля будут технологическая документация на механообработку детали и файл данных с заготовками управляющих программ для станков с ЧПУ для каждой поверхности обрабатываемой детали. Эти заготовки управляющих программ загружаются в систему автоматизированной разработки управляющих программ для станков с ЧПУ для корректировки, проверки и создания конечных управляющих программ.

При использовании данного модуля увеличивается производительность работы технологов за счет снижения времени на поиск и обработку нужной информации, повышается точность результатов проектирования и качество управляющих программ за счет уменьшения количества ошибок.

Список литературы:

1. Митрофанов В.Г., Калачев О.Н. и др. САПР в технологии машиностроения: учебное пособие. – Ярославль: Яросл. гос. техн. ун-т, 1995. – 298 с.

2. Сосонкин В.Л., Мартинов Г.М. Системы числового программного управления: Учеб. Пособие. – М.: Логос, 2005. – 296 с.

3. Антонюк В.С., Вислоух С.П., Лапіга О.С. Автоматизоване проектування операційної технології обробки типових поверхонь деталей // Резание и инструмент в технологических системах: Междунар. науч.-техн. сб. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2009. – Вып. 77. – С. 3-7.

МОДЕЛИРОВАНИЕ СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ И ПРИБОРОВ В КОСМИЧЕСКОМ ПРИБОРОСТРОЕНИИ

Огородник Т.Н.
Научный руководитель: Филиппова М.В., к.т.н., доцент
Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»
03056, Украина, г. Киев, пр. Победы, 37
E-mail: ogorodTS@ukr.net

Для того, чтобы повысить эффективность современного приборостроения, следует рассмотреть автоматизацию технологического проектирования, которая разрешит сократить время внедрения в производство новых конструкторских разработок и их себестоимость.

Системы автоматизированного проектирования должны действовать в условиях большого разнообразия заданий и производственных ситуаций. Поэтому в этой отрасли

самым эффективным является научное направление математического моделирования и технологии [1].

Завершающим этапом технологического проектирования нового изделия является разработка технологии сборочных работ. Она зависит от технологических методов, необходимых для сборки, и его конструкции.

Проектирование технологического процесса (ТП) сборки связано с комплексным решением разных задач. Факторы, которые влияют на решение и связь отдельных решений между собой, делают получение качественного ТП сложной проблемой [3]. Существует несколько задач проектирования ТП сборки:

- способ обеспечения точности;
- составляющие точности;
- порядок создания приборов;
- состав сборочных единиц.

При автоматизации проектирования ТП сборки необходимо обеспечить нужный уровень дифференциации сборочного процесса. Для этого нужно иметь минимальную структурную единицу изделия.

При проектировании ТП нужно решить задачу выделения в приборе таких сборочных единиц, которые удовлетворяли бы всем требованиям. Для решения этого вопроса следует создать схему сборочного процесса, где сосредоточена вся информация о составе входных элементов для всех сборочных единиц [3].

В технологическом процессе сборки важным элементом являются функциональные связи двух видов:

✓ связь, что характеризирует последовательность исполнения соединений и превращает неупорядоченное множество в упорядоченное;

✓ связь между соединениями производственной системы и её элементами, которая устанавливает соответствие между действиями с выполнением этих составляющих.

С помощью первой функции реализуется раскрытие функциональных соединений. А вторая служит для определения соответствия между качествами элементов производственной системы и элементами прибора.

Имеется функциональная связь, где определяется возможный порядок сборки прибора, который зависит от взаимодействия элементов в данной конструкции [1]. Схему базирования деталей в сборочные единицы можно представить в виде графа (рис. 1), при вершине которого будет находиться базовая деталь всей сборочной единицы, а ниже - детали, которые базируются. Они соединены через дуги:

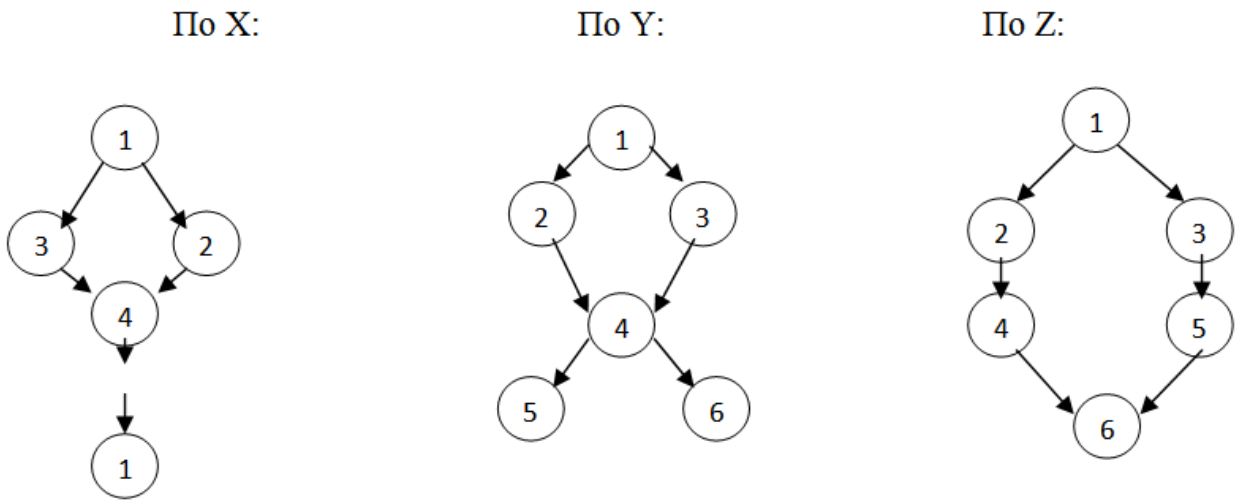


Рис. 1. Схема базирования деталей по координатам X, Y и Z

Последовательность исполнения соединений зависит от последовательности установки деталей, при выполнении условия, что если не закончено выполнение одного соединения, то переходить на следующее запрещено. Отсюда можно сформулировать процесс формирования порядка сборки изделия:

1. Разъединение изделия на технологические сборочные единицы.
2. Определение последовательности выполнения сборочной единицы прибора.
3. Определение возможной последовательности установки деталей в сборочной единице.
4. Определение последовательности выполнения соединений.

Таким образом, для проектирования технологии сборки прибора необходимо задать его конструкцию в виде описания чертежа и технических условий. Описание структуры изделия и процесс его сборки, представленный выше, является основанием для автоматизированного проектирования технологии сборочных работ.

Список литературы:

1. Боброва И. В., Челищев Б. Е. Автоматизация проектирования технологии в машиностроении, – М.: Машиностроение, 1987.- 264 с.

2. Капустин Н. М., Корсаков В. С.- Х., Лихтенберг Х. Автоматизация проектирования технологических процессов в машиностроении, – М.: Машиностроение, 1985.- 304 с.

3. Коноплянченко Е. В., Радчук О. В., Чибряк Я. И. Рациональное построение технологических сборочных систем, надёжность режущего инструмента и оптимизация технологических систем, – Краматорск: ДГМА, 1999.- с. 154- 160.

МОДИФИКАЦИЯ ЭЛЕКТРОМОБИЛЯ

Полякова А.В., Поляков М.В.
Научный руководитель: Дмитриев В.С., д.т.н., профессор
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: plemjaschka@mail.ru

В современном мире человек пытается различными способами облегчить себе жизнь. Главным решением являются технологии и их развитие. Уже никто не может себе представить жизнь без электроприборов, компьютера, телефона и автомобиля. Автомобиль давно перестал быть роскошью, сейчас это средство передвижения, которое есть в каждой семье. Отличием является лишь цена и марка. Так как автомобили различной ценовой категории производятся во всех развитых странах мира, таких как Япония, Германия, США, Корея, то проблемы в выборе подходящей по параметрам и цене модели ни у кого не возникает. Ведущие концерны мира, такие как Nissan, Toyota, Kia, Mitsubishi, Ford, Citroen, производят автомобили от эконом до люкс класса. Эти марки давно зарекомендовали себя как наиболее комфортные и надежные на автомобильном рынке. С каждым годом модели этих автомобилей становятся все более совершенными. Улучшаются технические характеристики автомобилей, также наряду с этим изменяется и дизайн: кузову придается более обтекаемая форма для улучшения аэродинамических характеристик.

Но, несмотря на комфорт и безопасность, существуют проблемы автомобилей, использующих двигатель внутреннего сгорания. Самой главной проблемой является загрязнение окружающей среды. Поэтому многие ведущие марки начинают развивать производство так называемых «зеленых» автомобилей или электромобилей. Данный тип автомобиля приводится в движение одним или несколькими электродвигателями с питанием от автономного источника электроэнергии, а не двигателем внутреннего сгорания. Электромобили обладают рядом преимуществ, такими как отсутствием вредных выхлопов, простотой техобслуживания, простотой конструкции и управления. А также эти автомобили имеют высокую надёжность и долговечность экипажной части (до 20 - 25 лет) в сравнении с обычным автомобилем, меньший шум за счёт меньшего количества движимых частей и

механических передач, высокую плавность хода с широким интервалом изменения частоты вращения вала двигателя.

Одним из производителей электромобилей является Mitsubishi. Марка Mitsubishi i-MiEV имеет множество преимуществ. Помимо того, что автомобиль не использует топливо, т.е. он не производит вредных выбросов в атмосферу, он использует намного меньше технических жидкостей и расходных материалов. Mitsubishi i-MiEV не требует периодической замены моторного масла, ему не нужны масляные фильтры. В связи с этим не стоит проблема с утилизацией переработанного масла и отработанных фильтров. Также Mitsubishi i-MiEV является очень компактным и бесшумным автомобилем, что чрезвычайно важно для больших городов.

На базе этого автомобиля компания Citroen разработала модель Citroen C-Zero. Указанный автомобиль является четырехместным, компактным, бесшумным автомобилем с нулевым потреблением топлива и, следовательно, нулевым выхлопом. Citroen C-Zero оснащен электромотором мощностью 47 кВт. Максимальный крутящий момент равен 180 Нм в диапазоне 0 – 2000 об/мин. Так как максимальная тяга электрического мотора возможна сразу после старта двигателя, то коробка передач отсутствует. В автомобиле в задней части машины, рядом с электромотором, расположены специально адаптированный демультипликатор и традиционный дифференциал. В Citroen C-Zero применяются литий-ионные аккумуляторы, что позволяет сократить массу аккумулятора благодаря более удачному соотношению веса, мощности и полезной емкости. Также применение данных аккумуляторов повышает удельную мощность каждого аккумулятора в батарее. Зарядка аккумуляторов Citroen C-Zero проста и может производиться двумя способами:

1) Через обыкновенную электрическую розетку. Достаточно подключить провод аккумулятора к розетке 220 В. Для полной зарядки достаточно 6 часов при силе тока 16 А (во Франции), 7 часов при силе тока 13 А (в Великобритании) и 9 часов при силе тока 10 А (в Швеции).

2) Возможно осуществить быструю подзарядку при подключении к специальным автоматам, оснащенным однофазным током в 125 А при 400 В, при мощности, достигающей 50 кВ. В таком случае полная зарядка аккумулятора занимает всего 30 мин.

Аккумуляторы рассчитаны на 1500 циклов полной зарядки. По результатам испытаний, автономной работы хватает на 150 км.

Несмотря на все свои преимущества, электромобили требуют доработки, так как они не могут эксплуатироваться на большие расстояния без подзарядки аккумуляторной батареи. Для увеличения дальности пробега предлагается использовать ветрогенератор в качестве подзарядного устройства для аккумуляторной батареи. В качестве базовой модели для установки ветрогенераторов выбран автомобиль Citroen C-Zero (рис. 1).

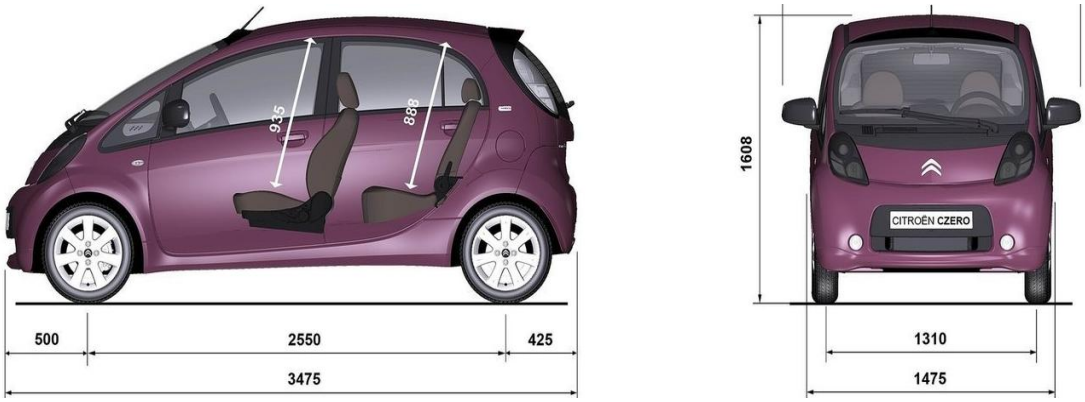


Рис. 1. Электромобиль Citroen C-Zero

Для увеличения дальности пробега предлагается установить 4 генератора в передней части автомобиля. Анализ показал, что оптимальным вариантом, обеспечивающим наилучшую компоновку и максимальную вырабатываемую мощность, является вариант с двумя генераторами с диаметром ветроколеса D = 0,340 м (А), и двумя генераторами диаметром D = 0,260 м (Б). Предлагаемая модернизация представлена на рис. 2.

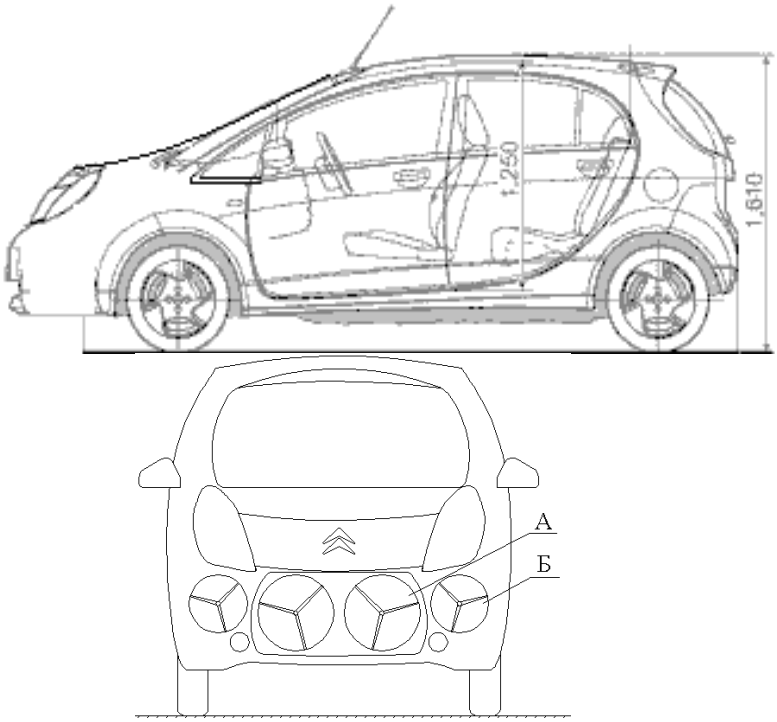


Рис. 2. Предложенная модификация базового электромобиля Citroen C-Zero с ветрогенераторами

Площадь ветроколеса используется не полностью, а частично, и тем больше, чем лучше аэродинамические качества ветроколеса, т.е. чем больше коэффициент использования энергии ветра ξ. Коэффициент использования энергии ветра лежит в пределах 0,4 – 0,5. Выразив площадь ветроколеса через диаметр и подставив численные значения, получим выражение для определения мощности.

Мощность ветродвигателя определяется по следующей формуле [1]:

$$N = \frac{\rho \cdot F \cdot V^3}{2} \cdot \zeta \qquad (1)$$

где ρ – массовая плотность воздуха; V – скорость воздушного потока; F – площадь сечения потока; ζ – коэффициент использования энергии ветра. Коэффициент использования энергии ветра лежит в пределах 0,4 – 0,5.

Мощность ветродвигателя определяется по следующей формуле [1]:

$$N = 0.000481 \cdot D^2 \cdot V^3 \cdot \zeta, кВт, \qquad (2)$$

где D – диаметр ветроколеса, *м*.

Мощность одногогенератора с диаметром пропеллера D = 0,26 м:

$$N_1 = 0{,}000481 \cdot 0{,}26^2 \cdot 25^3 \cdot 0{,}5 = 254 Вт.$$

Мощность одного генератора с диаметром пропеллера D = 0,34 м:

$$N_2 = 0{,}000481 \cdot 0{,}34^2 \cdot 25^3 \cdot 0{,}5 = 434{,}5\,Вт.$$

Суммарная мощность, вырабатываемая генераторами:

$$N_\Sigma = 2 \cdot (N_1 + N_2),$$

$$N_\Sigma = 2 \cdot (254 + 434{,}5) = 1377\,Вт = 1{,}38\,кВт.$$

Таким образом, суммарная мощность установленных генераторов составляет 1,38 кВт. При движении автомобиля встречный поток воздуха будет вращать ветроколеса генераторов. Вырабатываемая генераторами энергия поступает на тяговые аккумуляторные батареи, компенсируя их разряд. Это позволит увеличить пробег электромобиля без подзарядки.

Как показывают расчеты, рабочая характеристика тяговых аккумуляторных батарей будет находиться в режиме заряда-разряда с постоянным пополнением энергии.

Предлагаемая модификация электромобиля также позволит повысить комфортность нахождения водителя в салоне, так как появляется возможность включения кондиционера, системы обогрева и других потребляющих энергию систем, которые значительно ускоряют разрядку аккумуляторной батареи.

Список литературы:

1. Фатеев Е.М. Ветрогенераторы и ветроустановки. М.: Издательство сельскохозяйственной литературы. 1957

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПЕЧАТНЫХ ПЛАТ ПЕРСПЕКТИВНОЙ СИСТЕМЫ АВТОНОМНОЙ РАДИОНАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОЙ СОВМЕСТИМОСТИ

Почуев М.И.
Научный руководитель: Газизов Т.Р., д.т.н., доцент кафедры ТУ
Открытое акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва»,
662972, Россия, Красноярский край, г. Железногорск, ул. Ленина 52
E-mail: halerik@mail2000.ru

В бортовой радиоэлектронной аппаратуре (РЭА) космических аппаратов (КА) разработки ОАО «ИСС» длительное время применяются традиционные 2-х или 4-хслойные печатные платы (ПП), прессованные на металлическое основание (так называемые рамки). В связи с необходимостью снижения массогабаритных характеристик необходима установка высокопроизводительных электрорадиоизделий (ЭРИ), причем большой степени интеграции. В этом случае применяются многослойные (от 6-ти и более) ПП с двусторонней установкой элементов, без металлического основания. Многослойные ПП более сложны с точки зрения конструкторской реализации и монтажа, но отличаются высокой трассировочной способностью и плотностью монтажа элементов (позволяют использовать микросхемы практически любой степени интеграции), что, в свою очередь, порождает ряд новых проблем, в частности, обостряет проблему электромагнитной совместимости (ЭМС).

В данной работе рассмотрен процесс проектирования многослойной ПП с двусторонней установкой элементов, с учетом ЭМС на примере блока аппаратуры радионавигации (АРН) для систем управления космических аппаратов связи и навигации с длительным сроком активного существования (САС).

Объектом исследований является 6-тислойная двусторонняя ПП XXX.XXXX-300 в составе аппаратуры радионавигации (АРН). Каждый блок АРН состоит из 2-х комплектов: основного и резервного, причем один из комплектов находится в холодном резерве. Одним из требований технического задания (ТЗ), в соответствии с исходными данными (ИД), является требование спроектировать каждый из блоков с наибольшей идентичностью (максимально унифицировать компоновку и топологию печатных плат), чтобы переключение работы с основных на резервные блоки не нарушало работу прибора в целом.

Ниже рассмотрены основные правила проектирования перспективного блока АРН с учетом ЭМС, в соответствии с ТЗ и ИД. АРН проектируется, исходя из условий обеспечения минимального количества связей между функциональными узлами (ФУ) и минимальной длины электрических цепей при разводке блока. В первую очередь, необходимо выполнить компоновку элементов блока с учетом условий, приведённых выше. В состав блока АРН входят следующие ФУ: схема автоматики; система встроенного контроля; энергопреобразующий узел и телеметрия. Для функционирования блока в целом необходимо спроектировать ФУ таким образом, чтобы работа каждого узла не нарушала работу остальных узлов.

На основе схемы блока АРН разработана топология многослойной печатной платы (рис. 1), для которой требуется выполнить трассировку печатных проводников. Данный блок сконструирован в соответствии с требованиями, предъявляемыми к БА КА. Он имеет повышенную помехозащищенность от других блоков за счет использования «экранирующей рамки». Развязывающие конденсаторы установлены в непосредственной близости от соответствующих выводов ЭРИ.

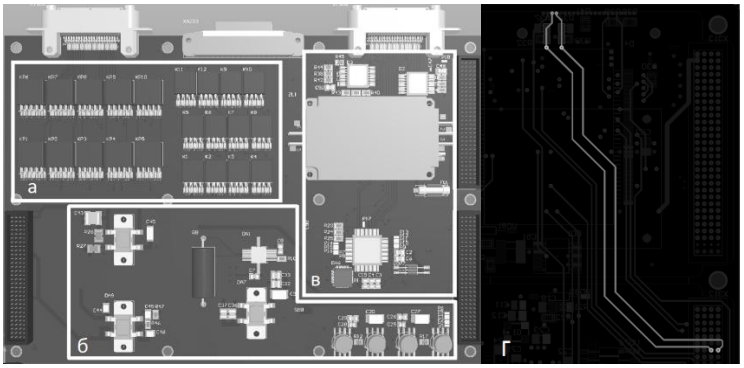


Рис. 1. Блок АРН: *а* – система встроенного контроля; *б* – узел энергопреобразующий; *в*–телеметрия; *г*– фрагмент трасс с выделенными трассами RS_RX1, RS_RX2.

Первичное питание реализовано в виде полигонов или шириной от 2 до 5 мм, которые при переходе со слоя на слой имеют не менее 2-х переходных отверстий. Пересечение трасс первичного и вторичного питаний проходит под прямым углом. Близкое (до 5 мм) параллельное расположение трасс первичного и вторичного питания недопустимо. Зазоры между ними в три раза больше ширины проводника [1]. Слои питания и опорные слои напряжения (GND, AGND, GNA) образуют планарный конденсатор (рис. 2).

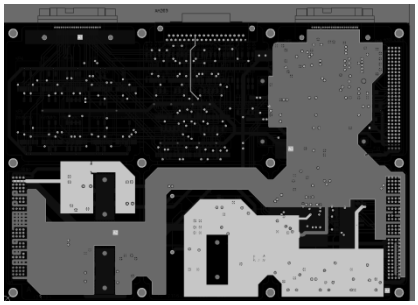
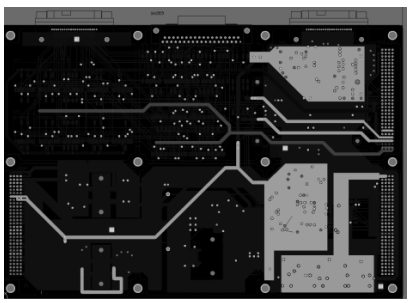
а  *б* 

Рис. 2. Блок АРН, опорный слой напряжения (*а*) и слой питания (*б*)

Расположение полигонов непосредственно под интегральной схемой (ИС) препятствует излучению и наводкам электромагнитных помех от печатных проводников и ИС, расположенных на противоположной стороне ПП.

Трассировка многослойной ПП является сложной задачей, причём её сложность повышается при разводке высокочастотных сигналов с учетом ЭМС. Поэтому трассы часто выполняются как линии передачи с заданным волновым сопротивлением, одинаковым на всем протяжении от источника до приемника сигнала. На рис. 3 представлена топология сигнальных слоёв блока АРН с учетом вышесказанного.

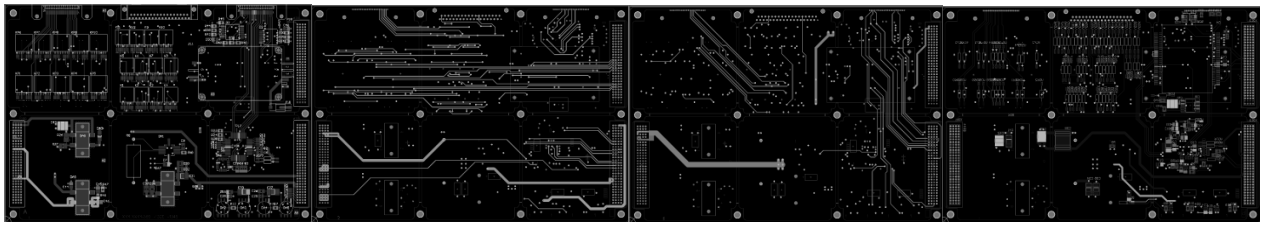


Рис. 3. Топология сигнальных слоёв блока АРН (Top, Int1, Int4, Bottom).

После трассировки блока АРН в программе AltiumDesigner проведен анализ целостности сигнала для двух самых критичных трасс RS_RX1, RS_RX2 (рис. 1, *г*). Данные по сигналам взяты из технических условий на ИС. Для сохранения целостности сигнала на всём протяжении трасс RS_RX1, RS_RX2 в ближайшем слое проложен опорный полигон. В результате выполнения анализа целостности сигнала получены диаграммы (рис. 4).

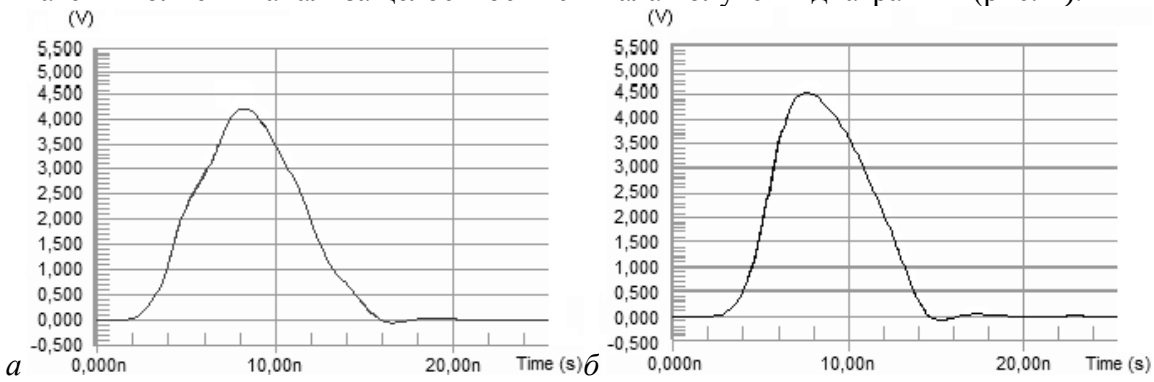


Рис. 4. Сигналы в начале (*а*) и конце (*б*) трассы RS_RX1

Из диаграммы (рис. 4) видно, что форма сигнала в конце трассы искажена незначительно, а амплитуда имеет допустимый уровень. Искажение фронта импульса в начале трассы вызвано задержкой сигнала около 1 нс. Таким образом, корректное использование правил проектирования ПП с учетом ЭМС и анализа целостности сигнала позволило повысить помехозащищенность ПП перспективной системы АРН КА с учетом ЭМС.

Список литературы:

1. Кечиев Л.Н. Проектирование печатных плат для цифровой быстродействующей аппаратуры. – М.:ООО "Группа ИДТ", 2007. - 616 с.

АВТОМАТИЗИРОВАНННАЯ ОБРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Роговой А.Н.
Научный руководитель: Выслоух С.П., к.т.н., доцент
Национальный технический университет Украины «Киевский политехнический институт»
03056, Украина, г. Киев, пр. Победы 37
E-mail: aleks2006.ua@mail.ru

Задачи, решаемые при технологической подготовке производства, характеризуются использованием значительных информационных массивов, которые связаны с классификацией, группированием и распознаванием образов. Для этих целей существует ряд статистических систем автоматизированной обработки информации. Наиболее распространенными из них есть системы SPSS, STATISTICA, VORTEX, STATA, JMR, MINITAB и др. Однако все они являются сложными, многофункциональными, дорогими и их применение для решения технологических задач не является целесообразным.

Поэтому поставлена задача создания простой, удобной в эксплуатации, дешевой автоматизированной системы, которая обеспечивала бы выполнение необходимых функций обработки технологической информации. Для решения этой задачи разработана система, которая имеет два режима работы: подготовка массивов исходной информации и обработка этой информации. Меню первого режима работы системы включает такие пункты: «Создать таблицу», «Открыть таблицу», «Удалить таблицу». Система позволяет создать новую таблицу исходных данных, импортировать ранее созданную таблицу, либо удалить таблицу. Режим обработки информации включает соответствующие пункты головного меню системы. «Классификация данных» позволяет выбрать один из методов классификации или распознавания образов (иерархический и быстрый кластерный анализ, а также дискриминантный анализ). «Сжатие данных» реализовано методами факторного и компонентного анализа, а также методами многомерного шкалирования [1–4]. «Анализ информации» предусматривает применение корреляционного и дисперсионного анализа. Система также позволяет решать задачи математического моделирования и прогнозирования технологических параметров путем применения методов искусственных нейронных сетей и метода группового учета аргументов [5–7].

Разработаны алгоритмы и программы, которые реализуют вышеуказанные методы обработки информации.

В настоящее время выполняется проверка эффективности применения созданной системы при решении технологических задач.

В результате решения поставленной задачи можно сделать следующие выводы:

– разработанные алгоритмы методов многомерного статистического анализа и моделирования, а также их программная реализация позволили создать автоматизированную систему обработки технологической информации;

– предлагаемая автоматизированная система обработки технологической информации отличается от существующих статистических систем простотой, удобством в эксплуатации, малой стоимость и низкими требованиями к техническим средствам;

– система обеспечивает выполнение необходимых функций обработки информации при решении задач технологической подготовки производства;

– предполагается в дальнейшем усовершенствовать систему путем расширения методов обработки технологической информации;

– разработанную систему предлагается включить в пакет прикладных программ, используемых при решении задач технологической подготовки производства.

Список литературы:

1. Айвазян С.А., Бухштабер В.М., Енюков И.С., Мешалкин Л.Д. Прикладная статистика. Классификации и снижение размерности. – М.: Финансы и статистика, 1998. – 587с.

2. Выслоух С.П. Применение методов кластерного анализа при проектировании технологических процессов. //Вестник Сев. ГТУ. Выпуск 36: Автоматизация процессов и управление. Сб. научн. трудов Севастоп. Нац. техн. ун-т. -Севастополь, 2002. С. 103-108.

3. Выслоух С.П. Применение методов дискриминантного анализа при технологическом проектировании. //Резание и инструмент в технологических системах. Межвед. Научн.-техн. сборник. –Харьков: ХГПУ, 2001. – Вып. 60. – С. 26-35.

4. Выслоух С.П. Факторный анализ технологической информации. //Вестник Харьковского государственного политехнического университета. Выпуск 100. Машиностроение. – Харьков, 2000. – С. 26-29.

5. Пивовар О.М., Вислоух С.П. Прогнозування технологічних параметрів методами штучних нейронних мереж. / Вісник НТУУ «КПІ». Серія приладобудування. – 2009. –Вип. 37. – С.105–108.

6. Вислоух С.П., Катрук О.В. Моделювання технологічних параметрів нечітким методом групового врахування аргументів. / Вісник Хмельницького національного університету. Технічні науки. – Хмельницький, 2007, №1 (89). – С. 169 – 172.

7. Вислоух С.П. Інформаційні технології в задачах технологічної підготовки приладо- та машинобудівного виробництва: моногр. / С.П. Вислоух. – К.: НТУУ "КПІ", 2011. – 488 с.

МОБИЛЬНЫЙ РОБОТ

Буй Дык Бьен
Научный руководитель: Бориков В.Н., к.т.н., доцент
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: bientomsk@mail.ru

В работе представлены результаты проектирования мобильного робота, выполняющего движение по траектории, заданной на плоскости с помощью графических цветовых указателей. Робот, используя сигналы инфракрасных датчиков, определяет свое местоположение относительно графического указателя и принимает решение по управлению четырьмя двигателями передних и задних колес мобильного робота.

Робот включает в себя плату микроконтроллера, бесконтактный датчик, рефлектор, 4 мотора постоянного тока с редуктором. В качестве основного микроконтроллера используется 8-разрядный AVR микроконтроллер фирмы ATmega8. Данный микроконтроллер имеет: 10-разрядный аналого-цифровой преобразователь, флэш-память для записи программ объемом 8KB, флэш-память для записи данных 512 байт и оперативную память 512 байт. Частота процессора составляет 16МГц и стабилизирована кварцевым резонатором. Электрическая схема платы управления робота представлена на рисунке 1.

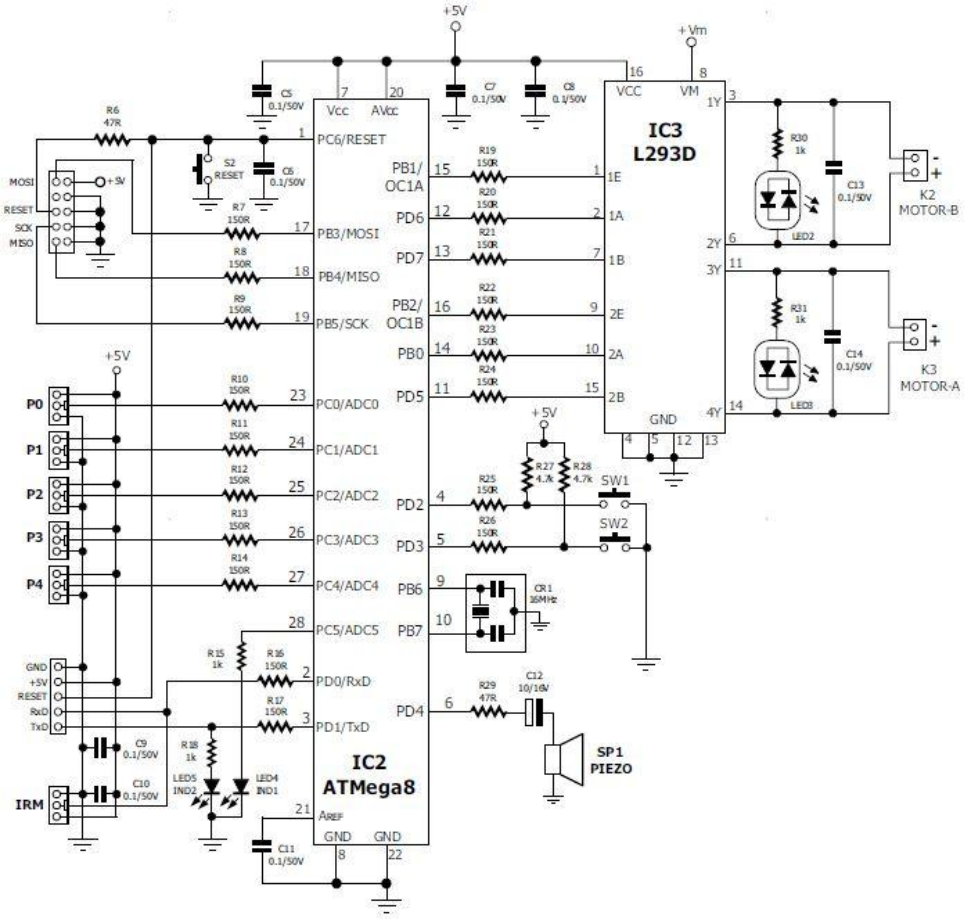


Рис. 1. Электрическая схема платы управления

Для управления двигателями робота используется драйвер L293D.

В качестве инфракрасного датчика рефлектор ZX-03, представленный на рисунке 2, который состоит из излучателя-светодиода и приемника отраженного ИК-света фото–транзистор.

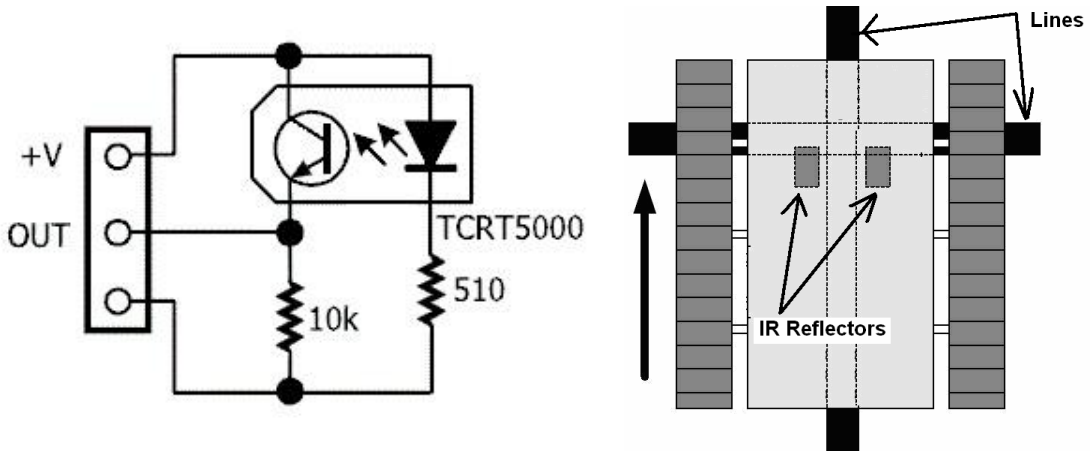


Рис. 2. Структура и принцип действия инфракрасного датчика

Для движении робота организованы три алгоритма (рисунок 3):

- Два сенсора обнаруживают белый цвет. Робот двигается вперед.
- Левый сенсор определяет черный цвет, а правый – белый. Робот будет поворачиваться влево для коррекции траектории.
- Левый сенсор определяет белый цвет, а правый – черный. Робот будет поворачиваться вправо для коррекции траектории.

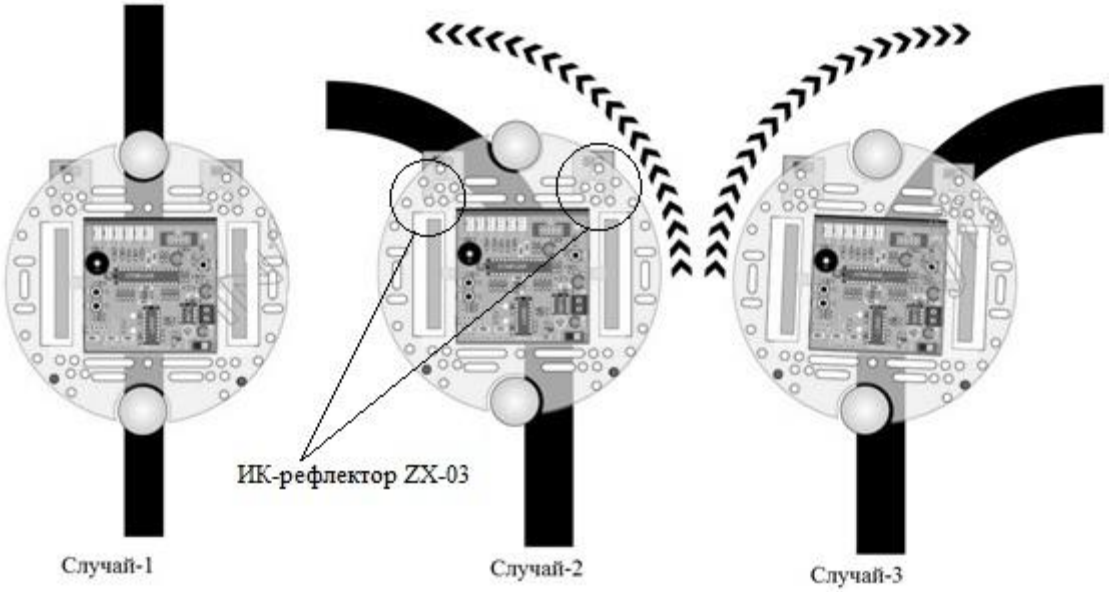


Рис. 3. Алгоритмы движения робота

Программа была написана на языке Assembler с использованием программного продукта AVR Studio.

На основе этого робота можно разработать другие типы мобильных роботов, которые могут решать различные, в том числе и опасные для людей, задачи.

Список литературы:

1. *http://www.hocavr.com/*
2. *Руководство пользователя MicroCamp: инструкция по сборке и программированию.*
3. *Самоучитель по микропроцессорной технике. Белов А.В. Наука и Техника, Санкт-Петербург 2003.225с.*

КОСМИЧЕСКИЕ ЛУЧИ И ИХ СВОЙСТВА

Камилжанов А.К.
Руководитель: Аманбаева Салтанат Перхановна, учитель физики
ОСШ имени М.Макатаева, 487870, Казахстан, ЮКО Сайрамский район, Аксукент
E-mail:Erkenur201202@mail.ru

Введение

Термин «космические лучи» возник в связи работами Гесса (1909г), исследовавшего степень ионизации воздуха на различных высотах. Ещё задолго до этих опытов было установлено, что воздух у поверхности Земли ионизируется. Ежесекундно в среднем в 1см^3 образуется 1 пара ионов. Возник вопрос о причине этой ионизации. Предположение, что она вызывается излучением радиоактивных веществ, в частности радона, следы которого могут находиться в воздухе, было отклонено, поскольку выяснилось, что ионизация сохраняется неизменной и в том случае, когда сухой воздух помещен в замкнутый сосуд, и находится там в течение промежутка времени, намного превосходящего период полураспада радона. Выяснилось далее, что ионизация уменьшается, но не исчезает полностью, когда замкнутый сосуд окружается слоем свинца толщиной 2,5см. Это подтвердило вывод, что источник ионизирующего излучения находится вне замкнутого сосуда, а само излучение, подобно лучам, способно проходить сквозь значительные толщи свинца.

Чтобы выяснить, не являются ли источником этих лучей радиоактивные вещества, находящиеся в Земле (в почве, в горных породах) Гоккель, а затем и Гесс, произвели измерение интенсивности ионизации воздуха, заключенного в замкнутом сосуде, при поднятии его на воздушном шаре до высоты 5000м. Предполагалось, что если ионизация вызвана действием радиоактивного излучения, то по мере удаления от Земли интенсивность этого излучения, а следовательно, и степень вызываемой ею ионизации должны были бы убывать. Однако результаты измерения оказались неожиданными. Уменьшение интенсивности ионизации наблюдалось только при подъёме на первые 1000м (да и это уменьшение оказалось меньше ожидаемого)при дальнейшем подъёме происходило не уменьшение, а увеличение интенсивности, и на высоте 5000м ионизация оказалась в три раза большей, чем у поверхности Земли.

В результате этих исследований возникло убеждение, что ионизация воздуха у поверхности Земли только частично вызывается ее радиоактивным излучением, частично же она обусловлена действием сильно проникающих лучей внеземного происхождения, приходящих на Землю из космоса. Эти лучи получили название космических лучей.

После опытов Гесса прошло свыше 50 лет, в течение которых производилось интенсивное исследование космического излучения. В результате этого излучения обнаружились совершенно неожиданные свойства природы, такие, как рождение электропозитронных пар, их исчезновение, появление мезонов разных масс и их взаимные превращения.

Свойства космического излучения.

В результате многочисленных экспериментов установлено, что космические лучи приходят на поверхность Земли со всех сторон, причем не удалось обнаружить на небесной сфере какую либо точку, или область, из которой приходило бы больше космических лучей, чем из других, т.е., иными словами, невозможно указать во Вселенной место, которое можно было бы назвать источником космических лучей.

В качестве меры интенсивности этого излучения принималась интенсивность ионизации-количество пар ионов, возникающих в 1см^3 воздуха в секунду в результате действия этого излучения, однако в последующем для измерения интенсивности излучения стали применять счетчики Гейгера. Количество разрядов, возникающих в счетчике Гейгера в секунду, принималось за меру интенсивности космических лучей.

Иными словами, в этом случае в качестве интенсивности космического излучения применялась плотность потока частиц.

Важное значение для выяснения природы космического излучения имело изучение изменения его интенсивности с высотой и его поглощения в различных средах.

Измерение интенсивности космических лучей на различных высотах производилось путем поднятия измерительной аппаратуры на самолётах, стратостатах, специальными шарами–зондами. Наиболее полное исследование было произведено в 1947г с. помощью аппаратуры, размещенной в полости ракетного снаряда. Интенсивность космического излучения измерялась по количеству разрядов в счетчике Гейгера, которые передавались по радио и записывались на пленку наземной станции. Снаряд поднялся до высоты 161 км. На рис.1 приведена кривая, показывающая результаты этих измерений. Из вида этой кривой следует, что интенсивность космического излучения (плотность потока частиц) сравнительно быстро растёт примерно до высоты 10км над уровнем моря, а затем темп роста замедляется, и на высоте 22 км интенсивность достигает максимального значения. При подъёме на большие высоты наблюдается уменьшение интенсивности космических лучей. Начиная с высоты 60км, интенсивность космических лучей остается постоянной.

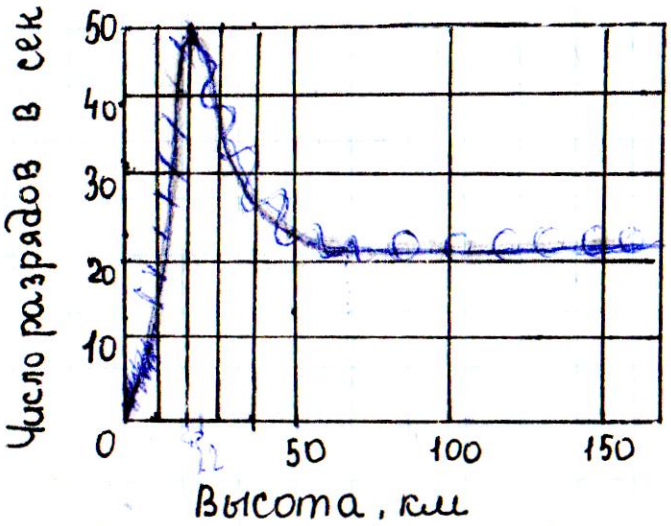


Рис.1. Зависимость интенсивности космических лучей от высоты над уровнем Земли

Оба указанный факта – постоянство интенсивности космического излучения на больших высотах и наличие максимума интенсивности на высоте 22км – имеют существенное значение для понимания природы космического излучения.

Первичные и вторичные космические лучи.

Термин «космические лучи» возник в результате предположения, что ионизация у поверхности Земли и на небольших высотах от Земли ни обязана своим происхождением действию лучей, пришедших из космического пространства. Скобельцын впервые показывал, что это не так, что лучи, производящие ионизацию у поверхности земли, имеют в действительности земное происхождение.

Наблюдаемые вблизи поверхности Земли потоки заряженных частиц большой энергии – «космические лучи» - имеют в действительности земное происхождение. Эти частицы образовываются в результате взаимодействия с земными телами, в частности с атмосферой Земли, каких-то других лучей, являющихся собственно космическими лучами. Принято называть теперь лучи, приходящие непосредственно из космоса, первичными космическими лучами; а лучи (потоки частиц большой энергии) возникающие в результате взаимодействия первичных космических лучей с земной атмосферой – вторичными космическими лучами. Почти вся ионизация у поверхности

земли, приписываемая действию космических лучей, обусловлена вторичными космическими лучами.

То обстоятельство, что первичные космические лучи, взаимодействуют с земной атмосферой и создают вторичные космические лучи, подтверждается ходом кривой, выражающей зависимость интенсивности космического излучения от высоты. На больших высотах, выше 50км интенсивность космического излучения (число космических частиц) неизменна. На этих высотах мы имеем дело с первичным космическим излучением.

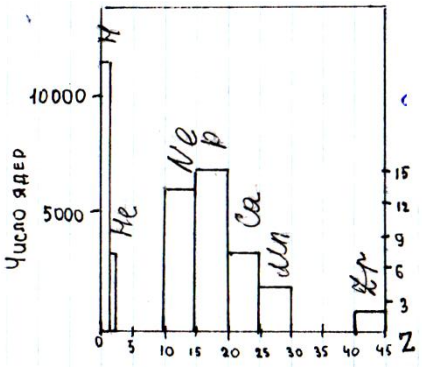


Рис. 2. Диаграмма относительного количества частиц с различным зарядом в составе космического излучения

Плотность атмосферы на этих высотах столь мала, что взаимодействие первичного космического излучения с веществом практически не происходит. По мере приближения к поверхности Земли космически частицы все чаще и чаще вступают во взаимодействие с атомами, находящимися в атмосфере. В итоге начинают зарождаться вторичные частицы, их число постепенно растет. К высоте (над Землей) 22 км уже все первичные космические частицы успевают «прореагировать» с земными атомами. Рост числа частиц замедляется, а затем и приостанавливается. По мере дальнейшего продвижения к поверхности Земли теперь уже вторичных частиц их число вследствие поглощения уменьшается, и до поверхности Земли доходит сравнительно небольшое количество вторичных частиц.

В настоящее время установлено, что первичные космические лучи представляют собой поток ядер различных элементов. Подавляющая часть из них принадлежит ядрам водорода и гелия.

Мягкая и жесткая компоненты вторичного космического излучения

Ионизация у поверхности Земли возбуждается вторичными космическими лучами. Росси (1931-1933) показал, что это лучи не однородны. Вывод был сделан на основании исследования их поглощения в свинце.

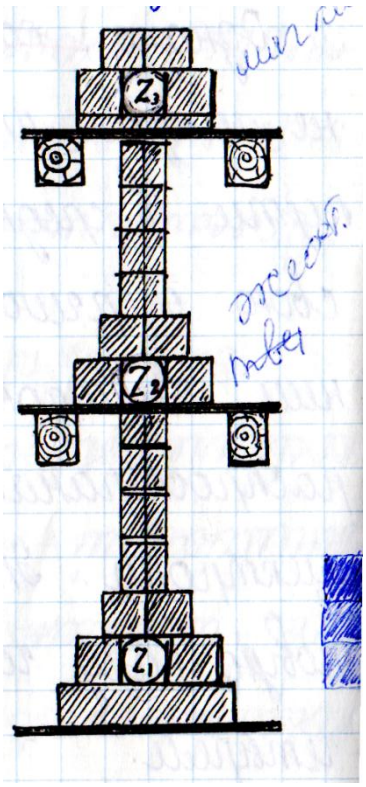


Рис. 3. Опыт Росси

Опыты Росси явились продолжением опытов Боте и Кольхерстера, однако в отличие от них Росси исследовал поглощение космического излучения не в слое одной определенной толщины, а в широком диапазоне толщин, вплоть до 1 м. Для выделения из общего потока излучения заряженных (ионизирующих) частиц Росси пользовался телескопической системой, состоящие из трех гейгеровских счётчиков. Между счетикамиz$_1$, z$_2$,z$_3$ помещались свинцовые фильтры, общую толщину которых можно было менять в пределах от 0 до 1м.

Росси обнаружил, что основная масса космических лучей поглощается сравнительно быстро, т.е. фильтрами из свинца сравнительно малой толщины 5-10см. Зато другие частицы оказались способны проходить свинцовый фильтр толщиной в 1м. Из этих данных вытекает, что состав космического излучения сложен, и что космические лучи состоят по крайней мере, из двух групп частиц. Первая из этих групп, состоящая из частиц, поглощаемых свинцовым фильтром толщиной 5-10см, получила название «мягкой компоненты» космического излучения, а вторая группа, содержащая частицы , способные проходить через свинцовый фильтр, превышающий 10 см , получила название «жесткой компоненты» космического излучения.

Ливни, природа мягкой компоненты космического излучения

Рассмотрим прохождение в веществе-кванта с гигантской энергией, порядка нескольких миллиардов электронвольт. При такой энергии кванта фотоэффект и эффект Комптона играют очень малую роль. Основным эффектом является образование пар – электрона и позитрона. Энергии каждой из этих частиц будут одинаковы и равны половине энергии кванта. Направление движения электрона и позитрона совпадает приблизительно с направлением движения кванта. Эффективное сечение для процесса образования пар у квантов такой энергии довольно велико. В среднем, в воздухе на пути 50 м квант превращается в пару частиц.

Однако, сами электроны и позитроны не могут пройти в воздухе путь, больший 300м. На этом пути в среднем каждая из частиц затормозится и излучит свою энергию в виде кванта. Образующихся при торможении электронов и позитронов кванты большой энергии распространяются в направлении первоначального движения

электрона. Эти-кванты, в свою очередь, через 40-50м образуют новую пару частиц. Число быстрых частиц сделается равным четырем. Нетрудно представить себе и дальнейшее: пройдя ещё несколько сотен метров, эти четыре частицы превратятся в восемь частиц, затем число их дойдёт до шестнадцати; тридцати двух и т.д.

Следовательно, процесс движения гамма квантов и быстрых электронов сопровождается размножением частиц. По мере увеличения числа электронов и позитронов (а также и квантов) энергия каждого из них уменьшается. Процесс размножения продолжается до тех пор, пока энергия электронов не уменьшается до значения, при котором ионизационные потери начнут превалировать над радиационными. В том случае электроны и позитроны теряют свою энергию вследствие ионизации и процесс размножения частиц прекращается. В воздухе размножение прекращается при энергии электронов в несколько десятков мега электрон–вольт (МЭВ).

Число частиц, образованных в процессе размножения , зависит от первоначальной энергии электрона. Чем больше эта энергия, тем больше число частиц будет образовано электроном. Совокупность частиц, созданных в процессе размножения, принято называть «ливнем». Ливневые частицы – электроны, позитроны – кванты – и представляют собой мягкую компоненту космического изучения.

Жесткая компонента космического излучения

Ливневые частицы- электроны, позитроны и гамма кванты,- проходя через свинцовый фильтр, размножаются и быстро теряют свою энергию. Поэтому космические частицы, способные проходить через свинец толщиной в 1 м (жесткая компонента), не могут быть ни электронами, ни позитронами. Оказалось, что масса наблюденной частицы порядка 200 электронных масс. Частицы, имеющие массу, промежуточную между массой протона и электрона были названы мезонами.

Жесткая компонента космического излучения и состоит из мезонов.

Мезоны оказались недолговечными образованьями. Они неустойчивы и распадаются.

Экспериментальное исследование интенсивности космических лучей

Для экспериментального исследования интенсивности космических лучей использовали лабораторный индикатор ионизирующих излучений. Основным элементом индикатора является счетчик Гейгера СТС – 5. При прохождении через счетчик Гейгера космические лучи вызывают импульс который регистрируется в виде звукового сигнала. Число звуковых сигналов за единицу времени. Таким образом мы имеем возможность определить интенсивность космических лучей у поверхности Земли.

Таблица 1. Результаты измерений

№	Число импульсов	Время измерения	Интенсивность им^{11}/мин	Абсолютная погрешность
1	75	3	25	0,1
2	78	3	26	0,9
3	90	3	30	4,9
4	60	3	20	5,1
5	87	3	29	3,9
6	84	3	28	2,9
7	57	3	19	6,1
8	81	3	27	1,9
9	69	3	23	2,1
10	72	3	24	1,1
Сред. значение	75,1	3	25,1	2,9

Заключение

1. Используя лабораторный индикатор ионизирующих излучении можно определить среднюю интенсивность космических лучей у поверхности Земли;

2 . По результатам проведенных экспертиз средняя интенсивность космических лучей у поверхности Земли в районе с. Аксукена составляет 25,1 имп/мин.;

3. Относительная погрешности определения интенсивности космических лучей 11.6%.

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ПРОБИТИЯ ЛЕДЯНОЙ СФЕРОЙ ДЮРАЛЮМИНИЕВЫХ ПРЕГРАД

Лысанова А.А.
Научный руководитель: Орлов М.Ю., к.ф.-м.н., ст.н.с.
Национальный Исследовательский Томский государственный университет,
634050, г. Томск, пр. Ленина, 36, корп. 10
E-mail: orloff_m@mail.ru

Актуальность исследований

В настоящее время изучением свойств льда при динамическом нагружении занимаются различные группы ученых-исследователей в РФ и за рубежом. Наша страна входит в пятерку «ледовых» стран, поэтому постоянно существует необходимость в развитии северных территорий (создание ледовых переправ и т.д.), увеличение добычи природных ископаемых в районах вечной мерзлоты (разработка скважин на Крайнем Севере), а также отработка ракетно-артиллерийского вооружения в ледяных пустынях Арктики и Антарктики. Ярким примером служит 15 по счету пуск баллистической межконтинентальной ракеты «Булава» с подводного крейсера тактического назначения «Юрий Долгорукий», который вначале был отложен по причине сложной ледовой ситуации в Белом море осенью 2010 года. Известно, что некоторые небесные тела могут полностью состоять изо льда, а вероятность их столкновения с космическими аппаратами с каждым годом увеличивается. Тема столкновения астероида с Землей была даже экранизирована в Голливуде. Актуальной остается проблема весенних заторов на реках, длина которых может достигать 150 и более километров.

Процессы, протекающие во льду при ударном и взрывном нагружении, остаются не изученными. Основная сложность исследований была определена в прошлом веке в работах Мальгрема, Канна, Маэно, Богородского, и заключается в том, что такой древнейший природный материал как лед (сегодня известно более 15 его разновидностей) мало изучен в условиях динамического нагружения. Это объясняется сложной внутренней структурой, особенностями кристаллической решетки, аномальными пластическими свойствами, многократными фазовыми переходами в процессе деформирования и т.д. С точки зрения разрушения, поликристаллический лед, вообще может не иметь аналогов[1].

Физико-математическая модель, метод расчета и цель работы

Описание поведения льда при динамических нагрузках проводится с позиции феноменологической макроскопической теории механики сплошных сред на основе фундаментальных законов сохранения. Лед моделировался упруго-пластической, пористой, сжимаемой средой с учетом свойств прочности, ударно-волновых явлений, а также совместного образования отрывных и сдвиговых разрушений. Упруго–пластическое течение задается уравнениями Прандтля – Рейса при условии текучести Мизеса. Уравнение состояние выбрано в форме Уолша, основным достоинством которого является широкая доступность фигурирующих в нем постоянных.

В качестве основного инструмента исследований использован модифицированный лагранжев метод, расчетная часть которого дополнена механизмами расщепления расчетных узлов и разрушения расчетных элементов. Оригинальность метода заключается в новом способе выделения поверхностей разрыва сплошности материалов, не накладывающий серьезных ограничений на решение современных динамических многоконтактных задач МДТТ [1].

Цель работы заключается в исследовании процесса пробития ледяной сферой дюралюминиевой пластины.

Расчет процесса пробития дюралюминиевых преград ледяной сферой

Прежде чем приступить к прогнозированию поведения поликристаллического льда при ударных нагрузках необходимо решить вопрос о достоверности численных результатов. Для этого были проведены тестовые расчеты. Были решены качественные, количественные и внутренние тесты, направленные на проверку адекватности физико-математической модели поведения материалов и правильности работы программной реализации метода расчетов. Решена задача о соударении двух одинаковых цилиндров, соударения цилиндра с жесткой стенкой и внедрении стального шарика в поликристаллический лед. Сравнение результатов расчетов и экспериментов свидетельствует в пользу разработанного метода расчетов [1].

Ниже решена задача о нормальном пробитии ледяным шариком дюралюминиевых преград в диапазоне начальных скоростей от 500 до 1500 м/с. Диаметр шарика был равен 2 см, а диаметр преграды 0,5 см. На контактной границе слоев задано условие скольжения без трения. Количество расчетных элементов системы «ударник - преграда» составило 2021. Серия вычислительных экспериментов состояла из 3 вариантов расчета, в каждом последующем начальная скорость увеличивалась на 500 м/с.

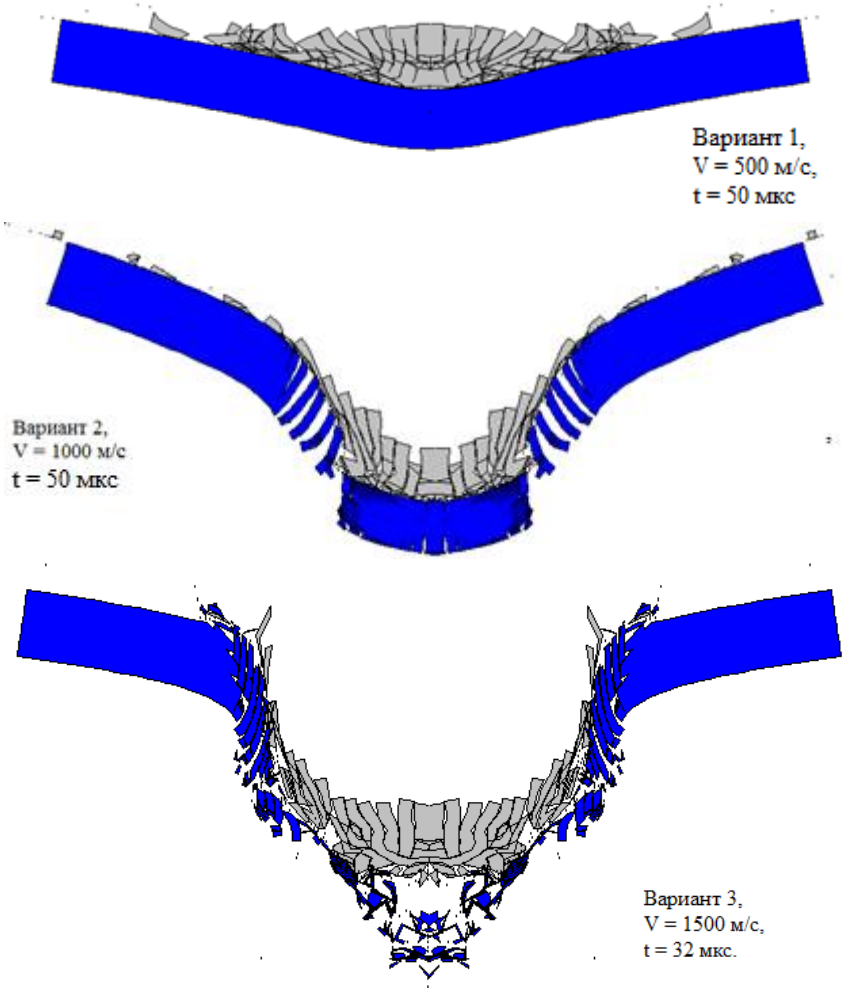


Рис. 1. Конечные конфигурации «ударник - лед»

На рис. 1 показаны конфигурации взаимодействующих тел в различные моменты времени на конечных стадиях процесса пробития. Видно, что в первом варианте сквозного пробития не произошло, однако имело место выпучивание алюминиевой преграды в осевом направлении. Во всех случаях шарик практически «сработался» в виду сильного различия прочностных характеристик алюминия и льда. В варианте 2 и 3 процесс пробития происходил по механизму выбивания «пробки», причем в последнем варианте это сопровождалось ее фрагментацией. Расчетная длительность процесса пробития не превышала 50 мкс.

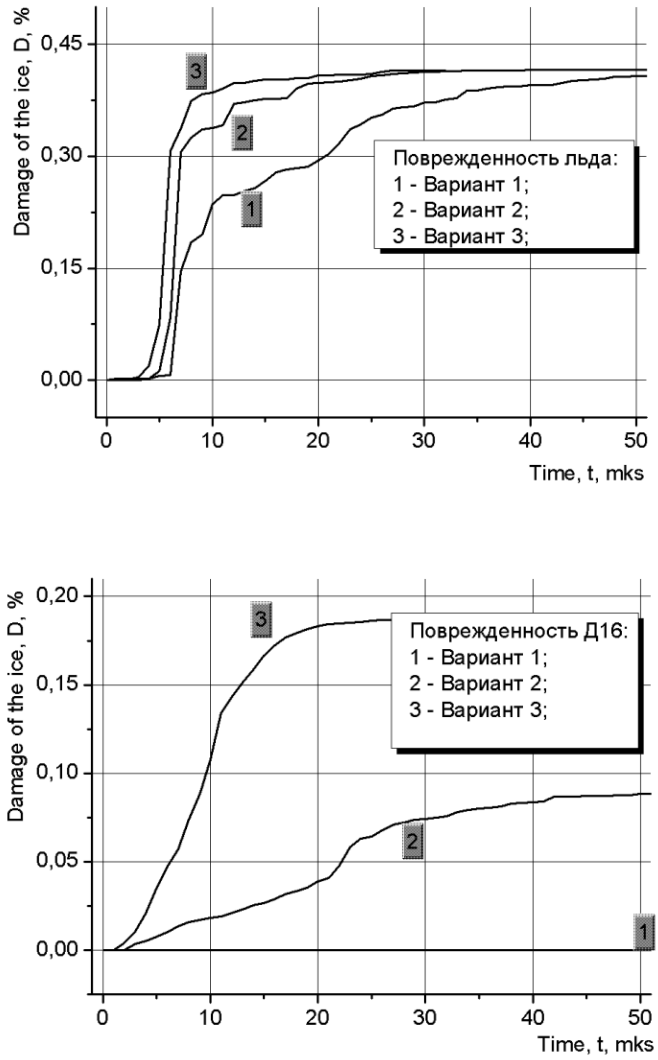


Рис. 2. Графики поврежденности льда и дюралюминия

На рис. 2 приведены графические зависимости поврежденности льда и алюминия от времени. Видно, что разрушение ледяного ударника начинается несколько раньше, чем дюралюминиевой преграды. Процесс разрушения ударника длился около 50 мкс, причем с ростом его начальной скорости объем разрушений во льду увеличивался и к концу процесса стремился к 40%. Разрушения преграды зафиксированы только в двух последних вариантах. Установлено, что разрушения преграды почти в два раза меньше, чем разрушения ударника.

Список литературы:

1. Glazyrin V.P., Kruszka L., OrlovM.Yu., OrlovYu. N. Numerical Simulation of Integration Processes of Projectiles with Concrete and Ice // Abstracts of Workshop 2012: Dynamic Behavior of Materials and Safety of Structures, 2-4 May. 2012, Poznan, Poland.P.12-15.

ВОЗМОЖНЫЕ ОБЪЯСНЕНИЯ ЭФФЕКТА «ПИОНЕРА»

Мартынко Е.
МБОУ Лицей при ТПУ,634028, Россия, г. Томск, ул. Аркадия Иванова,4
E-mail: forumpandk@sibmail.com

Миссия «Пионер» была разработана в США в конце 1960-х. Её целью было исследование атмосфер, магнитосфер, спутников крупнейших планет Солнечной системы, а также получение высококачественных фотографий столь удалённых объектов с близкого расстояния. Юпитер исследовали оба аппарата, а Сатурн - только «Пионер-11».

«Аномалия Пионера» была обнаружена при обработке данных телеметрии, собираемых для вычисления скорости и пройденного расстояния аппаратов. Принимаемая частота сигнала, который излучался «Пионерами», после вычитания влияния всех известных эффектов - притяжения Солнца, планет, астероидов, давления Солнечного света, межпланетных магнитных полей и так далее - увеличивалась с постоянной скоростью 6 наногерц в секунду, что интерпретируется как очень слабая сила, необъяснимая текущей моделью. С помощью высокоточных расчетов в 2002 году было выяснено, что данная сила вызывает постоянное ускорение аппарата в сторону Солнца, равное $8{,}74 \times 10{-}10$ м/с².

Эффект «Пионеров» - загадка астрофизики, один из существенных вопросов последних десятилетий. В 1998 году в Лаборатории реактивного движения было определено, что космические аппараты «Пионер-10» и «Пионер-11» замедляются чуть быстрее, чем должны под воздействием только солнечной гравитации. Было рассчитано постоянное дополнительное ускорение «Пионеров», однако причины его возникновения достоверно не объяснены, хотя существует множество гипотез. Все эти теории можно условно разделить на три категории: воздействие внешних факторов, эндогенные причины и теории «новой физики», привлечение идей, нарушающих законы классической физики.

Во-первых, замедление может быть экзогенными причинами, такими, как, например, влияние солнечного ветра и солнечного давления, торможение межпланетной пылью и взаимодействие заряда на аппарате с межпланетным магнитным полем. Однако, все вместе взятые, эти эффекты могут быть ответственны менее чем за процент от значения наблюдаемого ускорения.

Во вторых, причины этого ускорения могут находиться и в самом аппарате: исследовались отдача от радиоизлучения антенны, утечки гелия, образующегося при распаде плутония-238 внутри радиоизотопных теплоэлектрических генераторов, утечки газа из корректирующих двигателей, а также асимметричность излучения тепла, постоянно вырабатываемого плутониевыми генераторами и различными устройствами внутри аппарата, в открытый космос.

Сейчас существует множество разнообразных теорий, дополняющих или изменяющих уже существующие. Их общим недостатком пока является их практически полная умозрительность - число экспериментов, которые могут в какой-то степени подтвердить или опровергнуть предлагаемые теоретиками модели, очень мало, и все они требуют сверхвысокой точности. Однако, возможными объяснениями приводились теория бран - предположение, что наша Вселенная есть трехмерный срез в некотором пространстве более высокой размерности, измененная ОТО Эйнштейна, попытка привязать значение ускорения к произведению скорости света на постоянную Хаббла, однако их теоретическое и практическое обоснование не являются достаточными.

В 2002 году была предпринята попытка объяснить эту разницу тепловым излучением аппарата, однако астрономы установили, что это излучение несет ответственность не более чем за 67 процентов от значения этого ускорения. В рамках следующего исследования ученые провели новые расчеты воздействия теплового излучения на аппарат с учетом отражения тепла от его поверхностей и деталей.

В результате исследователям удалось установить, что тепловое излучение вполне способно объяснить аномальное ускорение. Выяснилось, что тепло, исходящее от главного

аппаратного блока, отражается от задней стенки антенны, которая направлена точно на Солнце. И соответственно именно на это отражённое тепло приходится недостающая часть коэффициента замедления. Это отражение никто до сих пор не учитывал.

Сейчас в Лаборатории реактивного движения NASA в Пасадене, сотрудники которой собирают данные о «Пионерах», строят собственную компьютерную модель рассеивания и отражения тепла поверхностью зондов.

Если расчёты португальских ученых верны, то никакой аномалии «Пионеров» просто не существует, и все это – изъян в расчетах ученых. Однако сейчас с точностью говорить об этом нельзя.

КОСМИЧЕСКИЙ МУСОР

Мухамедова Р.
МАОУ СОШ №4 им. И. Черных, 634061, г. Томск, ул. Лебедева, 6

Введение

Объекты на орбите Земли, созданные человеком, но более не используемые. Основу мусора составляют отработавшие спутники и ступени ракет-носителей, но постепенно увеличивается число их обломков, образовавшихся в ходе столкновений. Зачастую орбиты мусора пересекаются с рабочими, поэтому он представляет опасность для околоземных аппаратов. Наибольшее количество составляет мелкий мусор – пыль сгоревшего топлива, хлопья краски и т.п. От таких объектов крупные аппараты защищают специальные щиты (но солнечные панели ими не закрыть), тогда как от крупных (более 10 см) объектов защиты нет. При столкновении количество мусора увеличивается, и начиная с какого-то момента (часть специалистов считает, что он наступил) количество мусора начнет расти экспоненциально даже без новых запусков. Борьба с космическим мусором является одним из важных направлений космической деятельности.

Проблема космического мусора становится сейчас одной из наиболее актуальных задач в области освоения космического пространства. Пока этой задачей занимаются ученые в рамках научно-исследовательских работ, но они все чаще заявляют о том, что пора от слов и формул переходить к делу, так как чем дольше мы ждем, тем сложнее будет затем справиться с проблемой. Йер-Чу Лю, сотрудник Космического центра имени Джонсона, считает, что рост опасности можно остановить, убирая примерно по пять крупных кусков мусора в год. К таким кускам относятся отработавшие ступени ракет или отслужившие крупные (более 100 килограмм) аппараты. Этого недостаточно чтобы ситуация начала улучшаться, но, возможно, позволит предотвратить ее ухудшение.

Эта активная часть борьбы с уже существующим мусором должна поддерживаться пассивными мерами – наличием механизма сведения с орбиты на новых спутниках, предусмотрение возможности слива топлива из отработавших аппаратов перед их отключением. Тогда еще в течение двух сотен лет можно надеяться, что мусор не начнет множиться с угрожающей скоростью. По счастью, время еще есть. Еще несколько десятилетий не стоит ожидать постоянной угрозы столкновения для рабочих спутников, но это время следуют потратить на разработку мер борьбы, а не ожидание, когда уже надо будет что-то делать.

«Космический мусор – серьезная опасность, но вместе с тем, не стоит ожидать из-за этого скорого конца света, – говорит Лю. – Я считаю, мы можем поддерживать относительно безопасные полеты еще некоторое время – может быть 10, 20 лет – до того как надо будет активно заниматься уборкой в космосе».

Мусора все больше

Земля окружена огромным облаком космического мусора – отработавшими ступенями ракет, вышедшими из строя или отключенными спутниками, и, что самое главное, обломками, образовавшимися после столкновений. По оценкам NASA, недалеко от Земли летает около 22000 обломков размером с футбольный мяч и больше. Обломков размером 1 миллиметр, представляющих заметную опасность, могут быть миллионы. Вся эта гора мусора представляет опасность для примерно тысячи работающих на орбите спутников, в том числе – для МКС, которая все чаще совершает или готовиться совершить маневры по уклонению от мусора.«Типичная скорость, с которой происходит столкновение на околоземной орбите – 10 километров в час, так что даже мусор размером меньше миллиметра может представлять угрозу для космических аппаратов и космонавтов», – говорит Лю.

Некоторые специалисты считают, что количество мусора достигло критического значения, после которого начинается неостановимый лавинообразный рост мусора из-за его столкновения с самим собой, и даже если остановить все запуски, скоро через околоземную орбиту будет не пробиться. Примером такого сценария служит единственное пока столкновение рабочего спутника Иридиум-33 с отработавшим военным советским аппаратом, в ходе которого образовалось 2000 осколков достаточного для обнаружения размера и еще больше мелких, невидимых с Земли.

Надо что-то делать

Основные космические агентства уже начали пассивную борьбу с космическим мусором. Основная мера – полная разрядка аккумуляторов аппарата и полный расход топлива, чтобы снизить опасность взрыва. Расход топлива имеет и вторую задачу: чем ниже окажется аппарат, тем быстрее он сгорит в атмосфере. Но по мнению Лю, эти меры, направленные на сдерживание мусора, недостаточны: «Необходимы более агрессивные действия, направленные на защиту окружающей среды. Пришло время задуматься об удалении того мусора, который уже есть на орбите».

В прошлом году Лю опубликовал работу, в которой рассматривал меры, необходимые для сдерживания мусора. Если каждый год, начиная с 2020, с низкой околоземной орбиты (до 2000 километров над поверхностью Земли) удалять пять крупных обломков или аппаратов, то в 2210 году количество мусора будет тем же.

Основные цели – крупные спутники и ступени ракет. По мнению Лю, начать следует с ракет. Отработавшие последние ступени российских и советских ракет, чей вклад в космический мусор больше, чем у ракет или спутников других стран, имеют массу в несколько тонн и большие размеры. Столкновение и разрушение ступени произведет огромное количество обломков. Вместе с тем, все ступени имеют похожую форму, без выступающих частей, что делает более удобной целью для захвата и сведения, чем разнообразные спутники, оснащенные длинными антеннами, солнечными панелями, гравитационными штангами. По оценке Лю, около 62% из 2700 тонн известного мусора было запущено СССР или Россией.

Общая проблема

То, что для разработки стратегии по удалению космического мусора есть еще пара десятилетий, хорошо. Потому что сейчас решения нет. Ученые имеют множество идей, от наземных лазеров до космических аппаратов с сетями для сбора мусора. Но эти идеи хороши на бумаге, их реализация зачастую невозможно. А если даже и возможна, то она потребует международного сотрудничества. Кроме того, что это позволит разделить стоимость проекта, чтобы она была посильной для каждой стороны, и использовать технологии, разработанные разными странами, это условие необходимо и по другим причинам. Например, как российские, так и американские отработавшие ракеты все еще являются собственностью этих стран, так что без разрешения их убрать нельзя. А если в космос будет запущен спутник, сводящий с орбиты отработавшие аппараты, не все поверят, что он не предназначен

для рабочих. Также как МКС – международный проект, следующим таким проектом может стать уборка в космосе.

Список литературы:

1. Пора убираться. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: www.cosmos-journal.ru/articles/703/, свободный. – Загл. с экрана.

ПЛАНЕТЫ ВНЕ СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЫ

Мухамедова Р.
МАОУ СОШ №4 им. И. Черных, 634061, г. Томск, ул. Лебедева, 6

Знаете ли вы, что за пределами Солнечной системы вокруг звезд обращаются так называемые экзопланеты?

Планеты чрезвычайно малы и тусклы по сравнению со звёздами, а сами звёзды находятся далеко от Солнца (ближайшая — на расстоянии 4,22 световых года). Поэтому долгое время задача обнаружения планет возле других звёзд была неразрешимой, первые экзопланеты были обнаружены в конце 1980-х годов. Сейчас такие планеты стали открывать благодаря усовершенствованным научным методам, зачастую на пределе их возможностей.

К середине февраля 2013 года достоверно подтверждено существование 864 экзопланет в 679 планетных системах, из которых в 129 имеется более одной планеты. Подавляющее большинство открытых экзопланет обнаружено с использованием различных непрямых методик детектирования, а не визуального наблюдения. Большинство известных экзопланет - газовые гиганты и более походят на Юпитер, чем на Землю. Очевидно, это объясняется ограниченностью методов обнаружения (легче обнаружить коротко периодичные массивные планеты).

Планеты, вращающиеся около других звёзд, являются источниками очень слабого света в сравнении с родительской звездой, поэтому прямое наблюдение и обнаружение экзопланет является довольно сложной задачей. Помимо значительной сложности обнаружения такого слабого источника света возникает дополнительная проблема, связанная с тем, что яркость родительской звезды в разы превышает яркость планеты и тем самым перекрывает её. Из-за этих факторов только около 5 % от всех экзопланет, обнаруженных к ноябрю 2011 года, можно наблюдать напрямую. Все остальные планеты найдены косвенными методами, заключающимися в обнаружении влияния планеты на окружающие тела.

В 6,5 светового года от Земли открыта новая система — третья по удалённости от нас. Закономерный вопрос: как такое возможно в XXI веке, когда мы способны обнаружить планету вокруг звезды, находящейся стократно дальше?

Всё просто: система WISE J104915.57-531906 (или просто WISE 1049-5319) в созвездии Паруса содержит не две звезды, а два коричневых карлика — ближайших из когда-либо открытых. Иными словами, оба её тела недостаточно массивны, чтобы стать даже красными карликами, а потому в их недрах не идут устойчивые термоядерные реакции, из-за чего их светимость ничтожна, и обнаружить такие тела очень и очень трудно. В то же время они в десятки раз массивнее крупнейшей планеты нашей системы — Юпитера.

Итак, коричневые карлики в ближайших звёздных окрестностях Солнца есть, но, в отличие от предсказаний советской фантастики, их больше одного.

Итак, коричневые карлики в ближайших звёздных окрестностях Солнца есть, но, в отличие от предсказаний советской фантастики, их больше одного.

Открытие сделано астрофизиком Кевином Лахманом (KevinLuhman), адъюнкт-профессором Университета штата Пенсильвания (США), при сличении снимков одного и того же сектора неба, сделанных в 1978–1999 и 2010 году по проектам «Цифровой обзор неба», 2MASS (ИК-диапазон), а также на основании данных спутника WISE.

Строго говоря, статус одного тела этой системы, WISE 1049-5319 A, не до конца ясен: оно имеет класс L8, к которому относят звёзды или коричневые карлики с температурой 1 300–2 000 K. Некоторые из них могут быть достаточно массивными для поддержания термоядерной реакции на постоянной основе, то есть это звёзды, в то время как другие (более лёгкие) относятся к субзвёздным объектам, в которых нет термоядерной реакции. В обоих случаях цвет WISE 1049-5319 A — тёмно-красный. WISE 1049-5319 B находится на переходе между спектральными классами L и T. Если для L-класса обычно характерны спектральные следы воды и угарного газа, то T-класс характеризуется следами метана, натрия и калия. Если бы мы могли увидеть WISE 1049-5319 B глазами с небольшой дистанции, объект показался бы нам тёмно-пурпурным.

Оба тела обращаются вокруг общего центра масс примерно за 25 лет и считаются чрезвычайно интересными для дальнейших исследований. В самом деле: это не только ближайшая из открытых с 1916 года система, но и неплохой кандидат в системы, располагающие экзопланетами. Если их удастся обнаружить, астрономам представится уникальная возможность исследовать планеты вокруг коричневых карликов с очень небольшого расстояния.

Ближе этой системы к нам расположена только звезда Барнарда (примерно 6 световых лет) и система Альфа Центавра, у которой недавно была обнаружена планета, размерами сходная с Землей. Интересно, что астрономы уже делали предположение о возможном нахождении в ближайших окрестностях Солнечной системы, даже ближе Альфы Центавра, коричневого карлика, обнаружить который очень трудно из-за его малой светимости...

Отчёт об исследовании будет опубликован в издании Astrophysical Journal Letters, но с его полным текстом можно ознакомиться уже сейчас.

Международная группа исследователей под руководством Саши Кванца (SaschaQuanz) из Швейцарской высшей технической школы в Цюрихе при помощи «Очень большого телескопа» обнаружила в газопылевом диске вокруг молодой звезды HD100546, что в 335 световых годах от Земли, формирующуюся планету гигантских размеров.

Звезда является голубым гигантом спектрального класса B9Vne, то есть ещё недавно считалось, что у таких светил планет не бывает. Однако ранее в этой же системе удалось отыскать то ли «сверхюпитер», то ли коричневый гигант HD100546 b с массой примерно в 20 юпитерианских, вращающийся на удалении 6,5 а. е. от звезды. В отличие от него, вновь обнаруженный объект кажется находящимся в нетронутом протопланетном диске. В этой системе последний замечен в 0,2–4 а. е. и от 13 до нескольких сот а. е. от звезды. Упомянутое массивное тело HD100546 b, располагающееся в 6,5 а. е., находится в разрыве протопланетного диска, который тянется от 4 до 13 а. е. Поскольку рядом с ним в протопланетном кольце есть столь серьёзная «брешь», оно, получается, вполне сформировано, а вот новооткрытый объект (если всё подтвердится, планета будет называться HD100546 c) на значительно большем удалении — нет.

Впрочем, всё это интересно и по другой причине: формирующаяся протопланета продолжает набирать массу, но уже сейчас она в 15-20 раз превосходит наш Юпитер — а значит, это скорее коричневый карлик, нежели планета (в дальнейшем, однако, мы, вслед за открывшей её Европейской южной обсерваторией, будем называть HD100546 c протопланетой). Расстояние от неё до звезды равно 68 ± 10 а. е. И это никак не согласуется с современными теориями образования планет. Слишком далеко!

Интригует и отсутствие кандидатов в планеты между 6,5 и 68 ± 10 а. е. В Солнечной системе в этом диапазоне помещаются три газовых гиганта и несколько карликовых планет. И хотя пока неясно, находится ли обнаруженная протопланета на таком расстоянии от центральной звезды всё время своей жизни или мигрировала из внутренних областей системы, уже сейчас это выглядит чрезвычайно странно.

Поясним: в Солнечной системе дистанция в 68 ± 10 а. е. (68 раз от Земли до Солнца) соответствует пространству далеко за пределами орбиты Плутона, где Солнце трудно отличить от других звёзд (его радиация там в 4 000–4 500 раз слабее, чем на Земле), а

атмосфера тамошних карликов промерзает до льда. По всем нынешним теориям на таком колоссальном удалении не должно быть значительных масс ни протопланетного диска, ни самих протопланет.

Хотя гипотеза протопланеты наилучшим образом объясняет результаты наблюдений, для её подтверждения требуются дальнейшие исследования (которые можно проверить) и другие возможные сценарии.

Кроме того, очень может быть, что новооткрытый объект не протопланета, а полностью сформировавшаяся планета, выброшенная со своей первоначальной, более близкой к звезде орбиты. Это по крайней мере объясняло бы огромное удаление находки от светила.

С другой стороны, астрономы зарегистрировали на новом изображении пылевого околозвёздного диска вокруг HD100546, в непосредственной близости от протопланеты структурные детали, которые согласуются с гипотезой протопланеты и которые можно объяснить взаимодействием между HD100546 с и диском. Есть также свидетельства того, что окрестности протопланеты разогреваются при её формировании. Если это так, то HD100546 с может претендовать на звание самой странной протопланеты, известной человечеству. В этом случае определённой корректировки теорий планетообразования, видимо, избежать не удастся.

Вспомним также, что в ноябре прошлого года у голубого гиганта того же спектрального класса B9 удалось найти планету огромной массы, тоже скорее являющуюся коричневым карликом, нежели «сверхюпитером», и тоже удалённую на огромное (хотя и не столь большое) расстояние от своей звезды. Оба открытия во многом не стыкуются с теорией планетообразования в её нынешнем виде.

ТЕОРИИ ПЛАНЕТООБРАЗОВАНИЯ

Мухамедова Р.
МАОУ СОШ №4 им. И. Черных, 634061, г. Томск, ул. Лебедева, 6

В 6,5 световых годах от Земли открыта новая система — третья по удалённости от нас. Закономерный вопрос: как такое возможно в XXI веке, когда мы способны обнаружить планету вокруг звезды, находящейся стократно дальше?

Всё просто: система WISE J104915.57-531906 (или просто WISE 1049-5319) в созвездии Паруса содержит не две звезды, а два коричневых карлика — ближайших из когда-либо открытых. Иными словами, оба её тела недостаточно массивны, чтобы стать даже красными карликами, а потому в их недрах не идут устойчивые термоядерные реакции, из-за чего их светимость ничтожна, и обнаружить такие тела очень и очень трудно. В то же время они в десятки раз массивнее крупнейшей планеты нашей системы — Юпитера.

Итак, коричневые карлики в ближайших звёздных окрестностях Солнца есть, но, в отличие от предсказаний советской фантастики, их больше одного.

Итак, коричневые карлики в ближайших звёздных окрестностях Солнца есть, но, в отличие от предсказаний советской фантастики, их больше одного.

Открытие сделано астрофизиком Кевином Лахманом (KevinLuhman), адъюнкт-профессором Университета штата Пенсильвания (США), при сличении снимков одного и того же сектора неба, сделанных в 1978–1999 и 2010 году по проектам «Цифровой обзор неба», 2MASS (ИК-диапазон), а также на основании данных спутника WISE.

Строго говоря, статус одного тела этой системы, WISE 1049-5319 A, не до конца ясен: оно имеет класс L8, к которому относят звёзды или коричневые карлики с температурой 1 300–2 000 K. Некоторые из них могут быть достаточно массивными для поддержания термоядерной реакции на постоянной основе, то есть это звёзды, в то время как другие (более лёгкие) относятся к субзвёздным объектам, в которых нет термоядерной реакции. В обоих случаях цвет WISE 1049-5319 A – тёмно-красный. WISE 1049-5319 B находится на

переходе между спектральными классами L и T. Если для L-класса обычно характерны спектральные следы воды и угарного газа, то T-класс характеризуется следами метана, натрия и калия. Если бы мы могли увидеть WISE 1049-5319 B глазами с небольшой дистанции, объект показался бы нам тёмно-пурпурным.

Оба тела обращаются вокруг общего центра масс примерно за 25 лет и считаются чрезвычайно интересными для дальнейших исследований. В самом деле: это не только ближайшая из открытых с 1916 года система, но и неплохой кандидат в системы, располагающие экзопланетами. Если их удастся обнаружить, астрономам представится уникальная возможность исследовать планеты вокруг коричневых карликов с очень небольшого расстояния.

Ближайшие соседи Солнечной: облако Оорта, система Альфа Центавра, звезда Барнарда, пара коричневых карликов WISE 1049-5319.

Ближайшие соседи Солнечной: облако Оорта, система Альфа Центавра, звезда Барнарда, пара коричневых карликов WISE 1049-5319.

Ближе этой системы к нам расположена только звезда Барнарда (примерно 6 световых лет) и система Альфа Центавра, у которой недавно была обнаружена планета, размерами сходная с Землей. Интересно, что астрономы уже делали предположение о возможном нахождении в ближайших окрестностях Солнечной системы, даже ближе Альфы Центавра, коричневого карлика, обнаружить который очень трудно из-за его малой светимости...

Отчёт об исследовании будет опубликован в издании AstrophysicalJournalLetters, но с его полным текстом можно ознакомиться уже сейчас.

Международная группа исследователей под руководством Саши Кванца (SaschaQuanz) из Швейцарской высшей технической школы в Цюрихе при помощи «Очень большого телескопа» обнаружила в газопылевом диске вокруг молодой звезды HD100546, что в 335 световых годах от Земли, формирующуюся планету гигантских размеров.

Звезда является голубым гигантом спектрального класса B9Vne, то есть ещё недавно считалось, что у таких светил планет не бывает. Однако ранее в этой же системе удалось отыскать то ли «сверхюпитер», то ли коричневый гигант HD100546 b с массой примерно в 20 юпитерианских, вращающийся на удалении 6,5 а. е. от звезды. В отличие от него, вновь обнаруженный объект кажется находящимся в нетронутом протопланетном диске. В этой системе последний замечен в 0,2–4 а. е. и от 13 до нескольких сот а. е. от звезды. Упомянутое массивное тело HD100546 b, располагающееся в 6,5 а. е., находится в разрыве протопланетного диска, который тянется от 4 до 13 а. е. Поскольку рядом с ним в протопланетном кольце есть столь серьёзная «брешь», оно, получается, вполне сформировано, а вот новооткрытый объект (если всё подтвердится, планета будет называться HD100546 c) на значительно большем удалении — нет.

Новооткрытый коричневый карлик ещё погружён в протопланетный диск, то есть его образование не завершилось. (Здесь и ниже иллюстрации ESO.)

Новооткрытый коричневый карлик ещё погружён в протопланетный диск, то есть его образование не завершилось. (Здесь и ниже иллюстрации ESO.)

Впрочем, всё это интересно и по другой причине: формирующаяся протопланета продолжает набирать массу, но уже сейчас она в 15-20 раз превосходит наш Юпитер — а значит, это скорее коричневый карлик, нежели планета (в дальнейшем, однако, мы, вслед за открывшей её Европейской южной обсерваторией, будем называть HD100546 c протопланетой). Расстояние от неё до звезды равно 68 ± 10 а. е. И это никак не согласуется с современными теориями образования планет. Слишком далеко!

Интригует и отсутствие кандидатов в планеты между 6,5 и 68 ± 10 а. е. В Солнечной системе в этом диапазоне помещаются три газовых гиганта и несколько карликовых планет. И хотя пока неясно, находится ли обнаруженнаяпротопланета на таком расстоянии от центральной звезды всё время своей жизни или мигрировала из внутренних областей системы, уже сейчас это выглядит чрезвычайно странно.

Поясним: в Солнечной системе дистанция в 68 ± 10 а. е. (68 раз от Земли до Солнца) соответствует пространству далеко за пределами орбиты Плутона, где Солнце трудно отличить от других звёзд (его радиация там в 4 000–4 500 раз слабее, чем на Земле), а атмосфера тамошних карликов промерзает до льда. По всем нынешним теориям на таком колоссальном удалении не должно быть значительных масс ни протопланетного диска, ни самих протопланет.

Местоположение гипотетического коричневого карлика показано оранжевым пятном. Чёрные точки в центре являются артефактами изображений.

Местоположение гипотетического коричневого карлика показано оранжевым пятном. Чёрные точки в центре являются артефактами изображений.

Хотя гипотеза протопланеты наилучшим образом объясняет результаты наблюдений, для её подтверждения требуются дальнейшие исследования (которые можно проверить) и другие возможные сценарии.

Кроме того, очень может быть, что новооткрытый объект не протопланета, а полностью сформировавшаяся планета, выброшенная со своей первоначальной, более близкой к звезде орбиты. Это по крайней мере объясняло бы огромное удаление находки от светила.

С другой стороны, астрономы зарегистрировали на новом изображении пылевого околозвёздного диска вокруг HD100546, в непосредственной близости от протопланеты структурные детали, которые согласуются с гипотезой протопланеты и которые можно объяснить взаимодействием между HD100546 с и диском. Есть также свидетельства того, что окрестности протопланеты разогреваются при её формировании. Если это так, то HD100546 с может претендовать на звание самой странной протопланеты, известной человечеству. В этом случае определённой корректировки теорий планетообразования, видимо, избежать не удастся.

Вспомним также, что в ноябре прошлого года у голубого гиганта того же спектрального класса B9 удалось найти планету огромной массы, тоже скорее являющуюся коричневым карликом, нежели «сверхюпитером», и тоже удалённую на огромное (хотя и не столь большое) расстояние от своей звезды. Оба открытия во многом не стыкуются с теорией планетообразования в её нынешнем виде.

Список литературы:

1. Наука и техника. Астрономия. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: science.compulenta.ru/738928/, свободный. – Загл. с экрана.

MASAT-1

Немчанинов А.
МБОУ Лицей при ТПУ,634028, Россия, г. Томск, ул. Аркадия Иванова,4
E-mail: liceysttolstiyglist@gmail.com

MaSat-1 — первый венгерский искусственный спутник Земли. Название происходит от сочетания слов Magyar (венг. Венгерский) и Satellite (англ. Спутник). Построен Будапештским университетом технологии и экономики. Был выведен на низкую околоземную орбиту 13 февраля 2012 года в первом полете новой европейской РН Вега с космодрома Куру. Спутник передаёт телеметрическую информацию на 70-см волне любительского диапазона на частоте 437,345 кГц, которая принимается центром слежения в Будапеште. Центр был протестирован с помощью Чарльза Симони 31 марта 2009 года во время его экспедиции на МКС.

В сентябре 2007 года группа энтузиастов студентов и аспирантов из Будапештского университета технологии и экономики решила спроектировать и построить небольшой спутник. Эта инициатива была поддержанадвумя отделениями университета: Департаментом

электронных приборов и Департаментом широкополосных инфокоммуникации и электромагнитной теории, а также университетской группой космических исследований.

Цели и задачи миссии:

- Подготовка молодых квалифицированных инженеров в области космических технологий;
- Получения опыта создания среди венгерских разработчиков спутника, поскольку такой опыт ранее отсутствовал;
- Демонстрация возможностей Венгрии в области космических технологий и начало Венгерской космонавтики;
- Разработка спутника затрагивает не только область космических технологий, но и дает развитие сопутствующим прикладным наукам.

Кроме того, опыт, полученный при создании, выводе и эксплуатации спутника будет в дальнейшем использован при обучении студентов, а также подготовки, связанных со спутником научных работ. Для создания спутника использовались только Венгерские технологии, а также дизайн и конструкция были спроектированы и изготовлены в Венгрии. Другой целью была заявка Венгрии на участие в Европейском космическом агентстве (ЕКА). В дальнейшем планируется, что Венгерские инженеры будут участвовать в новых проектах ЕКА, а это означает повышение дохода отрасли и количества специалистов на порядки.

Критерии успеха миссии

- Минимальные:

- Проектирование, конструирование и тестирование работоспособного аппарата, способного выдержать запуск и полет в космическом пространстве.

- Доставить спутник к месту запуска — космодрому Куру, получить подтверждение о выводе на Низкую околоземную орбиту.

- Наземная станция работает ежедневно и круглосуточно.

- Дополнительные:

- Успешное получение телеметрических пакетов со спутника;

- Управление режимами работы спутника с помощью радиокомандного управления;

- Правильная и надежная работа всех подсистем спутника.

- Полные:

- Прием всех научных данных и телеметрии со спутника.

Технологические цели:

- Проектирование и разработка всей бортовой электроники, аппаратного и программного обеспечения в Венгрии;

- Постройка надежной энергетической системы для спутника, состоящей из шести независимых высокоэффективных элемент питания;

- Тестирование новой системы коммуникации на базе единого чипа ISM-частоты;

- Тестирование телеуправления на базе ESA PUS;

- Постройка надежного бортового компьютера и системы сбора данных, способной регистрировать, собирать, сжимать и передавать телеметрическую информацию на нескольких каналах связи;

- Создание полуактивной системы ориентации на двух постоянных магнитах;

- Тестирование алгоритма стабилизации;

- Испытание аналоговых датчиков солнечной ориентации на основе инфракрасных детекторов;

- Слежение за высотой аппарата с помощью 3-осного гироскопа, 3-осного магнитометра и 3-осного акселерометра.

Строение и оборудование спутника

- Бортовой компьютер

Бортовой компьютер контролирует все операционные процессы в цепях спутника. В связи с повышенной отказоопасностью проекта он был сконструирован с повышенным

запасом надёжности. Состоит из двух идентичных блоков, использующих одинаковый набор программного обеспечения и использующих параллельные цепи соединения с остальными компонентами спутника. Однако коммуникация между блоками отсутствует. Система питания устроена так, что работает только один из двух блоков. Блоки могут идентифицировать себя и передавать в телеметрии информацию о текущем функционирующем блоке.

- Система контроля высоты и ориентации

Система контроля высоты и ориентации (англ. Altitude Control and Determination System - ADCS) — Панель ADCS находится между бортовым компьютером и устройствами радиосвязи. Панель включает в себя датчики ADCS и микроконтроллер, который собирает информацию и соединяется с микроконтроллером центрального компьютера с помощью протокола I2C. Управляющий сигнал рассчитывается усилителем мощности микроконтроллера, включающим в себя панель управления катушками. С одной стороны контроллера находятся полевые транзисторы, соединенные мостом с катушкой. Среднее напряжение катушки определяется исполнительным сигналом постоянной частоты, но изменяющимся в постоянном режиме. ADCS посылает данные на устройство радиосвязи через центральный компьютер. Это дает возможность отправлять телеметрическую информацию о работе ADCS на наземные станции, а также настроить режимы и параметры контроллера. ADCS «MaSat-1» имеет богатый набор инструментов, включающий цифровой компас, оснащённый трёхосным магнитометром и акселерометром, трёхосным микроэлектронно-механический измеритель угловой скорости. Кроме того, аналоговый сигнал с наружных фотоэлементов, расположенным с каждой стороны спутника, обрабатываются отдельным микроконтроллером, интегрированным в панель ADCS.

- Коммуникационная система

Отдельного модуля коммуникации не существует, все необходимые функции контроля передачи осуществляются ADCS. Передача осуществляется радиопередатчиком мощностью 100 мВт в энергосберегающем режиме и 400 мВт в обычном режиме. По умолчанию каждая четвертая передача осуществляется в обычном режиме. Приемопередатчик, состоящий из единственного чипа, использует диапазон частот 200—900 Мгц, он был разработан для передачи сигнала на расстояния малой и средней дальности, поэтому максимальная мощность не превышает 16 дБм, этого недостаточно для покрытия диапазона частот, поэтому потребовалась дополнительная установка усилителя. Чтобы предотвратить чрезмерное энергопотребление, включаются одновременно только необходимые блоки. Переключением блоков занимается коммуникационная система, использующая логическое устройство ADCS. Дополнительные сложности вызывает необходимость резервирования устройств. Каждый блок схемы продублирован, поэтому необходимо хорошо спланированное переключение во избежание любого возможного сбоя. Переключение между дублирующими компонентами осуществляется блоками бортового компьютера. Так как «MaSat-1» будет работать в любительском диапазоне частот, передача будет начинаться с указания позывного (HA5MASAT), для этого сигнал кодируется азбукой Морзе.

- Система электроснабжения

Система электроснабжения управляет первичными и вторичными источниками электропитания спутника и распределяет электроэнергию среди бортовых подсистем. Так как система является критически важной для спутника, её надежности уделялось особенное внимание. Так же как и другие системы, многие компоненты системы электроснабжения были продублированы. Основными источниками питания являются 6 солнечных батарей, расположенных со всех сторон куба, питающих спутник, когда он освещен Солнцем. Солнечные батареи передают свою энергию через 6 независимых неконтролируемых шин. Ток, поступающий с батарей, суммируется с помощью диодов, препятствующих оттоку энергии к неосвещенным или неработающим батареям. Когда спутник находится в тени Земли, питание осуществляется от единственного литий-ионного аккумулятора, являющимся вторичным источником питания. Аккумулятор напрямую соединён с бортовой шиной, чьё

неконтролируемое напряжение даёт информацию о заряде аккумулятора. Шина питания фильтруется конденсаторами, защищающими от резкого изменения нагрузки, связанного с изменением генерации батарей и смены источников питания. Бортовое напряжение 3,3 В в соответствии с требованиями бортовых подсистем производится двумя преобразователями, работающими в режиме резервирования избытков. Распределение энергии производится с помощью бортового компьютера.

- Корпус

Корпус соединяет элементы между собой и защищает их от наружного воздействия космической среды. Корпусные элементы подразделяются на основные и вторичные элементы. Основные структурные элементы образуют «скелет» спутника, обеспечивающий стабильность системы. Вторичные элементы обеспечивают поддержку для конкретных элементов и панелей. Корпус изготовлен из аэрокосмического алюминия, высокого качества обработки. Корпус выдерживает экстремальное ускорение и вибрации при запуске, а также защищает аппарат от космической среды и её сурового воздействия (температура, радиация).

КОСМОС И МОЛОДЕЖЬ

Николаев М.
Руководитель: Беленок Александр Сергеевич
Казахстан, ЮКО, Сайрамский район, с. Аксукент,
средняя школа № 5 им. М. Горького, 9 А класс

Во второй половине XX века человечество вступило на порог Вселенной – вышло в космическое пространство. Первый искусственный спутник Земли, открывший космическую эру, был запущен Советским Союзом. Первый космонавт мира – гражданин бывшего СССР.

Космонавтика – это громадный катализатор современной науки и техники, ставший за невиданно короткий срок одним из главных рычагов современного мирового процесса. Она стимулирует развитие электроники, машиностроения, материаловедения, вычислительной техники, энергетики и многих других областей народного хозяйства.

В научном плане человечество стремится найти в космосе ответ на такие принципиальные вопросы, как строение и эволюция вселенной, образование солнечной системы, происхождение и пути развития жизни. От гипотез о природе планет и строения космоса люди перешли к всестороннему и непосредственному изучению небесных тел и межпланетного пространства с помощью ракетно-космической техники.

Молодежь всегда проявляет интерес к проблеме освоения космоса. Подтверждением этого является участие ее в различным конференциях и форумах.

Так в 2002 году в БГТУ «военмеха» им. Д.Ф. Устинова началась подготовка к проведению «Уткинских чтений» - большой международной конференции, посвященной развитию творческого наследия знаменитого конструктора ракетно-космической техники академика В.Ф. Уткина. Провели весьма жесткий отбор среди работ, выполнявшихся студентами на ведущих аэрокосмических кафедрах университета. В программу попало лишь восемь докладов, но интерес к ним у слушателей был неподдельным. Так, доклад магистранта кафедры «Ракетостроения» Дмитрия Джепы «Оценка реальных параметров ракетного вооружения по данным, опубликованным в прессе», в котором были представлены основные итоги его работы над магистерской диссертацией, рекомендовали к публикации в трудах.

Прошел год после выступления, и за разработки, впервые доложенные на конференции, Д. Джепа был удостоен молодежной премии С. Петербурга 2003 года в области науки и техники. Уже на третьих «Уткинских чтениях» в рамках специализированной молодежной секции выступило более 25 человек.

Доклад магистранта кафедры «Ракетостроение» Ивана Вагнера был посвящен вопросам разработки грузовых транспортных средств для Лунной поверхности, основанных на управляемых баллистических перелетах. Год спустя эта концепция была удостоена премии имени М. К. Тихонравова Федерации космонавтики России за лучшую научно-практическую работу в области космонавтики среди выпускников аэрокосмических Вузов страны. После окончания университета И. Вагнер работал в Центре управления полетами, а сейчас он проходит в Центре подготовки им. Ю.а. Гагарина, как кандидат в космонавты.

Опыт удачной работы в молодежной секции «Уткинских чтений» привел к тому, что, начиная с 2009 года в «военмехе» ежегодно проводится Общероссийская молодежная конференция «Молодежь. Техника. Космос». В 2012 году в этой конференции приняли участие более двухсот молодых представителей большинства аэрокосмических Вузов страны – МАИ, МГТУ им. Н. Э. Баумана, СГАУ, СибГАУ. ВКА им. А.Ф. Можайского, естественно «военмеха», а также ведущих организаций ракетостроительной отрасли – РКК «Энергия», ИСС им. М. Решетнева, КБСМ, КБП (Тула), КМБ (Коломна), КБ «Арсенал».

В программу было включено более 100 докладов, 205 статей 318 авторов, составивших сборник научных трудов, который традиционно вышел в свет к началу конференции.

30 октября 2012 года в павильоне № 75 Всероссийского выставочного центра «ВВЦ» прошел IV Всероссийский межотраслевой молодежный научно-технический форум «Молодежь и будущее авиации и космонавтики», целью которого являлось повышение престижа научной и инженерной деятельности, обмен опытом по актуальным проблемам науки, техники и технологии в авиационно-космической промышленности, а также повышение уровня интеграции науки, производства и образования.

Принять участие, ознакомиться с проектами и разработками и обменяться мнениями пришло более 800 человек – это студенты старших курсов, активно участвующие в НИРС, аспиранты, представители кадровых служб, представители руководства ведущих предприятий авиакосмической отрасли, молодые специалисты, молодые ученые изо всех уголков России. Форум дал уникальную возможность молодым ученым встретиться с ведущими специалистами авиакосмической отрасли, прослушать мастер-классы, обменяться опытом и повысить свою квалификацию.

По окончании деловой программы форума состоялось награждение участников и организаций, принявших участие в форуме. Лучшие работы были отмечены дипломами, грамотами, денежными премиями, специальными призами от Федерального космического агентства, ВКК «Энергия», Объединенной авиастроительной корпорации, ОАО «МегаФон», журнала «Линия полета», и всероссийского проекта «Лифт в будущее».

С 8 по 10 ноября 2012 года в Мемориальном музее космонавтики (одном из самых «космических» мест Москвы) прошла Первая молодежная космическая конференция «Леоновские чтения». В конференции приняли участие школьники 9-11 классов, увлекающиеся астрономией и космонавтикой.

Цель конференции – мотивация выпускников школ к получению инженерно-технического образования, выявление и поддержка талантливых молодых исследователей и поощрение их творческой активности, направленных на созидание инновационных проектов аэрокосмической отрасли.

Участники представили проекты по таким актуальным темам, как:

- космический туризм;
- предотвращение астероидной опасности;
- экология космоса, борьба с космическим «мусором»;
- исследование и освоение планет Солнечной системы;
- история авиации и космонавтики
- создание и использование новых транспортных средств и систем в различных целях;
- использование космических средств для производства уникальной продукции, материалов, медикаментов;

- отработка уникальных технологических процессов.

Ни один проект не остался без внимания компетентной экспертной комиссии. Представленной сотрудниками кафедры «Инновационных технологий аэрокосмической деятельности» РГУИТП, сотрудниками федерального космического агентства и представителями министерства образования и науки РФ. Эксперты по достоинству оценили работы юных исследователей и отметили их живой интерес и стремление решать существующие проблемы аэрокосмической деятельности.

С 17 по 27 октября 2012 года в Королеве состоялась двадцатая Международная космическая олимпиада среди школьников, где старшеклассники соревновались в знании самых различных направлениях космонавтики, а также традиционно посетили Звездный городок, Центр управления полетами, выходили на связь с МКС и встретились с космонавтами. В интеллектуальном марафоне приняли участие более 140 ребят из России, Германии, Израиля, Великобритании, Греции, Швеции, США и Испании.

За двадцать лет в олимпиаде приняли участие более трех тысяч человек из разных стран мира. В 2012 году она была посвящена 55-летию запуска первого искусственного спутника Земли. Многие школьники, которые принимают участие в Международной космической олимпиаде, впоследствии становятся выпускниками МФТИ, МГУ и работают в ведущих научных центрах страны.

Список литературы:

1. «Космическая техника» под редакцией К. Гэтланда. 1986г. Москва.

2. «КОСМОС далекий и близкий» А.Д.Коваль, В.П. Сенкевич. 1977г.

3. «Освоение космического пространства в СССР»» В.л. Барсуков 1982г.

4. Электронные ресурсы: http://ria.ru,http://leonov.itbu.ru , http://www.mosoblpress.ru

ЭЛЕКТРОННЫЙ КУРС «ПОЗНАВАТЕЛЬНАЯ АСТРОНОМИЯ»

Новоселов К.А.

МБОУ «СОШ № 78», 636013, Россия, Томская обл., г. Северск, ул. Чапаева, 22

E-mail: Kirill-N@sibmail.com

С 2009 года я увлекаюсь астрономическими наблюдениями и фотографированием звездного неба и астрономических объектов.

Изучением Вселенной занимается интересная и сложная наука – астрономия. Она помогает взглянуть на человечество со стороны и осознать, что все, что нас окружает: животные и растения, звезды и галактики, микробы и вирусы, и мы сами состоим из одних и тех же элементов, живем по одним и тем же физическим законам.

Ранее в школах преподавали астрономию, но сейчас, к сожалению, такого предмета нет. Как следствие – проявление невежества в знаниях об окружающем мире, как среди учащихся, так и среди людей уже закончивших учебные заведения.

Поэтому у меня появилась идея создать электронный курс «Познавательная астрономия», рассказывающий об устройстве Вселенной и ее объектах, о том, как изучали Вселенную в древности, что окружает нас в Солнечной системе и в безграничном Космосе.

Цель работы: разработать курс, направленный на популяризацию астрономических знаний, особенно среди учащихся.

Задачи:

1. Определить тематические направления курса.
2. Осуществить подбор материалов, для каждой из выбранных тем.
3. Оформить каждую из тем в виде компьютерной презентации.

Методы исследования – астрофотография небесных объектов, информационный поиск по доступной литературе и в сети «Интернет».

Место исследования – астрономические наблюдения, проводились в г. Северск Томской области как самостоятельно, так и в Томском планетарии.

Для начала я определился с темами: «История развития астрономии», «Солнечная система», «Объекты дальнего космоса», «Созвездия», «Наш спутник – Луна», «Астероиды. Кометы», «Черные дыры», «Путешествие по каталогу Мессье», «Экзопланеты», «Рождение и гибель Вселенной». Эти темы я выбрал как ключевые, на которых базируются основные знания по астрономии. Чтобы получить необходимую информацию по выбранным темам, я прочитал много соответствующей литературы: книги и энциклопедии, как имеющиеся дома, так и из библиотек, статьи из интернета. Выбрав нужный мне материал, я приступил к подбору иллюстраций. Фотографии некоторых астрономических объектов, которые я смог сфотографировать имеющимся у меня оборудованием, также вошли в мой курс. Среди этих объектов: Луна и её фазы, полное лунное затмение, Юпитер, Сатурн, Венера на утреннем небе; рассеянные скопления: M 45 «Плеяды», M 13, M 35, M 36, ComaMelotte 111, Хи-Аш Персея (NGC 869 и NGC 884); галактика M 31 «Туманность Андромеды»; многие созвездия Северного полушария, черные пятна на Солнце, кометы C/2009 P1 (Garradd) и C/2012 K5 (LINEAR).

Полученные снимки обрабатывались и уточнялись при помощи следующих программ:

1) **DeepSkyStacker** – позволяет складывать множество фотографий в одну целую, убирая «шумы» на снимке и увеличивая число звёзд на нем.
2) **VirtualMoonAtlas**– в этой программе указываются названия и расположение множества кратеров и гор на Луне.
3) **Startrails**– складывает множества фотографий, для получения линий суточного движения звезд.
4) **AdobePhotoshop**– эта программа для работы с цифровыми изображениями.
5) **Stellarium и StarCalc**– программы-планетарии, позволяют обозревать в различное время небо, а также его различные части и объекты.
6) **Halley** – показывает различную информацию о кометах.

Оформление полученных данных

Собрав весь необходимый материал, я приступил непосредственно к созданию задуманных частей курса, которые выполнялись в виде презентаций в программе MicrosoftOfficePowerPoint.

В настоящее время курс состоит из десяти частей. В 2011 году были написаны первые шесть частей и на них получено авторское право. В 2012 году были написаны еще три части: «Черные дыры», «Экзопланеты», «Рождение и гибель Вселенной». В настоящее время продолжается работа над частью «Путешествие по каталогу Мессье».

Рассмотрим теперь более подробно каждую часть.

«Введение. «История создания курса» – рассказывает о моем увлечении астрономией и о возникновении идеи создания данного курса.

Часть 1. «История развития астрономии» – рассказывается о возникновении этой науки, когда и какие небесные тела были открыты, о создании календаря, как менялось со временем представление людей об устройстве мира; об ученых, которые внесли значительный вклад в изучение космоса и их открытиях, о космических аппаратах.

Часть 2. «Солнечная система» – рассказывает о происхождении Солнечной системы, как и из чего она сформировалась, каков её возраст и строение, о жизни Солнца, о планетах с их спутниками, об астероидах, кометах и об объектах, окружающих Солнечную систему за пределами орбиты Плутона.

Часть 3. «Объекты дальнего космоса» – рассказывает о рождении, жизни и смерти звёзд, о типах звёздных скоплений, о типах туманностей и их формировании, а также об образовании галактик, их типах и различиях.

Часть 4. «Созвездия» – дает представление о самых известных созвездиях, которые находятся в Северном и Южном полушариях и об известных объектах, которые в них находятся.

Часть 5. «Наш спутник – Луна» – рассказывает о единственном естественном спутнике Земли, этапах его изучения, о мифах и легендах, связанных с Луной.
Часть 6. «Астероиды. Кометы» – рассказывает о происхождении, строении и эволюции астероидов и комет, с
Приложение к Части 6. «Комета C/2010 X1 (Elenin)»– рассказывающим о комете с момента ее открытия и до момента ухода из Солнечной системы, уже в распавшемся состоянии.
Часть 7. «Черные дыры» – посвящена одним из таинственных объектов космоса, их возникновению, строению, типам, различиям и роли в эволюции Вселенной.
Часть 8. «Путешествие по каталогу Мессье» – кратко и точно рассказывает о каждом из 110 объектов этого каталога, объединяя информацию из различных источников в одно целое. На настоящий момент находится в доработке.
Часть 9. «Экзопланеты» – посвящена планетам других звездных систем, как уже открытым, так и теоретически возможным.
Часть 10. «Рождение и гибель Вселенной» – рассказывает о теориях возникновения нашей Вселенной и предполагаемых вариантах ее дальнейшей судьбы.

Заключение

Практическая значимость моей работы – это популяризация астрономических знаний. Считаю, что курс кратко и точно освещает разные направления в астрономии и способен частично заполнить пробел в знаниях учащихся по предмету «Астрономия».

Уже второй год с этим курсом я выступаю перед учащимися своей школы, и надеюсь, что этот курс будет использоваться для расширения знаний не только учащимися школ, но и любителями астрономии, а также всеми, кому интересно узнавать что-то новое.

На него получено 5 положительных отзывов от сотрудников: института прикладной математики им. Келдыша РАН, обсерватории СибГАУ им. Решетнева в Красноярске, отдела Небесной Механики и Астрометрии НИИ прикладной математики и механики ТГУ и Томского Планетария, а также от учителей моей школы.

Вселенная расширяется, открываются новые загадки и тайны, на старые вопросы находятся новые ответы, поэтому постоянно отслеживается актуальность имеющихся в курсе данных.

Параллельно с курсом были написаны десять статей, опубликованных в журналах «Небосвод» (№12/2011, №№ 2, 3, 4, 5, 8, 11 и 12/2012) и «Вселенная. Пространство. Время» (№№ 1 и 3/2012) и в Астрономической газете (№ 4/2012).

Звёзды может увидеть каждый! Для этого надо просто поднять голову и посмотреть на ночное небо!

Список используемой литературы:

1. *Воронцов-Вельяминов Б.А.; Астрономия, учебник; Москва, 1991.*
2. *Сурдин В.Г.; Астрономия: век XXI; Фрязино, 2007.*
3. *Цесевич В.П.; Что и как наблюдать на небе; Москва, 1984*
4. *Фейгин Олег; Вселенная от Большого взрыва до черных дыр; Москва, 2011*
5. *Белов Н.В.; Атлас звездного неба; Минск, 2007.*
6. *Бэрнхем Р.; Атлас Вселенной для детей; Испания, 2001.*
7. *Волынский Б.А.; Астрономия, учебное пособие; Москва, 1971.*
8. *Воронцов-Вельяминов Б.А.; Астрономия, учебник; Москва, 1991.*
9. *Гарлик Марк А.; Иллюстрированный Атлас Вселенной; Москва, 2009.*
10. *Громов А., Малиновский А.; Вселенная. Полная биография; Москва, 2011.*
11. *Дагаев М.М., Чаругин В.М.; Книга для чтения по астрономии: Астрофизика, учебное пособие для учащихся 8-10 классов; Москва, 1988.*
12. *Дайер Алан (пер. с англ. Дамбис А.); Звезды; Москва, 2011.*
13. *Клизенко А.П., Шупляк В.И.; Астрономия, учебное пособие; Москва, 2004.*
14. *Коротцев О.Н.; Астрономия для всех; Санкт-Петербург, 2008.*
15. *Левитан Е.П.; Астрономия, учебник; Москва, 1994.*
16. *ЛеопольдоБенаккио; Большой атлас Вселенной, Италия, 2004.*
17. *Марочник А.С.; Свидание с кометой; Москва, 2008.*

18. *Мартынов Д.Я.; Курс общей астрофизики: Учебник для вузов; Москва, 1988.*
19. *Материалы из Википедии – http://ru.wikipedia.org/*
20. *Перельман Я.И.; Занимательный космос: межпланетные путешествия; Москва, 2008.*
21. *Пинский А.А., Разумовский В.Г., Дик Ю.И.; Физика и астрономия, пробный учебник; Москва, 1993.*
22. *Рандзини Д. (пер. с итал. Лебедевой Н.); Космос; Москва, 2003.*
23. *Саган К., Космос. Эволюция вселенной, жизни и цивилизации; Санкт-Петербург, 2008.*
24. *Сурдин В.Г.; Астрономия: век XXI; Фрязино, 2007.*
25. *ТеррикорпиПекка и др.; Эволюция Вселенной и происхождение жизни; Москва, 2010.*
26. *Фейгин Олег; Теория всего; Москва, 2011.*
27. *Фейгин Олег; Вселенная от Большого взрыва до черных дыр; Москва, 2011.*
28. *Хокинг С.; Мир в ореховой скорлупке; Санкт-Петербург, 2007.*
29. *Цесевич В.П.; Что и как наблюдать на небе; Москва, 1984.*
30. *Шимбалев А.А.; Атлас звездного неба. Все созвездия Северного и Южного полушарий с подробными картами; Минск, 2008.*

СПОСОБЫ ВЫВЕДЕНИЯ СПУТНИКА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ ЗЕМЛИ

Пичугина Д.В., Кровякова Е.А.
Научный руководитель: Козлова Г. М., учитель физики
МБОУ Лицей при ТПУ,634028, Россия, г. Томск, ул. Аркадия Иванова,4
E-mail: forumpandk@sibmail.com

Человек всегда стремился познать мир в полном объеме. Он наблюдал за различными происходящими вокруг него процессами (сменой дня и ночи, времен года, солнечными и лунными затмениями) и стремился понять природу их происхождения, для чего и начал заниматься исследованиями неба. Так появилась наука, изучающая расположение, движение и строение небесных тел, - астрономия. Человечество стремилось подняться в небо все выше и выше, появились воздушные шары,дирижабли, самолеты. Но мощности этих устройств не хватало, чтобы преодолеть силу притяжения Земли. В XX веке возник вопрос о разработке устройств, которые смогли бы покинуть атмосферу Земли. Понадобилось немало усилий для создания первого спутника.

Его прообразы зародились в XII – XIIIвека. Еще Исаак Ньютон в своих сочинениях упоминал о некой огромной пушке (в дальнейшем названной «Пушкой Ньютона»),с помощью которой можно было бы запустить ядро на постоянную орбиту вокруг Земли. [1]Осуществить эту идею попытался русский ученый, революционер Н.И. Кибальчич (1853-1881г.). Находясь в тюрьме за соучастие в убийстве Александра II, он разработал оригинальный проект пилотируемого ракетного летательного аппарата. Но его работы были опубликованы лишь в 1918 году[2]. Разработкой первого ракетного двигателя занимался известный русский ученый К.Э. Циолковский (1857-1935). [3]

Но главной предпосылкой создания первого искусственного спутника Земли, несомненно, послужило бурное развитие военной техники в начале XX века. Немецкие разработки дали начало в развитие ракетостроения. Основными достижениями специалистов была технология серийного изготовления мощных жидкостных ракетных двигателей и системы управления полетом.

Идеи ученых Константина Циолковского, Германа Оберта, Роберта Годдарда превращались в инженерные системы университетов, которые вели исследования по заданиям Пенемюнде. Затем, изучая вГерманиираке ту на протяжении нескольких лет, ученые убедились, что она является сложной системой, требующей использования последних достижений производства того времени.

Таким образом, с развитием в СССР ракетной отрасли, в августе 1946 году главным конструктором баллистических ракет дальнего действия был назначен Сергей Королев. Уже в 1948 году на полигоне Капустин Яр были проведены первые испытания советской ракеты

Р-1, построенной по чертежам немецкой ФАУ-2. Благодаря политической нестабильности середины прошлого столетия, развитие получило военную направленность.Именно поэтому боевая межконтинентальная ракета Р-7 послужила ракетоносителем для первого спутника (рис. 1).

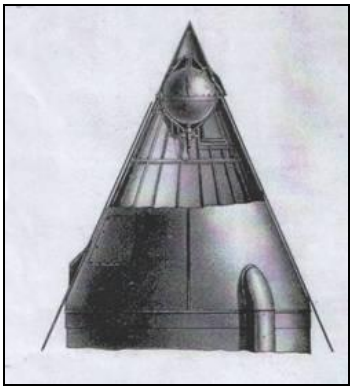


Рис. 3. Головная часть ракеты Р-7 с первым спутником

Благодаря проделанной работе ученых и сплоченности команды, первый спутник «Спутник-1» был запущен в точно назначенные сроки (4 октября 1957 г. в 22 ч. 28 мин. 3 с).[4] Успешное выведение советского спутника на орбиту Земли послужило одной из главных событий в освоение космоса.

На сегодняшний день создано разнообразное количество спутников. Назначение и наименование некоторых из них вы можете увидеть в Таблице 1.

Таблица 1. Классификация спутников

Наименование некоторых видов спутников	**Назначение**
Астрономические спутники	Спутники, предназначенные для исследования планет, галактик и других космических объектов.
Биоспутники	Спутники, предназначенные для проведения научных экспериментов над живыми организмами в условиях космоса.
Спутники дистанционного зондирования Земли	Предназначены для изучения природных ресурсов планеты и решения задач метеорологии.
Космические корабли	Пилотируемые космические аппараты.
Космические станции	Пилотируемые долговременные космические корабли со сменным экипажем, разработанные с целью проведения научных исследований.
Метеорологические спутники	Спутники, предназначенные для наблюдения за климатом Земли.
Малые спутники	Спутники малого веса и размера. Включают в себя мини-спутники, микроспутники и наноспутники.
Навигационные спутники	Предназначены для обеспечения навигации судов и самолётов.
Спутники связи	Предназначены для ретрансляции радиосигнала между точками на поверхности земли, которые не имеют прямой видимости.
Экспериментальные спутники	Предназначены для усовершенствования и дальнейшей разработки новых научных методов получения, обработки и интерпретации космической информации.
Спутники наблюдения	Предназначены для передачи информации, важной для различных отраслей промышленности и отдельных организаций.

Рассмотрим способы выведения спутника на геостационарную орбиту:

1. Предварительное выведение спутника на орбиту Луны.

В этом способе изменяют плоскость орбиты спутника. На нисходящей ветви траектории облета Луны спутник переходит на промежуточную орбиту с высотой перицентра не менее 40000 км над поверхностью Земли. Затем с помощью двигателей малой тяги переводят спутник на геостационарную орбиту. Этот способ применяют:

- с использованием двухимпульсного хомановского перехода с исходной низкой орбиты ИСЗ;

- с использованием двух и трехимпульсных переходов [5].

2. Вывод спутника на геостационарную орбиту с Земли.

В этом способе применяют зависимость $\frac{V_Ц}{c}$, где $V_Ц$ - скорость ракеты; c - скорость истечения реактивной струи, которая достигается с использованием многоступенчатых ракет. Мы можем вычислить оптимальное число ступеней, обеспечивающее минимальное отношение веса ракеты (G_0) к весу ее полезного груза ($G_П$). Кривые, соответствующие ракетам с различным числом ступеней, имеет огибающую (пунктирная прямая на рис. 2). Предельные значения характеристической скорости, отвечающие такой огибающей, выражены формулой: $V_Ц = Kc\ln\frac{G_0}{G_П}$, где значение K зависит от относительного веса конструкции.

Из приведенной формулы, очевидно, что предельная скорость ракеты при оптимальном выборе ее параметров зависит от отношения ее начального веса к весу полезного груза, скорости истечения реактивной струи и относительного веса конструкции. При этом начальный вес ракеты, обеспечивающей выведение на орбиту космического аппарата определенного веса, как видно из рис.1, может находиться в широких пределах.

При выведении спутника с помощью данного способа, его движение может быть начато с любой выбранной точки орбиты. Для этого требуется вывести спутник на высоту, отвечающую выбранной точке орбиты, и сообщить ему необходимую скорость в направление касательной к орбите в этой точке.[6]

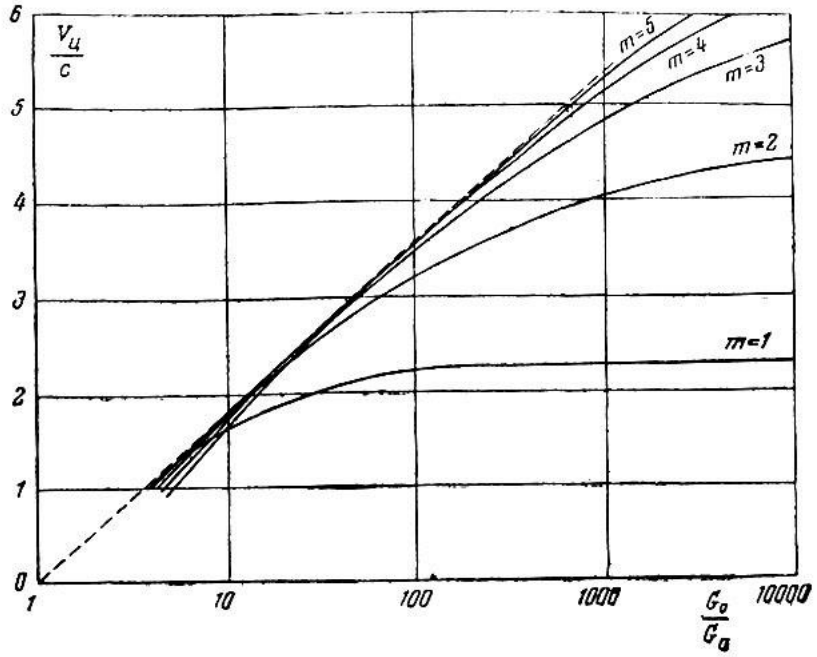


Рис.4. Графикзависимости $\frac{V_Ц}{c}$ от $\frac{G_0}{G_П}$

В настоящее время существует множество различных способов выведения спутников на геоцентрическую орбиту. С развитием космической промышленности мы продвинулись достаточно далеко в изучении устройства мира. Но наступают новые времена, требующие менее затратных и более эффективных способов запуска, как спутников, так и ракет в космическое пространство. Поэтому для дальнейшего развития астрономии необходимы новые технологии и разработки, которые помогут сделать еще один шаг к изучению Вселенной.

Список литературы:

1. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: www.mirf.ru/Articles/print2293.html, свободный. – Загл. с экрана.

2. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: www.famous-scientists.ru/great/90, свободный. – Загл. с экрана.

3. Маркушевич А.Е. Детская Энциклопедия. Вещество и энергия. М.: Педагогика, 1973. – 544с.

4. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: www.phys.msu.ru/rus/about/sovphys/ISSUES-2007, свободный. – Загл. с экрана.

5. Давлетшин Г.З. Активно-гравитационные маневры космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. – 115с.

6. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: www.ussrlive.org/?p=882&page=16, свободный. – Загл. с экрана.

КОСМИЧЕСКИЙ ЭВАКУАТОР

Резниченко Е.
Научный руководитель: Буркова Т. Д., преподаватель физики
МАОУ СОШ № 16, 634009, Россия г. Томск, пер.Сухоозерный, 6
E-mail: wonderful.world.and.i@yandex.ru

В настоящее время при аварии у космонавтов нет никакого выхода. При появлении каких-либо неисправностей в космическом корабле или станции, космонавты могут лишь попытаться сделать что-то сами или ждать помощи. Я предлагаю ввести в эксплуатацию индивидуальные средства спуска на поверхность планеты. Этот аппарат позволит спасти огромное количество жизней, дорогой аппаратуры и важной информации. Аппарат будет совершать спуски на поверхность планеты под управлением одного пилота, либо на автопилоте. Запас топлива рассчитан на один спуск.

Поэтому я поставила перед собой цель разработать электронную модель индивидуального средства спасения космонавта при аварии на орбите, которое должно будет входить в стандартный набор оборудования космических кораблей.

Для достижения цели я преследовала следующие задачи:

- изучить экстренные случаи на орбите и ЧС в космосе;
- изучить способы спасения от катастроф на орбите в сегодняшнем арсенале космонавтов;
- рассмотреть необходимые составляющие индивидуального средства спасения;

По итогам исследовательской работы можно отметить следующие преимущества индивидуального средства спасения (см. рис. 1):

- Универсальность – аппарат будет применяем не только для нужд космонавтов, но и для перспективного направления космического туризма.
- Рентабельность – корпус будет сделан из недорогого углеродного волокна, не уступающего в своих свойствах и качествах современным оболочкам космических кораблей.

(Углеродное волокно – материал, состоящий из тонких нитей диаметром 3-15 микрон, образованных преимущественно атомами углерода, объединенными в микроскопические кристаллы, выровненные параллельно друг другу.

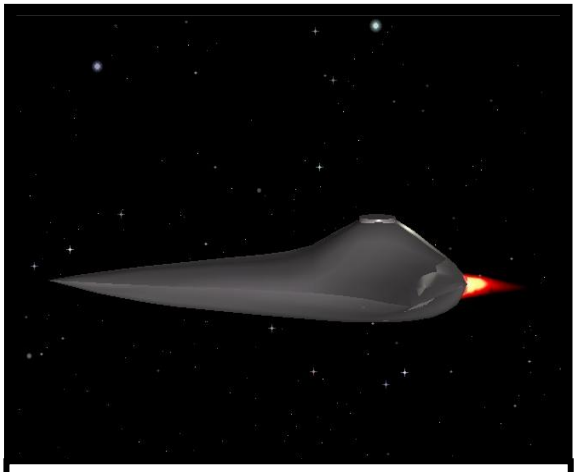


Рис. 1. Внешний вид космического эвакуатора

Выравнивание кристаллов придает волокну большую прочность на растяжение. Углеродные волокна характеризуются высокой силой натяжения, низким удельным весом, низким коэффициентом температурного расширения и химической инертностью).

Малые формы – спускаемый аппарат будет малогабаритен.

Малая масса – легкость, сводящая к минимуму мощностные затраты и

Обтекаемость – вероятность неполадок, будет также обеспечена углеродным волокном.

Экономичность – аппарат не дорого обойдется ещё и в силу того, что используется минимальное количество топлива, рассчитанное на один спуск, а сам аппарат предназначен для многократного использования.

Внутреннее устройство аппарата предполагается следующим.

1) Люк - который соединяет космический корабль и индивидуальное средство спасения

2) Кресло пилота

3) Бак с горючим

4) Бак с окислителем – т.к. любое горение – это соединение горючего с окислителем – кислородом.

5) Камера сгорания – непосредственно место осуществления реакции.

6) Баллон сжатого воздуха и система жизнеобеспечения для спасаемого человека.

7) Блок электронной аппаратуры

8) Термоизоляция

9) Прошу обратить внимание на то, что у моего спускаемого аппарата НЕТ антенн систем связи и тормозного двигателя.

Хотелось бы верить, что проделанная работа не была напрасной и индивидуальное средство спасения найдет свое прямое применение в ближайшем будущем.

Список литературы:

1.Перспективная технология создания средств выведения космических аппаратов малой размерности. [Электронный ресурс]. – Режим доступа:http://techno-new.developer.stack.net/doc/240412.html- Загл. с экрана.

2. Человек в космосе. – Режим доступа:http://www.vbega.ru/book/e1e147ed.html- Загл. с экрана.

3. Экспериментальные корабли-спутники – Режим доступа:http://scifiart.narod.ru/Albums/3-003.htm#201- Загл. с экрана.

4.Полеты многоместных космических кораблей. Усложнение задач, решаемых экипажем.Перспективы развития космонавтики. – Режим доступа:http://astronaut.ru/bookcase/books/yazdovski/text/08.htm- Загл. с экрана.

5.Соратник Королева: В ходе полета Гагарина случилось 11 нештатных ситуаций.– Режим доступа:http://www.vz.ru/news/2011/4/11/482882.html- Загл. с экрана.

6.Собаки в космосе. – Режим доступа:http://ru.wikipedia.org/wiki/%D1%EE%E1%E0%EA%E8_%E2_%EA%EE%F1%EC%EE%F1%E5- Загл. с экрана.

7.Восход-2 – Режим доступа:http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%92%D0%BE%D1%81%D1%85%D0%BE%D0%B4-2#.D0.9F.D0.BE.D0.BB.D1.91.D1.82 - Загл. с экрана.

*8. Союз-11 – Режим доступа:*http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A1%D0%BE%D1%8E%D0%B7-11#- *Загл. с экрана.*

9. Союз-1 – Режим доступа:http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A1%D0%BE%D1%8E%D0%B7-1- Загл. с экрана.

10. Полеты собак – Режим доступа:http://rocketpolk44.narod.ru/kosmos/sobaki.htm- Загл. с экрана.

11. Нештатные ситуации в космосе – Режим доступа:http://www.78l.ru/data/files/tehnika_i__tehnologii/240.html- Загл. с экрана.

12. История советской, российской космонавтики – Режим доступа:http://www.federalspace.ru/main.php?id=100

13. http://www.dokfilms.org/news/kosmos/1-0-1

14. Восток-1 – Режим доступа: http://www.youtube.com/watch?v=6doW7hCXl8U – Загл. с экрана.

15. Открытый космос. 2 часть. – Режим доступа: http://www.youtube.com/watch?v=sThZKXadRcQ – Загл. с экрана.

ВЛИЯНИЕ ЛУНЫ НА ЗЕМЛЮ

Стахеев М.В.
Научный руководитель: Гаврилов А.В., учитель физики
Изыхская СОШ, 655681, Россия, рес. Хакасия, Алтайский р-он, пос. Изыхские Копи
E-mail: xakac@sibmail.com

Луна — единственный естественный спутник Земли. Второй по яркости объект на земном небосводе после Солнца и пятый по величине естественный спутник планеты Солнечной системы.

Луна всегда обращена к Земле только одной стороной. С чем это связано? Конечно же, с циклом вращения планеты и спутника, а точнее тем, что Луна вращается вокруг своей оси с такой же скоростью как и вокруг Земли, поэтому мы всегда наблюдаем только одну сторону. Луна видна только благодаря освещённости солнечным светом. Греет ли свет, отражённый от Луны? Нет, лишь светит, а этого не достаточно. Холодная луна. Постоянная температура грунта на глубине 1 м приблизительно равна -35°С, что противоположно температуре тела человека[1].

Так же неоспоримы факты о влиянии Луны на водные ресурсы планеты, вызывает приливы и отливы в соответствии.

Приливы и отливы в некоторых местах настолько сильны, что вода отступает от берега на сотни метров, обнажая дно, где народы, живущие на побережье, собирали дары моря. Но с неумолимой точностью отступившая от берега вода снова накатывает. Если не знать, с какой периодичностью происходят приливы и отливы, можно оказаться вдали от берега и даже погибнуть под наступающей водной массой. Прибрежные народы превосходно знали расписание прихода и ухода вод.

Происходит это явление два раза в сутки. Причем приливы и отливы существуют не только в морях и океанах. Все водные источники испытывают влияние Луны. Но вдали от морей это почти незаметно: то вода немного поднимается, то немного опускается. Жидкость - это единственная природная стихия, которая движется за Луной, совершая колебания. Камень или дом не могут притянуться к Луне, потому что имеют твердую структуру. Податливая и пластичная вода наглядно демонстрирует воздействие лунной массы [2].

Наиболее сильно Луна воздействует на воды морей и океанов с той стороны Земли, которая в данный момент обращена непосредственно к ней. Приливообразующая сила Луны является непосредственным следствием закона всемирного тяготения. Причина возникновения приливов была давно уже открыта Ньютоном и служила подтверждением его закона всемирного тяготения. Поскольку притяжение обратно пропорционально квадрату расстояния, то часть Земли, ближайшая к Луне, притягивается с силой почти на 7% большей, чем часть, удалённая от Луны. Сила в центре равна, конечно, среднему значению, которое как раз достаточно для удержания Луны на её орбите. Разница в силе притяжения на 7% стремится вытянуть земной шар вдоль линии, соединяющей Землю и Луну (рис. 1).

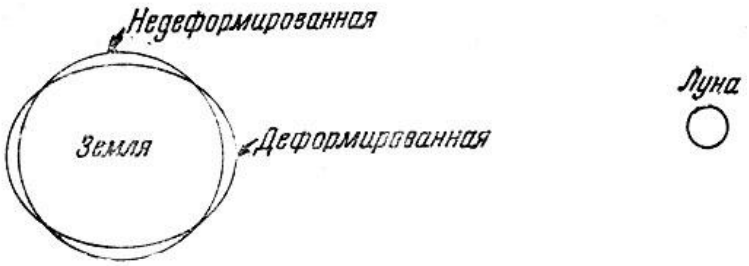


Рис. 1. Приливы

Если бы Земля была абсолютно твёрдым телом и не поддавалась действующим на неё деформирующим силам, то все приливные явления происходили бы в океанах и на водных

поверхностях. Если бы Земля была абсолютно упругой и не обладала никакой жёсткостью, то приливы в океанах были бы ничтожны, хотя приливные выступы всё же существовали бы.Однако сравнение океанических приливов с теоретически вычисленными значениями крайне затруднительно, так как измеренная на береговых станциях высота приливов зависит от ряда различных причин (течения, контур морского дна и т. д.). Тщательные измерения приливов в длинных трубках показывают, что на самом деле осуществляется только 70% теоретически ожидаемого действия. Следовательно, тело Земли поддаётся действию сил притяжения на остальные 30%. На основе этих измерений можно заключить, что Земля твёрже стали. Данные, полученные из наблюдения землетрясений, а также движение земных полюсов подтверждают этот результат. Вне внутреннего (возможно жидкого) ядра средняя твёрдость Земли примерно вдвое превосходит твёрдость стали [2].

На водные массы оказывает влияние не только Луна, но и Солнце. Только расстояние от Земли до Солнца значительно больше, поэтому мы не замечаем его гравитационной активности. Зато давно известно, что иногда приливы и отливы становятся очень сильными. Это случается всякий раз, когда бывает новолуние или полнолуние. Вот тут как раз и включается в действие сила Солнца. В этот момент все три планеты - Луна, Земля и Солнце - выстраиваются по прямой (рис.2).

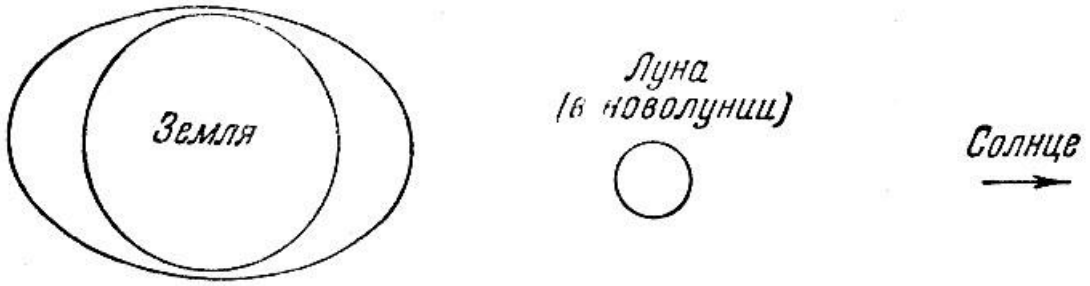


Рис. 2. Наибольший прилив

В новолунии (или полнолунии) Луна и Солнце действуют совместно, давая наиболее высокие приливы и наиболее низкие отливы. На Землю уже действуют две силы притяжения - и Луна, и Солнце. Естественно, высота подъема и спада вод увеличивается. Наиболее сильным будет совместное влияние Луны и Солнца, когда обе планеты оказываются по одну сторону от Земли, то есть когда Луна стоит между Землей и Солнцем. И сильнее вода будет подыматься со стороны Земли, обращенной к Луне [3].

Это удивительное свойство Луны используется людьми для получения бесплатной энергии. На берегах морей и океанов теперь строят приливные гидроэлектростанции, которые вырабатывают электричество благодаря «работе» Луны. Приливные гидроэлектростанции считаются наиболее экологически чистыми. Они действуют согласно природным ритмам и не загрязняют окружающую среду. Если бы вся Земля подчинялась действию приливной силы, то высота теоретического приливного выступа составляла бы около 1,2 м. Действительные приливы на береговых станциях имеют высоту, равную нескольким метрам. Это расхождение объясняется тем, что приливы измеряются на мелководье, у берегов океанов. Вследствие вращения Земли приливные выступы, изображённые на рис. 1, превращаются в приливные волны, которые нагромождаются у отлогого дна океанов вблизи берегов, так же как мёртвая зыбь в океане может дать высокие волны при приближении к слегка отлогому берегу.

Список литературы:

1. *Э. В. Кононович и В. И. Мороз. Общий курс астрономии — М.: УРСС. — 2001 г. — С. 119.*
2. *Приливы и отливы // Энциклопедический словарь Брокгауза и Ефрона: В 86 томах (82 т. и 4 доп.). — СПб., 1890—1907.*
3. *Солнечная система / Ред.-сост. В.Г. Сурдин. — М.: Физматлит, 2008. — С. 69.*

КОСМИЧЕСКАЯ ПСИХОЛОГИЯ

Суханова А.А.
Руководитель: Антропянская Лариса Николаевна
МБОУ СОШ «Эврика-развитие», г. Томск, пер. Юрточный 8, строение 1

Пришло время, когда космические полеты стали обычным делом в жизни. В космос летают ученые, писатели, журналисты, туристы, крупные менеджеры и мелкие предприниматели. На одном из таких кораблей полечу я – известный журналист-международник. Наш корабль хорошо сконструирован, имеет автоматические системы управления, все члены экипажа связаны общей целью – изучением особенностей состояния людей, находящихся длительное время в замкнутом пространстве. Я представляю, что члены экипажа космического корабля «Русь» сообщают на Землю: «Полет продолжается успешно, все системы корабля работают отлично, самочувствие членов экипажа отличное… ». Это значит, что полет начался….

А пока.… По каким критериям меня допустили до полета на этом корабле? В первую очередь, я прошла испытания на способность переносить физические неудобства: невесомость, перегрузки, шумы, вибрации, ограничение подвижности. Для этого меня долго тренировали в специальных условиях, устройствах, где эти условия моделируются. Еще я знала, что надо подготовиться к неудобствам психологическим, таким как жизнь в замкнутом и физически ограниченном пространстве, общение с ограниченным числом людей, оторванность от Земли, большое количество новых впечатлений. Конечно, я прошла проверку на волевые качества, выдержку в стрессовых ситуациях, у меня очень большой интерес к делу, ради которого я была готова оторваться от Земли, но это важно и на Земле. А вот специфические космические качества – помехоустойчивость, страх высоты и потери равновесия, страх замкнутого пространства, психическая неустойчивость в ситуации неопределенности так же нуждались в проверке.

И так, начались мои тренировки. Очень трудно было справиться с перегрузкой: во время испытаний меня с силой прижимало к сиденью, невозможно было пошевелить ни рукой, ни ногой, они наливались свинцом. Возникал страх неподвижности, мне казалось, что я уже никогда не смогу владеть своим телом, оно стало беспомощным и беззащитным, была полностью скована моя свобода. Но состояние невесомости оказалось еще большим испытанием – исчезла опора, любое малейшее движение усиливалось в десятки раз – пошевелила ногой – и отлетела на 5 метров под потолок или ударилась о противоположную стену. Это не больно, но очень неприятно, потому, что непривычно, ничего подобного в земной жизни не встречается.

В процессе тренировок я узнала, что изменение положения привычной площади опоры вызывает очень сильную реакцию у животных. Известная укротительница львов Ирина Бугримова рассказывала, что, приучая львов кататься на качелях, она наблюдала, как первое время животные впадали в оцепенение, а перелетевший на самолете тигр облысел в результате нервного потрясения. Шаткость площади опоры в первые моменты испытания вызывала у меня страх, доходящий до ужаса, по ощущениям это было очень похоже на падение с большой высоты. Приборы в этот момент фиксировали усиление напряженности мышц тела, усиливался хватательный рефлекс. В невесомости невозможно определить направление – моя испытательная капсула летела горизонтально, а мне казалось, что она летит вверх. Нам рассказывали, почему возникают такие ощущения, в жизни я испытывала их сама: когда долго несешь за спиной тяжелый рюкзак, а потом снимаешь его – возникает ощущение, что какая-то сила тянет тебя вперед. Это происходит потому, что мышцы груди и корпуса, которые уравновешивали рюкзак, тянули вперед, продолжают работать после того, как тяжесть снята. Они расслабляются не сразу, а остаются напряженными и некоторое время уже без рюкзака продолжают тянуть человека вперед. То же происходило со мной и при тренировках – меня прижимало к сидению, а затем при невесомости исчезали силы,

прижимавшие меня к сидению, но работавшие мышцы не успели расслабиться и в результате возникало неправильное представление о положении тела.

Мы тренировались вместе с космонавтами – пилотами корабля и я узнала еще одну очень интересную вещь. Оказывается, что в обычных условиях каждый человек держит в уме «схему своего тела», то есть при открытых и закрытых глазах он чувствует, где у него находится рука или нога, а так же он знает границы своего тела. В «схему тела» он включает одежду и обувь, а если, например, человек потерял ногу, то в схему тела он включает и свой протез, которым научается пользоваться как настоящей ногой. Так вот, опытный летчик-космонавт включает в схему своего тела и пилотируемый корабль, чтобы качественно им управлять. Поэтому космонавты тренировались на специальных макетах в управлении кораблем. Честно говоря, это придавало мне уверенности при подготовке к полету – я понимала, что управлять кораблем будут люди, для которых он становится «второй кожей». Или третьей, потому, что вторая – скафандр, которую в «схему своего тела» приходилось включать и мне.

Мне приходилось тренироваться в прыжках на лыжах с трамплина, нырянии в воду с большой высоты, прыгать с парашютом в затяжном прыжке для того, чтобы преодолеть сильный страх перед высотой, научиться сохранять в прыжках схему своего тела в любом положении. При этом мое представление охватывало все больший объем пространства, все большую скорость перемещения в нем без страха падения. После таких тренировок я точно уже не попаду в ситуацию древнегреческого бога Антея, который потерял силы, потеряв опору на земле, скорей стану русским богатырем Микулой Селяниновичем, несущем в руке «тягу земную».

Я поняла, что после тренировок, когда тело осваивает всю полноту переживаний в экспериментальных условиях, реальный полет скорей доставляет удовольствие, чем неприятности. Нас знакомили с высказываниями первых космонавтов Земли, Юрия Гагарина, Германа Титова, Андрияна Николаева. «Ощущение невесомости – легкость, свобода движений, приятно – говорил Юрий Гагарин, - висишь в пространстве, голова работает четко». Павел Попович так описывал свои ощущения в невесомости: «И какое чувство я при этом испытал! Я ничего не весил, мог свободно перемещаться по кабине, делать повороты вокруг своей оси, я чувствовал себя прекрасно!»

В процессе подготовки к полету нам пришлось пройти ее одно испытание – страх замкнутого пространства. Известно, что вольная птица, залетев случайно в помещение, теряет самообладание и в ужасе носится по помещению, ударяясь о стены и окна, и стремится вырваться на свободу. Боязнь замкнутого пространства – клаустрофобия – иногда отмечается даже просто при надевании скафандра, который изолирует человека от внешней среды. Для преодоления страха замкнутого пространства меня тренировали в сурдокамере, небольшом помещении из звуконепроницаемого материала. Я заходила в камеру, она плотно закрывалась и я оставалась в глубокой тишине и полной изоляции от внешнего мира. Поток информации из внешнего мира прекратился, зрение, слух, обоняние перестали приносить мне информацию, которую можно анализировать, заряжаясь энергией. При этом мозг становился инертным, мне трудно было что-то вспоминать, обдумывать, возникал сенсорный голод. В сурдокамере проверяют и упражняют выносливость к сенсорному голоду, выносливость к пребыванию в пространстве, обнесенном тесной «оградой». В сурдокамере я научилась самоконтролю, умению «чувствовать» время, определять свой распорядок дня. А ведь еще была тренировка на сенсорную пресыщенность…

Собираясь в первый в своей жизни космический полет я поняла, сколько необычного и непривычного ожидает нас, когда мы собираемся покинуть свой родной дом – планету Земля хотя бы на короткое время исследовательской экспедиции: перегрузки, невесомость, сенсорный голод, сенсорное пресыщение. И это только начало моего самого интересного путешествия – путешествия по пути узнавания, что же это такое – психологическая подготовка бесстрашных путешественников к космическому путешествию.

«РАССВЕТ» НАД ВЕСТОЙ

Тюленин Д.
МАОУ СОШ №4 им. И. Черных, 634061, г. Томск, ул. Лебедева, 6

Введение

Цель работы: ознакомиться с предварительными результатами исследовательской миссии космического зонда «Dawn» («Рассвет») к астероиду Веста.

История открытия Весты

Веста была открыта 29 марта1807 года немецким учёным Генрихом Вильгельмом Ольберсом. Она стала четвёртым открытым астероидом. Названа в честь древнеримской богини домашнего очага Весты. Символично то, что богиня Веста ассоциируется с огнем и светом. Астероид Веста так ярок, что его можно увидеть на небе без помощи телескопа, яркость достигает 6,5 звездной величины. Это одно из небесных тел Главного пояса астероидов, расположенного между орбитами Марса и Юпитера. Долгое время самым большим астероидом считалась Церера, диаметр которой составляет около 965 километров. Однако после того как в 2006 году Международный астрономический союз ввел класс карликовых планет, Цереру повысили, и она стала единственной в главном поясе карликовой планетой. В результате Веста стала вторым по размеру астероидом после Паллады (диаметр Паллады 550 км).

Параметры астероида Веста

Диаметр Весты составляет около 530 километров. Масса $2{,}67*10^{17}$ тонн, она является самым тяжелым астероидом. Размеры Весты составляют 578×560×458 км, и, если бы асимметрия формы была бы чуть поменьше, то её следовало бы отнести к классу карликовых планет (рис. 1) .

Рис. 1. Астероид Веста

Геология Весты

С планетами Весту сближает и сложная геологическая история. Вскоре после формирования началась дифференциация её внутренней структуры: образовалось железо-никелевое ядро и каменная мантия. За счёт тепла, выделяемого при распаде радиоактивных изотопов, ядро и значительная часть мантии расплавились. На протяжении последующих эпох происходило постепенное остывание и кристаллизация пород мантии и коры, что в конечном итоге привело к чрезвычайному разнообразию минералов, составляющих Весту. Об этом мы можем судить по метеоритам и малым астероидам класса V, родоначальницей которых является Веста.

Предварительные исследования

В 90-х годах с помощью телескопа «Хаббл» (рис.2)удалось довольно подробно рассмотреть поверхность Весты и получить представление о её составе. Самой заметной деталью является огромный кратер 460 км в поперечнике, занимающий весь южный полюс. Дно кратера лежит на 13 км ниже среднего уровня, края на 4-12 км возвышаются над

прилегающими равнинами, а центральная горка имеет высоту 18 км. Размеры кратера сопоставимы с размерами астероида; остаётся загадкой как Веста смогла пережить столь чудовищный катаклизм. Спектрометрический анализ показывает, что кратер обнажил несколько слоёв коры Весты и частично – её мантию.

Рис. 2. Телескоп «Хаббл»

Поверхность Весты (рис.3) неоднородна: восточное полушарие имеет более высокое альбедо, западное же полушарие более тёмное, встречаются участки с аномально низким альбедо. Считается, что более тёмные области соответствуют базальтовым равнинам, аналогам лунных «морей». Веста кажется уникальным объектом среди больших астероидов, так как ее поверхность состоит из светлых вулканических пород, которые обладают высокой отражательной способностью. Веста отражает около 40% падающего на нее солнечного света, в то время как Церера – всего 5%.

Рис. 3. Поверхность Весты

Космический зонд НАСА «Dawn» («Рассвет»)

27 сентября 2007 года был запущен космический зонд НАСА «Dawn» – «Рассвет» — первая космическая миссия к Весте. В небо его поднимала ракета DeltaII. Для проведения научных измерений на борту зонда имеются три основных прибора: две идентичные камеры (дублирующие друг друга для надёжности) с семью цветными фильтрами, картографический спектрометр видимого и ИК-диапазона, который фиксирует интенсивность излучения (рис. 4), а также гамма и нейтронный детектор (рис. 5). Кроме того, измерение гравитационного поля астероида будет проведено при помощи слежения за тонкими вариациями в сигнале радиопередатчика космического аппарата, дополненного данными с оптической навигационной системы.

Программа предусматривает достижение Весты в 2011 году, Цереры — в 2015 году. Целями полёта Веста и Церера избраны потому, что представляют собой противоположные

типы больших астероидов: Цереру покрывает ледяной слой толщиной до 100 км, а Веста — монолитный безводный ахондрит. Чтобы понять важность нынешней миссии, достаточно вспомнить, что три крупнейших тела в поясе астероидов — Весту, Палладу и карликовую планету Цереру — специалисты считают несостоявшимися планетами, которые в период формирования Солнечной системы не успели собрать достаточно пыли, газа и скальных обломков.

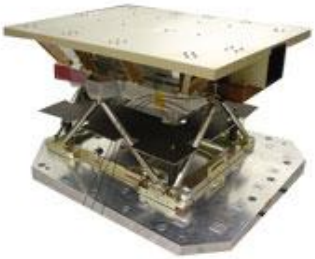


Рис. 4. Видимый и инфракрасный спектрометр

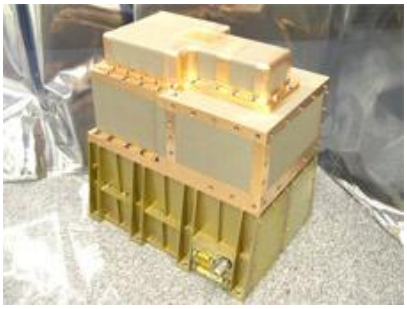


Рис. 5. Гамма и нейтронный детектор

Зонд находился на орбите вокруг астероида Веста чуть больше года, с июля 2011 по 4 сентября 2012. Этот период совпал с концом лета в южном полушарии астероида, поэтому большой кратер на южном полюсе был доступен для исследования, поскольку был освещён Солнцем. Так как сезон на Весте длится одиннадцать месяцев, то северное полушарие оказалось в поле зрения камер зонда до того, как он покинул орбиту.

«Рассвет» над Вестой

1 июня 2011 года космическим аппаратом «Dawn» были получены первые снимки Весты, на которых видно вращение астероида.

Используя свои ионные двигатели, развивающие хотя и очень маленькую тягу (десятки миллиньютонов), но в течение многих дней и часов, «Dawn» аккуратно подстраивал свою орбиту, чтобы оказаться захваченным слабой гравитацией астероида.

Когда межпланетный зонд вышел на орбиту вокруг Весты, между ними насчитывалось 16 тысяч километров. В этот момент корабль и астероид находились приблизительно в 188 миллионах километрах от Земли.

За время своей космической миссии по изучению Весты, зонд «Рассвет» спустился по спирали на 4 рабочие орбиты вокруг астероида.

С 16 июля 2011 года американский космический зонд «Рассвет» («Dawn») находился на первой дальней орбите вокруг самого яркого астероида Веста, высота которой 2700 километров.

29 сентября «Рассвет» перешел на другую орбиту. Расстояние от «Рассвета» до астероида составило 680 километров, что в четыре раза ближе. На этой орбите «Рассвет» пробыл около двух месяцев (рис. 6).

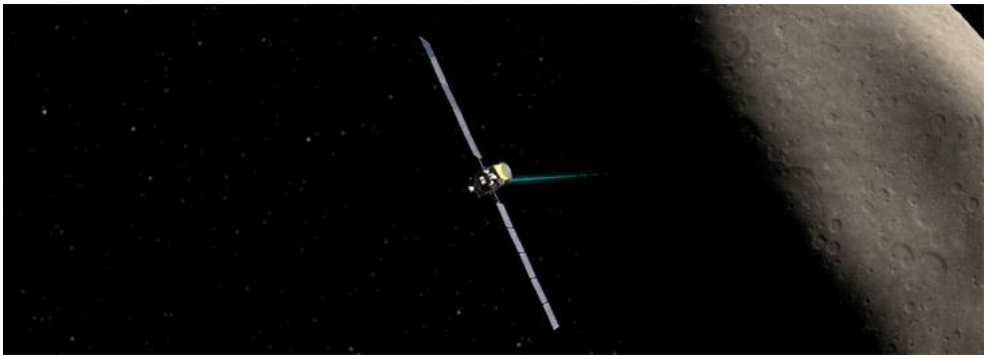


Рис. 6. «Рассвет» на орбите вокруг Весты

13 декабря 2011 года космический аппарат Dawn спустился на самую низкую из предусмотренных в рамках его миссии орбит вокруг Весты. Средняя высота этой орбиты составила 210 километров. "Изучив астероид Веста, мы теперь можем с уверенностью сказать, что это не совсем обычный астероид. Он больше похож на планету, чем на типичный астероид" - сказал Кристофер Расселл, главный исследователь миссии "Рассвет". Кроме этого, ученые обнаружили, что северное полушарие Весты довольно сильно пострадало от мощного столкновения с другим объектом около двух миллиардов лет тому назад. 4 сентября 2012 года КА «Рассвет», завершив изучение Весты, направился к Церере.

Первые названия деталей рельефа Весты

30 сентября 2011 года рабочая группа по номенклатуре планетной системы Международного астрономического союза утвердила первые названия деталей рельефа Весты. Все кратеры на астероиде будут именоваться в честь весталок, жриц богини Весты, и известных женщин эпохи Древнего Рима. Другим особенностям рельефа присвоят названия городов, существовавших в те времена. Самому большому кратеру в Южном полушарии Весты дано название Реасильвия. С помощью зонда Dawn также удалось выяснить, когда сформировался кратер Реясильвия, и к каким это привело последствиям. По данным американских ученых, неизвестный космический объект столкнулся с Вестой около миллиарда лет назад. В результате, кроме самого кратера, образовалось целое семейство мелких астероидов – Вестоидов, которые состоят из тех же пород, что и Веста.

Загадки «каменной богини»

Набор снимков, сделанных «Dawn», специалисты НАСА использовали для определения того, как ориентирована ось вращения астероида. Они также установили широтно-долготную систему координат для Весты, проведя нулевой меридиан через небольшой 500-метровый кратер, названный Claudia (рис. 7).

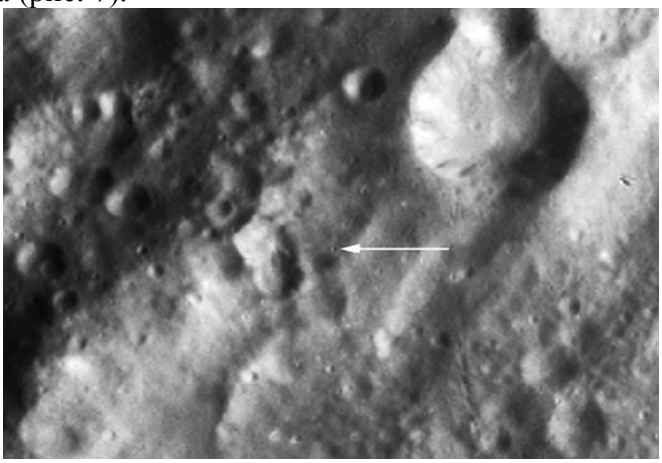


Рис. 7. 500-метровый кратер Claudia

За время пребывания на орбите этого небесного тела зонд преподнёс целый ряд сюрпризов. Оказалось, что на Весте расположена вторая по высоте гора Солнечной системы (рис. 8). По словам ученых, гора «почти такая же высокая как вулкан Олимп на Марсе». Высота этого вулкана относительно основания составляет чуть более 21 километра. Для сравнения, высота Эвереста «всего» около 8,8км.

«Рассвет» пытался отыскать на астероиде следы воды. Они обнаружены не были. Зато был обнаружен гигантский «снеговик» (рис. 9). Он оказался нерукотворным тройным кратером. Точные размеры ученым еще предстоит вычислить.

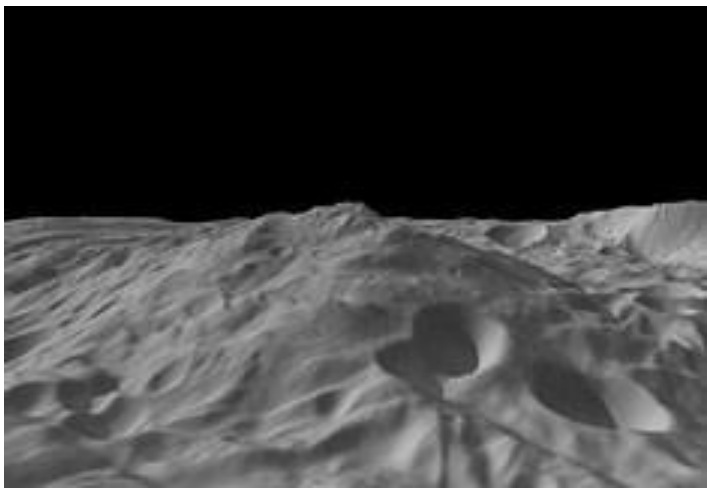


Рис. 8. На Весте расположена вторая по высоте гора Солнечной системы

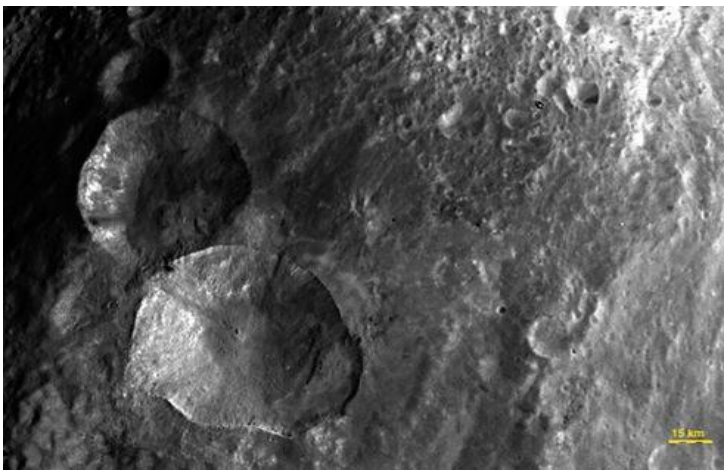


Рис. 9. «Снеговик»

Зонд удивил ученых. Во-первых, раньше они были уверены, что 460-километровый кратер у южного полюса Весты – это след от столкновения с другим небесным телом. По крайней мере, так казалось при изучении снимков, сделанных орбитальным телескопом Hubble. Однако сделанные зондом «Рассвет» крупные планы показывают, что гигантская низменность не похожа на типичный ударный кратер: стена из выброшенной породы окружает лишь половину ее окружности, а в центре находится не коническое возвышение, а округлый холм. Кроме того, аппарат выявил немало интересных деталей внутреннего строения Весты. В частности, у неё имеется железное ядро 220 км в диаметре, способное генерировать устойчивое магнитное поле.

На этом астероиде есть множество кратеров, равнин, долин, каньонов и гор, причем самых высоких гор в нашей Солнечной Системе. Долгое время астрономы не могли понять, почему на поверхности Весты отсутствуют следы активной деятельности вулканов: лавовые потоки, конусообразные вулканические горы, разломы. Теперь стало ясно, почему их не видно – из-за нескольких волн космических бомбардировок их следы скрыты расплавленной породой, которая образовывалась под ударами крупных астероидов.

Рис. 10. Поверхность астероида Веста

Поверхность астероида делится на две части — более старую и сильнее изрытую кратерами северную и более молодую и гладкую южную. Кроме того, предварительные оценки возраста кратеров Весты свидетельствуют о том, что некоторым областям поверхности южного полушария всего 2 млрд. лет. Исследовательская миссия КА «Рассвет» продолжается. Сейчас, благодаря своим ксеноновым двигателям, КА "Рассвет" стремительно удаляется от Весты. Надеемся, что зонду удастся добраться до своей второй цели, карликовой планеты Цереры, несмотря на вышедший из строя маховик.

Исследовательская часть

Исследовательская часть моей работы состояла в вычислении первой и второй космических скоростей, а также определении большой полуоси и периода обращения для «Dawn» относительно астероида Веста на трёх его орбитах.

Первая космическая скорость – это скорость, которую нужно придать объекту, чтобы вывести его на круговую орбиту.

Первая космическая скорость высчитывается по формуле:

$$v_1 = \sqrt{G\frac{M}{R}}; \qquad (1)$$

$$v_1 = \sqrt{6.6742\cdot 10^{-11}\frac{267\cdot 10^{18}}{265\cdot 10^{3}}} = \sqrt{6.6742\cdot 10^{-11}\cdot 1.007\cdot 10^{15}} = \sqrt{6.73\cdot 10^{4}} = 259.4\frac{м}{с} = 0.2594 км/с$$

Вторая космическая скорость – это скорость, которую нужно придать объекту, чтобы вывести его в открытый космос.

Вторая космическая скорость высчитывается по формуле: $v_2 = \sqrt{2}\cdot v_1$.

$$v_2 = \sqrt{2}\times 259.4 = 366.8 м/с = 0.3668 км/с$$

Я сравнил первую и вторую космические скорости для Земли, Луны, астероида Эрос и астероида Веста. (Табл. 1)

Таблица 1. Сравнение космических скоростей.

Космические скорости	Земля	Луна	Астероид Эрос	Астероид Веста
Первая космическая скорость	7,9 км/с	1, 680 км/с	$6{,}68\times 10^{-3}$ км/с	0,2594 км/с
Вторая космическая скорость	11,172 км/с	2, 375 км/с	$9{,}4\times 10^{-3}$ км/с	0,3668 км/с

Результаты исследования показали, что космические скорости для Весты в 30 раз меньше, чем для Земли, в 6,5 раз меньше, чем для Луны, но в 20 раз больше, чем для астероида Эрос.

Периоды обращения относительно астероида Весты были вычислены на основании законов Кеплера с учётом масс. Так как космический зонд «Dawn» двигается по орбите, приближённой к круговой, т.е. эксцентриситет мал, то будем считать большую полуось равной радиусу орбиты.

Период вычисляется по формуле:

$$T = \sqrt{\frac{4\pi \cdot a^3}{G \cdot (M + m)}} \qquad (2)$$

Преобразовав формулу (2), получаем рабочую формулу для вычисления периодов обращения космического зонда:

$$T_D = 2\pi \sqrt{\frac{R_D^3}{G \cdot (M_B + m_D)}} \qquad (3)$$

$$T_1 = 2 \cdot 3.14 \sqrt{\frac{(2.97 \cdot 10^4\, м)^3}{6.67 \frac{м^3}{с^2 \cdot кг} \cdot (2.67 \cdot 10^{20} кг + 725 кг)}} = 24.1 \cdot 10^4\, с$$

$$T_2 = 2 \cdot 3.14 \sqrt{\frac{(0.95 \cdot 10^6\, м)^3}{6.67 \frac{м^3}{с^2 \cdot кг} \cdot (2.67 \cdot 10^{20} кг + 725 кг)}} = 4.3 \cdot 10^4\, с$$

$$T_3 = 2 \cdot 3.14 \sqrt{\frac{(0.48 \cdot 10^6\, м)^3}{6.67 \frac{м^3}{с^2 \cdot кг} \cdot (2.67 \cdot 10^{20} кг + 725 кг)}} = 1.5 \cdot 10^4\, с$$

Полученные результаты приведены в таблице 2.

Таблица 2. Орбиты зонда «Dawn»

Высота орбиты	Большая полуось	Период
2700 км (16 июля 2011 г.)	$2{,}97 \cdot 10^6$ м	$2{,}97 \cdot 10^6$ с (около 3 суток)
680км (29 сентября2011г.)	$0{,}95 \cdot 10^6$ м	$4{,}3 \cdot 10^4$ с (около 12 часов)
210км (13 декабря 2011)	$0{,}48 \cdot 10^6$ м	$1{,}5 \cdot 10^4$ с (около 4 часов)

Заключение

Тема космических путешествий в мире современных инноваций очень актуальна и важна. Человечество мало изучило космическое пространство, и эти исследования открывают большие возможности современной науке. Астероид Веста не представляет никакой угрозы для Земли, поскольку достаточно удалён, но эта миссия является важной

вехой в истории исследования космоса (рис.11). Учёные надеются, что по итогам этой миссии они смогут узнать много нового о начале формирования Солнечной системы.

Глубокий анализ и сравнение двух небесных тел (Весты и Цереры) даст представление об их происхождении и эволюции, а значит лучшее понимание действовавших на них с момента образования (4,5 миллиардов лет назад) условий и процессов.

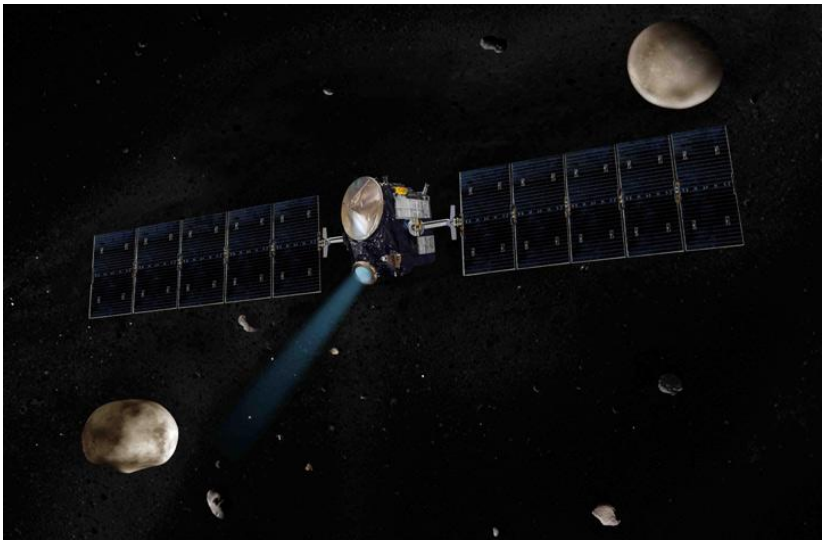


Рис. 11. Космический зонд «Dawn»

Список литературы:

1. Спенс Пем. Энциклопедия Вселенная/пер. с англ. М.Я. Рутковской. - М.:АСТ: Астрель 2005г.

2. Ранцини Ж. Космос. Сверхновый атлас Вселенной/ Пер. с англ. Г. Семёновой. – М.: Изд-во Эксмо, 2006г.

3. Левитан Е.П. Астрономия 11 класс. Изд-во «Просвещение» Москва, 1994 г.

4. Фертрегт М. Основы космонавтики. Изд-во «Просвещение» Москва, 1969 г.

5. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: http://dawn.jpl.nasa.gov, www.astronet.ru, www.krugosvet.ru, www.wikipedia.ru, свободный. – Загл. с экрана.

НАША ГАЛАКТИКА

Швейцер А.А.

Научный руководитель: Аманбаева Салтанат Перхановна, учитель физики

ОСШ имени М. Макатаева, 487870, Казахстан, ЮКО Сайрамский район, Аксу кент

E-mail: Erkenur201202@mail.ru

Когда ясной темной ночью мы всматриваемся в бескрайние просторы Вселенной, нашему взору предстает широкая белесая полоса, пересекающая звездное небо. Древние греки, наблюдая небо, сравнивали эту полосу с пролившимся молоком и поэтому назвали ее «галаксиас», что значит молочный, млечный. Это название и легло в основу термина «галактика» - Млечный Путь. Особенно хорошо виден Млечный путь осенними ночами, когда он пересекает зенит и делит небо пополам. Он виден на небосводе обоих полушарий Земли, опоясывая небосвод по кругу, но, конечно, одним взглядом с Земли можно окинуть только половину этого кольца – остальная часть скрывается под горизонтом. Полоса Млечного Пути проходит по созвездиям: Возничего, Персея, Кассиопеи, Ящерицы, Цефея, Лебедя, Лисички, Стрелы, Орла, Щита, Змеи, Змееносца, Стрельца, Скорпиона, Жертвенника, Наугольника, Волка, Южного Треугольника, Циркуля, Центавра, Мухи, Южного Креста, Киля, Парусов, Кормы Компаса, Большого Пса, Единорога, Малого Пса, Ориона, Близнецов и Тельца. Как видим, этот круг включает в себя значительно больше

созвездий, чем Зодиак, т.к. полоса Млечного Пути достаточно широкая. Наиболее широк Млечный Путь в созвездии Стрельца, в чем можно убедиться, взглянув на рисунок сентябрьского полуночного неба (рис.1). Именно в созвездии Стрельца находится центр Галактики. Если посмотреть на Млечный Путь в телескоп, то становится ясно, что он состоит из множества слабых звезд, сливающихся в одно целое для невооруженного глаза. Что же представляет из себя Млечный Путь в просторах Вселенной?

Рис.1. Млечный путь

Млечный Путь – это звездная система, в которой мы живем. Мы живем на планете Земля, которая обращается вокруг Солнца, а Солнце, в свою очередь, обращается вокруг центра этой звездной системы. Наша Галактика населена миллиардами звезд, которые живут и умирают, так же, как и люди, но жизнь их составляет миллионы и миллиарды лет. Из остатков звезд появляются туманности, в которых опять зарождаются звезды… Вокруг одной из таких звезд (Солнца) в 26000 световых годах от центра Галактики и возникла разумная жизнь, которая может наблюдать и изучать окружающий мир, изменения внутри Млечного пути и за его пределами. За последние 20 лет астрономия сделала большой шаг вперед, используя самые современные технологии для исследований Галактики в радио, инфракрасном, оптическом, рентгеновском и других диапазонах (рис.2). Эти исследования позволили нам глубже понять строение и эволюцию Галактики. Что же представляет из себя наш звездный дом по современным представлениям?

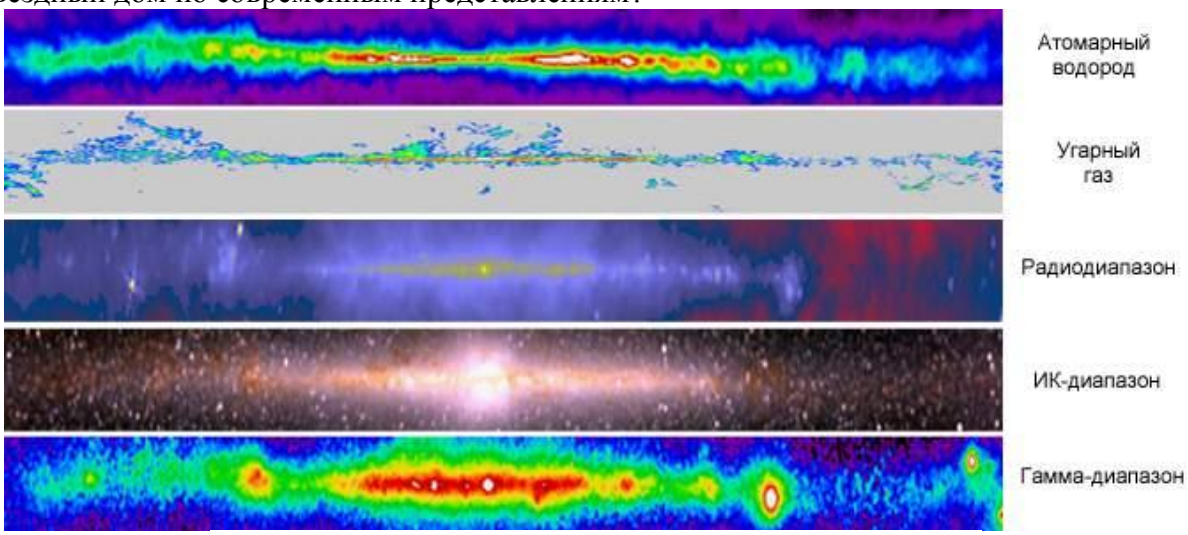


Рис.2. Спектры электромагнитного излучения в космосе

Млечный Путь - огромная, гравитационно связанная система, содержащая около 200 миллиардов звезд (из которых лишь 2 миллиарда звезд доступно наблюдениям), тысячи гигантских облаков газа и пыли, скоплений и туманностей. Млечный Путь сжат в плоскости

и в профиль похож на «летающую тарелку» (рис. 3). По геометрическим соображениям наш звездный остров состоит из трех основных частей:

1.Центральная часть Галактики (ядро), которая состоит из миллиардов старых звезд;

2.Относительно тонкий диск из звезд, газа и пыли диаметром 100000 световых лет и толщиной несколько тысяч световых лет;

3.Сферическое гало (корона), содержащее карликовые галактики, шаровые звездные скопления, отдельные звезды, группы звезд и горячий газ.

Кроме этого, Галактика содержит темную материю, которой гораздо больше, чем всего видимого вещества во всех диапазонах. Галактика вращается, но не равномерно всем диском. С приближением к центру эта скорость растет. Солнечная система делает оборот вокруг центра Галактики за 220 миллионов лет.

Центр нашей звездной системы представляет собой очень массивную область диаметром в несколько световых лет (рис. 4). Астрономы считают, что в центре Галактики находится супермассивная черная дыра массой 3 миллиона Солнц. В инфракрасном диапазоне ядро Галактики асимметрично, т.е. северное полушарие ядра больше, чем южное. Эта асимметрия объясняется полосой из старых углеродных звезд возрастом 2 миллиарда лет в направлении центра Галактики по лучу зрения. Эта полоса имеет размеры 15000 световых лет в длину и 5000 лет в ширину. Но эти размеры остаются под сомнением.

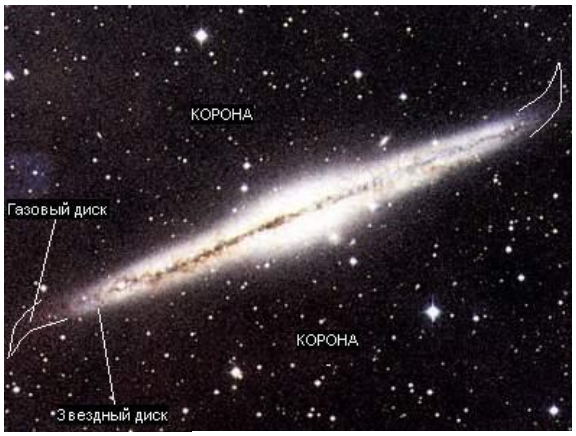


Рис. 3. Млечный Путь в профиль

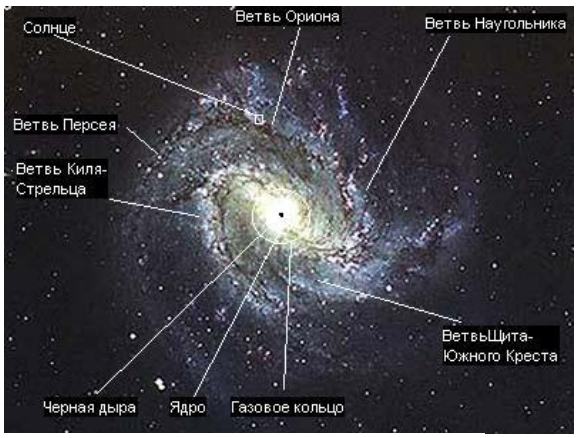


Рис. 4. Строение Галактики

Между центром Галактики и спиральными рукавами (ветвями) находится газовое кольцо. Это кольцо представляет из себя смесь газа и пыли, сильно излучающую в радио и инфракрасном диапазоне. Ширина кольца составляет около 6 тысяч световых лет. Расположено оно между 10000 и 16000 световых лет от центра системы. Газовое кольцо содержит миллиарды солнечных масс газа и пыли и является местом активного звездообразования. Изучение этого кольца проводилось по облакам газа и пыли, находящихся вдоль луча зрения, и поэтому данные о расстоянии до него вызывают сомнения. Дело в том, что радиоизмерения проводятся по излучению водорода, который одинаково светится на ближней и дальней части объекта. Одни ученые считают, что это кольцо является не кольцом, а сгруппировавшимися спиралями. Другие ученые настаивают на существовании этого кольца. Исследования других галактик не дало перевеса ни для одной из этих гипотез. Однако, последние исследования радиоэмиссии атомарного водорода с применение экранирования близлежащих областей, похоже, дает основания для существования этого газового кольца.

За газовым кольцом находятся спиральные рукава (ветви) галактики. Астрономы убедились в существовании спиральных рукавов полвека назад по тому же излучению атомарного водорода на волне 21 сантиметр. Изучение спиральных рукавов вызывает определенные трудности, т.к. ученые пытаются создать внешний образ Галактики, изучая ее изнутри, что совсем непросто. Трудность подобных исследований еще и в том, что

молекулярный газ в спиралях распределен не равномерно, к тому же газ не всегда подчиняется вращению Галактики и вносит в измерения погрешности. Это приводит к неопределенностям в результатах наблюдений. Тем не менее, наблюдая скопления звезд и пылевые туманности в Галактике, ученые пришли к выводу, что Млечный Путь состоит четырех основных спиральных рукавов. Эти ветви исходят от газового кольца и расходятся от него под углом 20 градусов. Подтверждение этому было получено наблюдениями пульсаров в разных областях Галактики. По регистрации излучения пульсаров можно определить скопления масс электронов, которые естественным образом скапливаются в спиральных рукавах. Эти наблюдения подтверждают существование именно 4 спиральных рукавов. Год назад радиоастрономы обнаружили еще один спиральный рукав, очень отдаленный от центра Млечного Пути, но остается под сомнением, новый ли это рукав или продолжение одного из существующих. Внешние границы диска Галактики представляют собой слой атомарного водорода, который распространяется на расстояние 15000 световых лет от крайних спиралей на периферии. Этот слой толще в 10 раз, чем в центральных областях, но во столько же раз менее плотный. Характерно, что края этого слоя изогнуты в разных направлениях на разных краях диска. Это объясняется влиянием спутников Галактики (карликовой галактики в Стрельце и других). На окраинах Галактики обнаружены так же плотные области газа размерами несколько тысяч световых лет, температурой 10000 градусов и массой 10 миллионов Солнц.

Корона Галактики содержит шаровые скопления и карликовые галактики (Большое и Малое Магеллановы облака и другие) (рис. 5). В галактической короне обнаружены отдельные звезды и группы звезд. Некоторые из этих групп взаимодействуют с шаровыми скоплениями и карликовыми галактиками. Ранее предполагалось, что корона Галактики образовалась раньше самой Галактики, но теперь ученые больше склоняются к выводу, что корона – это следствие каннибализма Нашей Галактики по отношению к галактикам-спутникам. Это говорит о том, что шаровые скопления могут быть остатками бывших галактик-спутников. Изучение нашего звездного дома продолжается. Новые космические телескопы постепенно оставляют все меньше и меньше тайн о самой разумной галактике во Вселенной.

Рис. 5. Корона Галактики

Но и простые любители астрономии, могут успешно изучать строение ближайших областей Млечного Пути своими скромными средствами, а такие туманности как, Северная Америка видны и невооруженным глазом. В Млечном Пути имеется множество интересных объектов для наблюдений. Особенно богато ими созвездие Стрельца. Это шаровые звездные скопления и газопылевые туманности с областями звездообразования. В других созвездиях, как, например, в Кассиопее, имеется множество красивых рассеянных звездных скоплений. Путешествия по Млечному Пути с телескопом не оставят равнодушным даже далекого от астрономии человека.

Кроме видимой части Млечного Пути представляет интерес положение Солнечной системы в Галактике. Плоскость Галактики и плоскость Солнечной системы не совпадают, а находятся под углом друг к другу и планетная система Солнца скорее катится, чем плывет, совершая оборот вокруг центра Галактики. На схеме (рис. 6) показано положение Солнечной системы (ее наклон) относительно плоскости Галактики (направление на Солнце и центр Галактики совпадают). Наблюдая Млечный Путь ясными осенними ночами, помните, что это наш звездный дом во Вселенной, в котором, несомненно, есть еще населенные планеты, где живут такие же разумные существа, как мы с вами, братья по разуму. Они так же смотрят на небо, видят тот же Млечный Путь и маленькую искорку - Солнце среди миллиардов звезд.....

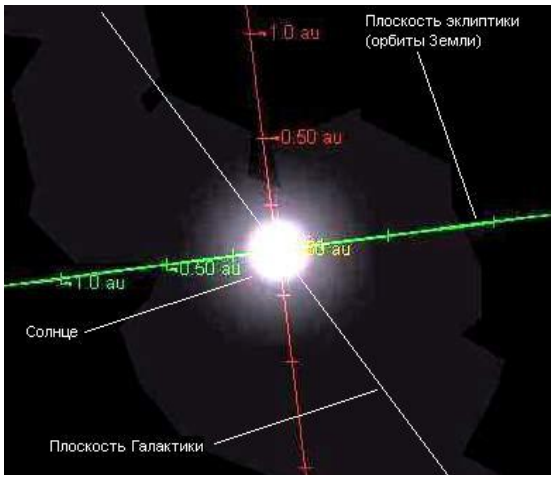


Рис. 6. Положение Солнечной системы относительно плоскости Галактики

Список литературы:

1. Наша Галактика. Наша Галактика – звездный дом, в котором мы живем. [Электронный ресурс]. - Режим доступа: www.astrogalaxy.ru, свободный. – Загл. с экрана.

ПЛАНЕТА МАРС

Штапуренко О.В.
Научный руководитель: Аманбаева Салтанат Перхановна, учитель физики
ОСШ имени М. Макатаева, 487870, Казахстан, ЮКО Сайрамский район, Аксу кент
E-mail: Erkenur201202@mail.ru

Марс назвали в честь бога войны за свой кроваво-красный цвет, который сразу же бросается в глаза и еще более интенсивен при наблюдениях в телескоп. К сожалению, это название оказалось весьма символическим, когда на рубеже нашего столетия, именно из-за этой планеты среди астрономов разгорелись настоящие баталии. На одной из сражающихся сторон был Персиваль Ловелл, несший знамя, впервые поднятое Скипарелли, и его сторонники, на другой - значительная часть астрономического мира. Поводом для баталий послужили марсианские "каналы", которые наблюдал Скипарелли и Ловелл.

Марс - четвертая по расстоянию от Солнца планета Солнечной системы. На звездном небе он выглядит как немерцающая точка красного цвета, которая время от времени значительно превосходит по блеску звезды первой величины. Марс периодически подходит к Земле на расстояние до 57 млн.км., значительно ближе, чем любая из больших планет, кроме Венеры. По основным физическим характеристикам Марс относится к планетам земной группы. По диаметру он почти вдвое меньше Земли и Венеры.

Атмосфера

Среднее давление составляет 0.6% от земного. Она, подобно венерианской состоит из углекислого газа (0.95 по объему), азота, аргона и кислорода (0.02% по объему). Большой

интерес представляет содержание водяного пара, особенно в связи с вопросами о природе облаков и возможности и существования жизни на Марсе. Если осадить всю воду (пар) Марса, то получится слой в 0.1 мм. Количество водяного пара на Марсе, по-видимому, оставалось постоянным и равным 1.3 км воды в течение трех марсианских месяцев наблюдений. Планета окутана газовой оболочкой, атмосферой, которая имеет меньшую плотность, чем земная. Даже в глубоких впадинах Марса, где давление атмосферы наибольшее, оно приблизительно в 100 раз меньше, чем у поверхности Земли, а на уровне марсианских горных вершин в 500-1000 раз меньше. Тем не менее в атмосфере Марса наблюдаются облака и постоянно присутствует более или менее плотная дымка из мелких частиц пыли и кристалликов льда. Как показали снимки с американских автоматических посадочных станций "Викинг-1" и "Викинг-2", марсианское небо в ясную погоду имеет розоватый цвет, что объясняется рассеянием солнечного света на пылинках и подсветкой дымки оранжевой поверхностью планеты. При отсутствии облаков газовая оболочка Марса значительно прозрачнее, чем земная, в том числе и для ультрафиолетовых лучей, опасных для живых организмов. Солнечные сутки на Марсе длятся 24 часа 39 минут 35 секунд.

Температура на Марсе

Температура поверхности Марса была довольно хорошо изучена по наземным наблюдениям в инфракрасных лучах. Максимальная температура -33град. по Цельсию достигает вблизи подсолнечной точки. Самая низкая температура -139 град. по Цельсию наблюдается вблизи южного полюса, где может конденсироваться углекислый газ. Для Марса характерен резкий перепад температур. В так называемых оазисах, в районах озера Феникс (плато Солнца) и земли Ноя перепад температур составляет от -53 до +22град. по Цельсию летом и от -103 до -43 градусов зимой.

Температурные условия на Марсе суровы с точки зрения жителя Земли. Полученные из наблюдений сведения о температуре явились ключом к объяснению природы полярных шапок, которые при наблюдениях в телескоп видны как светлые, почти белые пятна возле полюсов планеты. Когда в северном полушарии Марса наступает лето, северная полярная шапка быстро уменьшается, но в это время растет другая возле южного полюса, где наступает зима. В конце XIX-XX в. считали, что полярные шапки Марса, это ледники и снега. По современным данным, обе полярные шапки Марса, северная и южная, состоят из твердой двуокиси углерода, т.е. сухого льда, который образуется при замерзании углекислого газа, входящего в состав марсианской атмосферы, и из водяного льда с примесью минеральной пыли.

Вода

Многие очень извилистые русла, разветвленная система притоков свидетельствует о том, что в прошлом поверхность планеты бороздили мощные потоки воды. Были ли на Марсе когда-нибудь океаны или озера воды? Вероятно, нет, потому что тогда должна была бы существовать плотная атмосфера, от которой остались бы тяжелые инертные газы, а они не наблюдаются.

Рельеф

Повторяющийся характер изменений в полярных шапках прямо указывает на то, что эти белые области состоят из обычного водяного снега, который тает при возрастании температуры. Не исключено, что они состоят из замершего углекислого газа, или "сухого льда". Кроме полярных шапок на Марсе отмечаются такие образования, как вулканы, горы. Например, кратер горы Арсия - в поперчнике около 125 км. С вулканами и поднятиями Фарсида связаны огромные системы трещин и гряд, некоторые из них тянутся на 1000 км и в целом имеют радиальное направление из центральной области больших вулканов. Эти трещины и гряды свидетельствующих о напряжениях, возникших при поднятии всей области Фарсида. Помимо этих гор, вулканов и потоков лавы конвекция в некогда расплавленных недрах Марса породила величественные рифтовые долины, вероятно, родственные большим океаническим рифтам на Земле, которые выходят на сушу в Эфиопии. Очень загадочным

представляется еще одно образование – лицо. Некоторые считают, что это следы цивилизации. Однако скорее всего это следы различных процессов, протекающих на Марсе. В 1975 году на основе материалов телевизионной съемки всей поверхности планеты с космических аппаратов была составлена карта марсианского рельефа, многие из которых уже получили названия, и на карте Марса появились имена деятелей науки и культуры, в том числе русских и советских ученых: кратеры Ломоносов, Королев, Фесенков и другие. Нанесенные на карты Марса еще XIX веке темные области в основном сохраняют свои очертания, но в научной литературе указаны многочисленные примеры местных изменений отражательных свойств отдельных районов Марса. Ветропылевая гипотеза, разрабатываемая в последние годы в США для объяснения изменений на Марсе, впервые была предложена известным советским астрономом В.В. Шароновым еще до полетов к Марсу космических аппаратов. В течение многих лет популярными были гипотезы, в основе которых лежит изменение оптических свойств некоторых веществ под влиянием изменений на Марсе биосферы, т.е. живых организмов. Задача поисков жизни на Марсе была одной из основных в американской программе "Викинг" (посадка на Марс в 1976 году и одновременно наблюдения с орбитальных аппаратов). Однако обнаружить какие-либо следы жизни не удалось. Не оказалось в образцах грунта и органических соединений. Были проведены исследования элементарного состава образцов марсианского грунта. Найдено близкое сходство химического состава образцов в двух взаимно удаленных местах посадки. В исследованных образцах обнаружено содержание окислов кремния и железа. Содержание серы (вероятно, в виде сульфатов) в десятки раз больше, чем в земной коре. На снимках Марса найдены следы как ударно-метеоритной, так и вулканической активности, а также следы движений, поднятий и растрескиваний марсианской коры и следы многих процессов разрушения и сглаживания рельефа поверхности, перемещения и отложения насосов. Перепад высоты между высочайшими вершинами и наиболее глубокими впадинами на Марсе составляет около 20 км. Для марсианских гор характерны многовершинные, в основном сглаженные формы. Кроме того, обнаружены типичные вулканические конусы с кратерами на вершине. Предпринятые на борту искусственных спутников Марса поиски признаков современной активности марсианских вулканов пока не дали положительных результатов.

Есть ли жизнь?

Главная, вероятно, основная цель полетов "Викингов" к Марсу состояла в поисках форм внеземной жизни. Были выполнены три сложных биологических эксперимента: пиролизное разложение, газовый обмен, разложение метки. Они основаны на опыте изучения земной жизни. Эксперимент по пиролизному разложению основывался на определении процессов фотосинтеза с участием углерода, эксперимент с разложением метки был основан на допущении о необходимости воды для существования, а эксперимент по газовому обмену учитывал, что марсианская жизнь должна использовать воду в качестве растворителя. Хотя все три биологических эксперимента дали положительный результат, они, вероятно, имеют небиологическую природу и могут быть объяснены неорганическими реакциями питательного раствора с веществом марсианской природы. Итак, можно подвести итог, что Марс - планета, не имеющая условия для возникновения жизни.

Список литературы:

1. Электронные ресурсы;
2. Энциклопедия;
3 Астрономия учебник 11 класса.

DEVOLOPING SENSOR OF CORIOLIS FLOWMETER

T.N. Balandina, E.A. Balandin
Scientific advisor: L.B. Gyrin, Associate professor
Linguistic advisor: G.V. Shvalova, senior teacher
Tomsk Polytechnic University, 634050, Russia, Tomsk, 30 Lenina avenue

Increasing requirements to the quality measurement of the consumption on nodes of custody transfer meet the necessity of replacing a number of outdated equipment with more modern. They should correspond to some criteria: mass flow, density measurement, temperature measurement, the presence of a computer interface, comfort for assembling and production [1].

Devices that meet this requirement refer to the direct method mass measuring product.

Such instrument is the Coriolis mass flowmeter. Ite has a higher accuracy than other flow meters, has a number of advantages over the volumetric measurement. The first is the measurement of mass flow directly. This is particularly important in the chemical industry, requiringan accurate accounting of fluids.

The purpose of this project is to develop the design of Coriolis mass flowmeter with a curved tube.

The objective of the article is to regard the operational mode of mass flow meter and its application in industry. When a fluid is flowing in a pipe and it is subjected to coriolis acceleration through the mechanical introduction of apparent rotation into the pipe, the amount of deflecting force generated by the Coriolis inertial effect will be a function of the mass flow rate of the fluid**.** If a pipe rotates around a point while liquid is flowing through it (toward or away from the center of rotation), the fluid will generate an inertial force (acting on the pipe) that will be at right angles to the direction of the flow.

A particle (dm) travels at a velocity (V) inside a tube (T)(Figure 1). The tube is rotating about a fixed point (P), and the particle is at a distance of one radius (R) from the fixed point. The particle moves with angular velocity (w) under two components of acceleration, a centripetal acceleration directed toward P and a Coriolis acceleration acting at right angles to a_r.

Centripetal acceleration: $a_r = w \cdot 2r$

Coriolis acceleration : $a_t = 2w \cdot v$

In order to impart the Coriolis acceleration (at) to the fluid particle, a force of at (dm) has to generate by the tube. The fluid particle reacts to this force with an equal and opposite Coriolis force:

$$F_c = a_t \cdot dm = 2 \cdot w \cdot v \cdot dm$$

So, if the process fluid has density D and is flowing at constant speed inside a rotating tube of the cross-sectional area A, the segment tube length x will experience a Coriolis force of magnitude: $F_c = 2w \cdot v \cdot D \cdot A \cdot x$

Because the mass flow rate is $dm = D \cdot v \cdot A$, the Coriolis force $F_c = 2w \cdot dm \cdot x$ and, finally:

$$Mass\ Flow = \frac{F_c}{2w \cdot x}$$

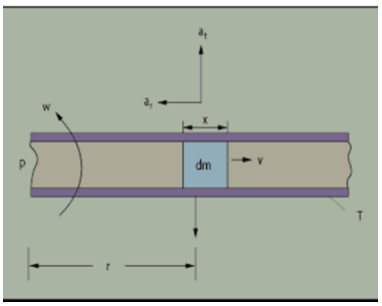


Fig. 1. Coriolis acceleration

This is how the Coriolis force measurement exerted with the flowing fluid on the rotating tube can provide an indication of theflow rate mass. Naturally, rotating a tube is not beneficial, while building a commercial flow meter.The tube oscillating or vibrating can achieve the same effect. Coriolis flow meters can measure flow through the tube in the forward or reverse directions.[2]

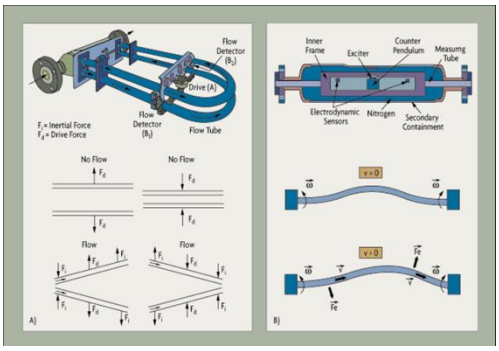


Fig. 2. Type of tube Coriolis Mass Flowmeter

A tube can be curved or straight, and some designs can also be self-draining when mounted vertically (Fig 2). When the design consists of two parallel tubes, flow is divided into two streams by a splitter near the meter's inlet and is recombined at the exit. In the single continuous tube design (or in two tubes joined in series), the flow is not split inside the meter.

In other case, drivers vibrate the tubes. These drivers consist of a coil connected to one tube and a magnet connected to the other. The transmitter applies an alternating current to the coil, which causes the magnet to be attracted and repelled by turns, thereby forcing the tubes towards and away from one another.

The lack of the flow in two- tube design (Fig 2-A), the vibration caused by the coil and magnet drive results in identical displacements at the two sensing points (B1 and B2).The flow presence allows Coriolis forces to act producinge a secondary twisting vibration, resulting in a small phase difference in the relative motions. The sensing points detect it. The tubedeflection caused by the Coriolis force exists at the presence of axial fluid flow and the tube vibration. Vibration at zero flow, or flow without vibration, does not produce an output from the meter.[2]

As a result of this work the parameters of tubes and their operating frequencies calculated. The pipes are made of steel Aisi 316 L.

This steel is austenitic non-hardening. Molybdenum (Mo) makes it particularly resistant to corrosion. Also the technical properties of the steel at high temperatures better than comparable steels containing no molybdenum.

For the pipeline, considered as a rod with a constant cross-section with the same support, the natural frequency fj, corresponding to j-a form of natural oscillations (in this case $j=1$)[3]:

$$f_j = \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{K_j^2}{L^2} \sqrt{\frac{E \cdot I}{m}}$$

$$f_1(1) = \frac{1}{2 \cdot 3.14} \cdot \frac{1.76^2}{0.4^2} \sqrt{\frac{19 \cdot 10^{-4} \cdot 10^6 \cdot 0.0097}{0.166}} = 32.5Hz$$

$$f_1(2) = \frac{1}{2 \cdot 3.14} \cdot \frac{1.76^2}{0.4^2} \sqrt{\frac{19 \cdot 10^{-4} \cdot 10^6 \cdot 0.011}{0.216}} = 30.3Hz$$

where, K_j - j-th the frequency root equation for the form of pipes is 1.76.

L - the pipe length of is 0.4 m.

E - Modulus of elasticity are equal to 19,5 · 10^{-4},MPa at 20 ° C, and 19,0 · 10^{-4}MPa at 300 ° C.

I - Moment of inertia, for pipe flow with the moment of inertia of the fluid density $\rho_l = 0.6 \cdot 10^3 kg/m^3$, is $0.0097 kg \cdot m^2$, for the inertia moment of the pipe flow with the fluid density, $\rho_l = 1.6 \cdot 10^3 kg/m^3$ is $0.011 kg \cdot m^2$.

m - the pipe mass with the liquid density is $\rho_o = 0.6 \cdot 10^3 kg/m^3$ equal to 0.166 kg, with a density of $\rho_o = 1.6 \cdot 10^3 kg/m^3$ 0.216 kg of liquid.

The calculation of these parameters is necessary in order to choose the right electromagnetic (drive) excitation coil and a magnet.

Coriolis mass flow meters can detect the flow of all liquids, including Newtonian and non-Newtonian, as well as that of moderately dense gases. Self-draining designs are available for sanitary applications that meet clean-in-place requirements.

Most meters provided with intrinsically safe circuits between the flow tube and the transmitter. Therefore, the amount of driving power that can be delivered to the flow tube is limited.

When fluid is unloaded from tank trucks, drums, or railroad cars, slug flow can occur, making the meter output unpredictable. If a slug-flow recovery feature provides in the transmitter, it will stop the measurement when slug flow is detected by the excessive drive power drawn or by the drop in process density (reduction in sensor output amplitude).[1]

The amount of air in the process fluid that can be tolerated by a meter varies with the viscosity of the fluid. Liquids with viscosities as high as 300,000 centipoise can be metered with Coriolis meters. Gas content in such highly viscous liquids can be as high as 20% with the small bubbles still remaining homogeneously dispersed. Gas content in low viscosity fluids, like milk, will separate at concentrations as low as 1%.

The cost of an average-sized (under 2 in.) Coriolis flowmeter is between $4,000 and $5,000. These mass flowmeters provide short payback periods on applications where measurement accuracy lowers production costs (bathing, billing) or where multiple measurements (including density, temperature, and pressure) are needed. On the other hand, they may not be competitive when used in simple flow measurement applications where volumetric sensors are sufficient and where the repeatability is more important than the precision. The ability to extract data on total mass charged, solids rate, percent solids, and viscosity from a single instrument does lower the total cost of measurement, improves the process control, and provides redundancy for other instruments.[2]

Coriolis meters are becoming ever more popular. Newer Coriolis meter technologies can handle measurements even in entrained gas conditions. Corioilis flow meters are used in a wide range of applications in the oil and gas, petrochemical, food industry and general industries due to their ability to measure mass flow.

Reference list:

1. *G. J. Blickley (1995). Coriolis for the Masses. Control Engineering , 55,761-799.*
2. *Complete Flow and Level Measurement(1995). Encyclopedia OMEGA [online].Retrieved January 5, 2004. URL: http://www.omega.com/literature/transactions/volume4/T9904-10-MASS.html (Data 15.11.2012).*
3. *CA 03-003-07 Standard Association. Calculations of strength and vibration of the steel process piping.2007.*

DIE AUSWERTUNG VON ENERGIEEFFIZIENZ DER EXTREMEN SOLARZELLEN-REGELUNG FÜR STROMVERSORGUNGSSYSTEM VON SATELLITEN

S.B. Gabbasova
Wissenschaftliche Lehrleiterin: ProhorezE.K., PhD, dozentin
Tomsker Polytechnischen Universität, 634050, Russland, Tomsk, Lenina Straβe, 30
E-mail: ssb1987@yandex.ru

GLONASS ist ein globales Navigationssatellitensystem, das vom Verteidigungsministerium der Russischen Föderation betrieben und finanziert wird. Dieses Satellitensystem ist seit Ende der 1980 Jahre aktiv. Das System basiert auf drei Bahnebenen und besteht aus 24 Satelliten [1].

Heute gibt es ein Bundesprogramm für die Modernisierung des GLONASS-Systems, die bis Jahr 2020 geplant ist. Nutzungsdauer des Satelliten muss mindestens 15 Jahre bestehen.

Also die Verbesserung der Energieeffizienz von Solarzellen ist das dringendste Problem. Die Energieeffizienz der Solarzellen bestimmt die Qualität des Betriebs und die Nutzungsdauer von Raumschiffen.Das Energiesystem des Sattelites besteht aus:

- Solarzellen;
- Akkumulatoren;
- Energieverteilungssystem.

Die Sonnenenergie ist die am häufigsten verwendete Energiequelle bei Satelliten. ImBetriebsprozess wirken verschiedene Faktoren auf dieenergetischen Kennziffervon Solarzellen:

- die gegenseitige Konstellation derSonne, derBahnebeneund die Achsendes Raumfahrzeugs;
- die Differenz der Temperaturbedingungenvon Solarzellen: Temperaturbereich ist von-140 bis+90 Grad;
- dieNichtlinearität der Strom-Spannungs-Kennlinie der Solarzelle:Solarzellen sind die Energiequelle mit nichtlinearen Innenwiderstand und haben in ihrer Strom-Spannungs-Kennlinie die Voll-Leistung;
- der Abbauvon Solarzellen.

Der Wirkungsgrad ist dabei jedoch nicht konstant. Die Leistungswerte verschlechtern sich unter dem Einfluss ionisierender Strahlung des Weltraums und mit der Zunahme der Temperaturen bei der Arbeit an der Sonne.Dementsprechend muss das System entsprechend flexibel, fehlertolerant und robust sein. Diese Faktoren könnenim Labormeist nicht realisiert werden.

In dem Forschungs-und Produktionszentrum "Poljus" wurde in der letzten Zeitein Simulator der Solarzellen entwickelt.Aufgrund des entwickelten Simulator ist es möglich geworden, verschiedene Arten von Strom-Spannungs-Kennlinie von Solarzellen unter verschiedenen Bedingungen zu simulieren.

Die Hardware-Implementierung des Solar-Simulators besteht aus einem Satz von nicht-linearen Elemente, die Strom-Spannungs-Kennlinie wie eine Solarzelle haben.

Strom-Spannungs-Kennlinie wird durch folgendeKennziffergegeben:

- Leerlaufspannung (U_{ls});
- Kurzschlussstrom($I_{\kappa s}$);
- die optimalen Wertevon Strom und Spannung(I_{opt}, U_{opt}).

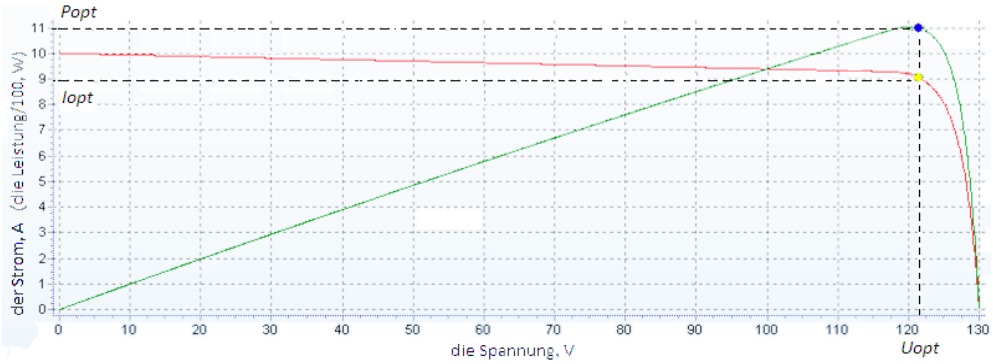


Abb. 2. Strom-Spannungs-Kennlinie und Volt-Watt-Kennlinie der Solarzellen

Die statische Kennlinieist nicht linear undhat Voll-Leistung.Der Punkt von optimalen Werte entspricht dem Rückkehr der Voll-Leistung und dem minimalen Energieverlust. Mit dem Ziel der Erhöhung des Leistungs-zu-Gewicht-Verhältnisses ist der Abtrieb der Voll-Leistung nötig.Dieses Prinzip wurde in dem Energieversorgungssystem mit der extremen Regelung implementiert [2].

Das Steuerverfahren basiert darauf, dass der Controller den Wert unter variierenden Betriebsbedingungen steuert.Die Arbeit des Satelliten wurde während des Experiments an verschiedenen Stellen der Umlaufbahn simuliert. Diese Bereichen zählen:

- das Gebiet mit reichlicher Solarenergie;
- den Schatten der Erde;
- das Gebiet mit dem Mangel an Solarenergie.

Von besonderem Interesse ist der Abschnitt des Aufstiegs des Satelliten aus dem Erdschatten. Die Verweilzeit der Raumsonde an der Stelle ist 10 Minuten. Während dieser Zeit steigert sich der Stromverbrauch um 50%.Die Solarzellen erhitzen sich und gelingen in Gleichgewicht in Temperatur und Spannung. In diesem Bereich gibt es maximalen Verlusten von Solarenergie, die für die Batterie-Aufladung nötwendig ist.

Weiter lassen wir die Ergebnisse des Experiments darstellen, die die Effizienz des Leistungssteuerorganes erweisen.

Die Prüfung wurde in zwei Moden durchgeführt: schrittweise und automatisch.

Tabelle 1

Ergebnisse des Experiments			
Parametrs des Solarzelle	ohne Leistungsregelung	mit Leistungsregelung	
		schrittweise	automatische
die Leerlaufspannung, V	138,00	138,00	138,00
Kurzschlussstrom, A	12,00	12,00	12,00
die maximale Leistung, W	1516,00	1643,74	1643,20
optimale Spannung, V	-	117,12	116,90
die minimale Leistung, W	-	-	1619,14
minimale optimale Spannung, V	-	-	116,64
die Differenz zwischen dermaximalen Leistung, W	-	0,54 (24,6)	
Energiehaushalt, W	-	127,20 (103,14)	
Genauigkeit der Suche des Extremwerts, %	-	99,96 (98,54)	
Fehler der Suche der optimale Betriebsspannung, V	-	0,22 (0,48)	

Die Ergebnisse zeigten, dass die Energiebilanz eine Leistung ist, die das Solarmodul zusätzlich für das Spannungssystem von Satelliten liefern kann. Dies kann eine effizientere Nutzung der Solarenergie ermöglichen und die aktive Betriebsfrist des Satelliten in der Umlaufbahn verlängern.

Quellenverzeichnis:

1. Andere bieten ein Satellitensystem. Wir die beste Konfiguration. [Электронный ресурс]. - Режим доступа:www.eposa.at, свободный. – Загл. с экрана

2. Бортовые системы электропитания искусственного спутника Земли с экстремальным регулированием мощности солнечной батареи / М.В. Нестеришин, А.В. Жихарев, В.О. Эльман, С.А. Поляков // Космические вехи: сб. науч. статей, посвященных 50-летию создания ОАО "ИСС им. акад. Решетнева''. - Красноярск: ИПСуходольскаяЮ.П., 2009.

VIBRODIAGNOSTICS OF SMALL SPACECRAFTS

Gorda I.O.
Scientific advisor: Kalinichenko A.N., A/Professor
Linguistic advisor: Shvalova G.V., senior teacher
Tomsk Polytechnic University, 634050, Russia, Tomsk, Lenin, 30
E-mail: igorda@list.ru

Spacecraft are complex electronic and electromechanical systems. Conditions of their operation are rather complex: - heat, radiation, overload at startup. Therefore, to ensure continued operation one needs a verification of the quality of parts and systems at all stages of production. For troubleshooting, the vibration testing is often used.

The vibration diagnostics is one of the most reliable methods of troubleshooting mechanisms. That's way one can determine the imbalance, looseness, misalignment, breach geometry line shaft misalignment or misalignment of shafts, can also detect damage to the bearings, lubrication problems. Vibrodiagnostic analysis can detect defects in its infancy and the early stages of development; it is also possible to determine the extent and severity of found defects. The main objectives of vibration monitoring:

- Prevention of defects of the mechanism;
- Elimination of unbalanced forces;
- Being developed defects.

The main objective of vibration monitoring in the design phase is to reduce the oscillation forces in the source and to optimize the mechanical properties of the individual nodes. Tasks during manufacture apparatus are as rotor balancing, control of deliverables analyze and address the causes of excessive vibration.

Advantages of the method:

- Finding the hidden defects;
- Short time of diagnosis;
- The ability to detect a failure in the stage of nucleation;
- No assembly-disassembly mechanism.

At the basic features of the oscillatory process:

- Vibrodisplacement - the coordinate of the position of the point in the mechanical vibration s(t);
- Vibration velocity - the first derivative with respect to time of vibrodisplacement $v = \frac{ds(t)}{dt}$;
- Vibroacceleration - the second time derivative of vibrodisplacement $a = \frac{d^2 s(t)}{dt^2}$;
- Sharpness - the third time derivative of vibrodisplacement $r = \frac{d^3 s(t)}{dt^3}$.

As vibrodiagnostic usually takes the following parameters:

- PIC - the maximum value of the signal in the interval of time;
- RMS - root mean square value (RMS) of the signal for the given frequency band;
- PIC factor - the ratio of the parameters of the PIC and the RMS;
- peak-peak (pp) - the difference between the maximum and minimum value of the signal in the interval of time.

For rapid failure mechanism may resonance. Resonance is the state of the system, in which the excitation frequency is close to the natural frequency of the mechanism. In the spectrum of theresonance appears as a peak whose position remains constant as the machine speed. To determine the resonance mechanism to test-blow test acceleration or coasting or test with varying speed.

A test shot. In this test the mechanism hit with a heavy object, recording with the vibration data. If you stand out in a damped natural frequencies of vibration, therefore, a resonance has mechanism (or several).

Acceleration or coasting. The vibration data is written during the acceleration mechanism from the start to the operating speed or during its braking (coasting) after the shutdown of the operating speed to a stop.

Test with varying speed. The speed tests mechanism vary widely, taking with vibration data and tachometer readings.

The vibration study as a function of time analyzes the following parameters:

- Form a temporary vibration signal;
- The orbit of the center of the shaft;
- Parameters of the probability density function of its instantaneous values.

Some types of vibration analysis:

1. Spectral;
2. Modal;
3. Cepstral.

The spectral analysis is a method of signal processing, allowing to identify frequency content of the signal. The revealed increased amplitude of vibration at frequencies matching the frequency components may damage mechanism of resonance frequencies as well as at the operating frequencies. By spectral analysis using successive filters or band pass filter. The analysis is performed in the frequency domain with a constant relative width of the frequency band (POSHP) and in the frequency domain with a constant absolute width of the frequency band (PASHP). POSHP analysis conducted in the band of the same width on a logarithmic frequency scale (bandwidth in this case will be the same octave, half octave or third). For analysis in PASHP used frequency bands, the width of which is equal to 0.25, 0.75, 1.0, 2.5, 5.0, 7.5, 25.0 Hz.

Modal analysis is an experimental method for determining the dynamic characteristics of the mechanisms at the basis of the measurement and analysis of forced mechanical vibrations. The analysis used to determine the natural frequencies and mode shapes of a linear elastic system.

Cepstral analysis applied to the signals represening the convolution of two time functions, which, after converting them to form a non-overlapping range of pulses. Cepstrum is the result of frequency analysis result of frequency analysis (spectrum of the spectrum).

There are many methods of nondestructive testing, but not all of these methods are universal. The vibration diagnostics determines the exact location of defects and malfunctions mechanism without disassembly, this method is very informative and effective.

References:

1. *Petrukhin V.V., Petrukhin S.V. Fundamentals of vibration monitoring and measuring vibration: Training manual - Publisher: Infra-Engineering, 2010. - 169 p.*
2. *Klyuev V.V. Non-destructive testing. Reference book. Volume 7. Book 2. Vibrodiagnostics (published 2nd, ext.) - Mashinostroenie, 2003 - 657 p.*
3. *Vibrodiagnostics for beginners and professionals [electronic resource]. - Mode of access: www.vibration.ru, free.*

DIE SCHICHTEN FÜR DIE FLUGAPPARATE

Kairbekova A.A.
Sprachberaterin: HlyamovaO.E.
Tomsker Polytechnische Universität, 634050, Russland, Tomsk, Prospekt Lenins, 30
E-mail:kairbekovaa@mail.ru

Die Raumfahrt entwickelt sich für die letzten 50 Jahre gut. Die Entwicklung dieser Sphäre trägt auch unser Lehrstuhl bei. Mit Hilfe der Plasmatechnologien aufmagnetron anlagen wird die innovative Deckunggewonnen.Ein Ziel des Auftragens der Deckung ist die Verbesserung der oberflächlichen Eigenschaften des Hauptmaterials, die Verbesserung des Aussehens, der Adhäsion, der Anfeuchtbarkeit, der Standhaftigkeit zur Korrosion, der Verschleißfestigkeit, der Standhaftigkeit zu den hohen Temperaturen, der Leitfähigkeit.Zum Beispiel, die Plasmadeckung. Vom Plasma auf das gewöhnliche Glas wird die Deckung aufgetragen. Daraufhin versäumt es den Sonnenschein und dabei spiegelt thermisch (infrarot-) die Ausstrahlung wider, die aus dem Raum auf die Straße geht.

Diese Entwicklung kommt als Auftrag von Namen von Roskosmos. Diese Schichtung dient für das Auftragen auf die Oberfläche der kosmischen Flugapparate. Diese Dünnfilmdeckungen sind für den thermischen- und Durchschlags schlitz der statischen Elektrizität vorbestimmt. Heute zutage wird die Anwendung dieser neuen Technologie weit verbreitet und viel verwendet.

Diese Technologie ist das Ergebnis der vieljährigen Forschungen. Diese Forschungen führen die Mitarbeiter des Lehrstuhls der Wasserstoffenergetik und der Plasmatechnologien der Fakultät der natürlichen Wissenschaften und der Mathematik. Die Schichtungwird mit Hilfe der Anlage "Jaschma" aufgetragen.Sie befindet sich in einem der Labor des innovativen wissenschaftlichenAusbildungszentrums "die Technologien der Wasserstoffenergetik" der Tomsker polytechnischen Universität.

Literaturverzeichnis:

1. *www.climatstroy.ru*
2. *www.russianelectronics.ru*

PLASMASCHIRM ALS RAUMSCHIFF-SCHUTZ VOR KOSMISCHER STRAHLUNG

Kusainov R.K.
SprachberaterinHlyamova O.E.
Tomsker Polytechnische Universität, 634050, Russland, Tomsk, Prospekt Lenins, 30
E-mail: rinat_k1@mail.ru

Heutzutage ist das Thema der Sicherheit der Astronauten vor kosmischer Strahlung sehr aktuell. In diesem Artikel wird die Anwendung vom mobilen Schirm aus magnetisiertem Plasma als Schutz vor kosmischer Strahlung betrachtet.

Dass kosmische Strahlung oder der Strom aus der hoch-energetisch Teilchen eine tödliche Gefahr für Astronauten im Weltraum sind, ist ja schon lange her bewiesen. Schutzlose der Zelle und DNS der Astronauten können von der Strahlung beschädigt werden oder sogar sterben. Es sei noch bemerkt, dass die Erdoberfläche vor der kosmischen Strahlung das eigene magnetische Feld und die Atmosphäre schützt [1]. Zu dem, was solchen Schutz im Kosmos schafft, wird die Hülle aus dem Wasser in der Masse 500 Tonnen gefordert. Für den Vergleich: die maximale Belastbarkeit der Raumfähre bildet daneben 30 Tonne.[2] Wie es sichtbar ist, darf man nicht solchen Schutz bei den Langstreckenflügen verwenden.

Interessant ist, was die Forscher des Rutherford Appleton Laboratoriums, der Universität von York, der IST Lissabon und der Universität von Umea angebotenhaben. Für den Schutz vor den kosmischen Strahlen wird der magnetisierte Plasmaschild verwendet. Er wird das Raumschiff wie

die seifige Blase umgeben, und beim Schlag über den Plasma, die hoch-energetischen Teilchen verlieren die Energie und werden verzögert. Wichtig erscheint, dass das Computermodell vorgeführt hat, dass der Umfang des magnetischen Schirm nur etwas Hundert Meter sein kann, und die Leistung die für seine Bildung notwendig ist, wird etwas Kilowatt bilden [3]. Jetzt hat das internationale Forscherteam diese theoretischen Modelle auch experimentell bestätigt.

Zusammenfassend kann man sagen, dass die Nutzung von Plasmaschirm als Raumschiff-Schutz vor kosmischer Strahlung vielversprechende Lösung bei den Langstreckenflügen ist.

Literaturverzeichnis:

1. Plasmaschirm als Raumschiff-Schutz?: [die elektronische ressource]// Scinexx. 26.11.2008. URL: http://www.scinexx.de/wissen-aktuell-9167-2008-11-26.html.(das Datum des Zuganges 7.03.13)

2. Юджин П. Как защитить космических путешественников. 2006, № 6: [die elektronische ressource].URL: http://go2starss.narod.ru/pub/E024_KZP.html. (das Datum des Zuganges 6.03.13)

3. Метод защиты космонавтов от солнечной радиации и потоков частиц высоких энергий: //[dieelektronischeressource]//Академия наук Республики Татарстан. URL: http://www.antat.ru/index.shtml?1153 (das Datum des Zuganges7.03.13)

ANGLE SENSOR LAYOUT BALL GYROSCOPE

A.A. Kuzma
Linguistic advisor: Shvalova G.V., senior lecturer
Scientific advisor: Golikov A.N., associated professor.
Tomsk Polytechnic University, 30 Lenin Avenue, Tomsk, Russia, 634050
E-mail: nastena@tpu.ru

The gyroscope with a gas-dynamic suspension ball rotor used as a sensitive element of orientation system. So, the gyro's characteristics must meet the requirements to instrument accuracy, resistance to external factors and reliability.

Accuracy gyroscopic devices are largely depending on sensors data retrieval of the angular position rotor gyroscope.

To select sensors of the angular position rotor, and finding solutions of the technological design, the layout gyroscope with the gas-dynamic suspension of the ball rotor was designed.

Figure 1 presents the layout construction. The gyroscope has a direct circuit of rotor suspension. The main elements of the layout are spherical rotor 1, which is placed in the cavity of two hemispherical bowls 2.

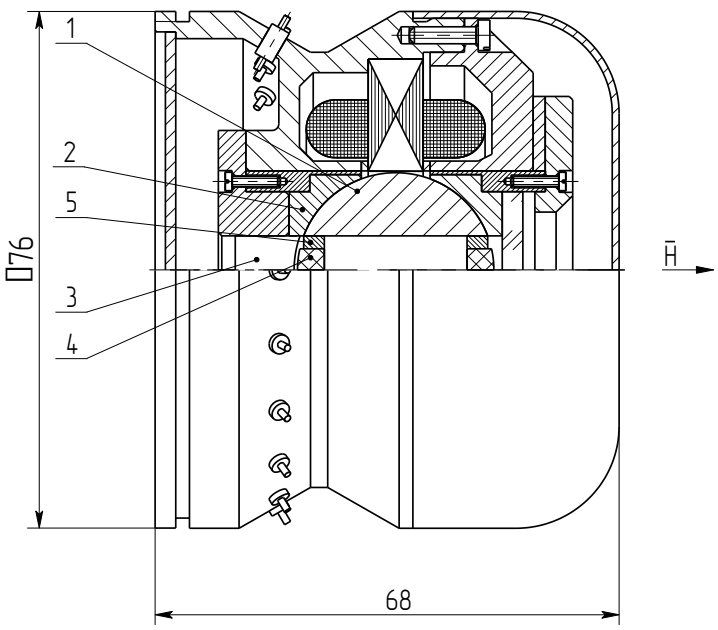


Fig. 1. Construction of layout gyroscope with gas-dynamic suspension of the ball rotor

Between the surfaces of the rotor and hemispherical bowls when assembling device provides a constructive gap between 5÷8 microns. In the equatorial zone of the rotor stator drive mounted. In bowl 2 housing inductive angle sensor 3 integrated (Figure 1 presents relative) and its movable part 4 (fungus) pressed with rings 5 in axial bore spherical rotor[1].

To register the angle rotation of the moving system in gyroscopic devices various induction sensors with the moving anchor is widely used.

These sensors work on the principle of differential transformer with an air gap in the magnetic circuit.

In shifting anchor of the angle sensor relative to the magnetic circuit changes the area of air gaps under the poles (rods) magnetic circuit. As a result, there is a redistribution of magnetic flux in the output winding of the angle sensor located at the poles magnetic circuit. The induced electromotive force is proportional to the angle rotation of the rotor [2].

Fig. 2 shows the circuit the induction angle sensor of the rotor position, having three rods. Coil sensor placed at the poles of the magnetic circuit. On the middle pole of the magnetic circuit there is excitation winding (EW) and on the opposite poles - the signal winding ($SW_{1,2}$), connected by a differential circuit. The magnetic flux created by the excitation winding sensor is distributed between the poles of the magnetic circuit in accordance with the magnetic conductivity of air gaps between the anchor and the poles. The voltage at the output signal winding is equal to the difference electromotive force transformed in their magnetic flux.

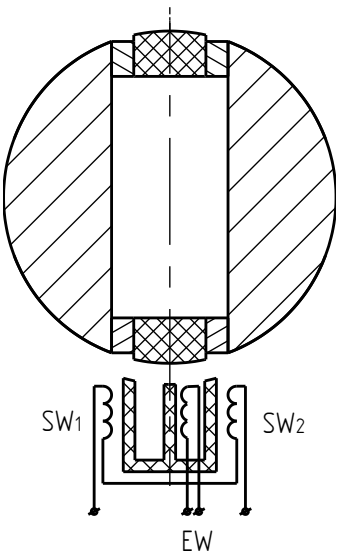


Fig. 2.Schematic diagram of the three rods induction sensor angle:
EW and $SW_{1,2}$- excitation winding
and signal winding respectively

To measure the angle of deflection of the sensor in the process of two mutually perpendicular axes, gyroscopic devices for the layout was made five-legged transformer inductive angle sensor transformer type, where additional signal coils are perpendicular to the plane of the signal winding $SW_{1,2}$, shown in Fig. 2.

Fig. 3 shows the magnetic circuit angle sensor made of ferrite, as performance fungus of the ball rotor material (steel SHH15) leads to a drop in the slope of the output signal, increasing noise level and distortion of the output angle sensor [3].

The magnetic circuit has a common core, which is the total winding. The ends of magnetic circuit and the working surface anchors – fungus, handled sphere with a diameter equal to the diameter of the spherical rotor.

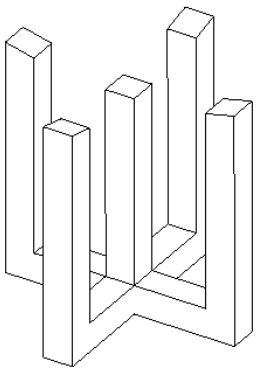


Fig. 3. Magnetic circuit two-axis angle sensor without windings.

The main output characteristics of induction angle sensors are: slope of output voltage, the operating range, and the linearity of the output characteristic, value of zero signal, power consumption, size and weight of the sensor.

The main technical parameters of the induction with five rods angle sensor transformer type was determined experimentally, listed in Table 1.

Table 1. Technical parameters of the sensor angle.

Supply Voltage, V	2,4
Supply frequency, kHz	24
Slope of output voltage first and second channels respectively, mV/ang. min	2,3;1,5
Value of zero signal, mV	2;5
Operating range, degrees	±1,6
Working gap, no more mm	0,1
Size: Length, mm Diameter, mm	 9 13

Induction sensors have a relatively simple structure, compact, do not impose harmful things while working on the gyroscope, but have a relatively high sensitivity and they are induced by noise in the background which is difficult to separate out the weak desired signal.

Based on the experimental data for the induction angle sensor transformer type for layout, one can make the following conclusions: two-axis angle sensor sensitive is not enough, because it has a very large dead zone and used for the possibility of technical realization two-component sensor to measure angular velocity less than 1°/hr impossible. The main advantages of this type of sensor are good linearity of the output characteristic and low hysteresis losses.

At this stage induction angle sensor with five - legged is used for visual assessment the character of the motion gyroscopes rotor and testing the control of the position.

References:

1. A.N. Golikov, A.A. Kuzma, M.S. Plehanov. Research design and some elements for gyroscope with gas-dynamic suspension of rotor ball // Scientific and technical journal – Control. Diagnostics №13, 2012.

2. E.A. Nikitin. Gyroscopic systems, path III.Elements of gyroscopic devices. Ed. D.S. Pelpor. Textbook for High Schools specialty "Gyroscopic instruments and devices", M., "High School," 1972.

3. A.A. Odintsov. Design of electrical components gyroscopic devices: manual / A.A. Odintsov. - M.: High School, 1962.

PARFÜM MIT DEM METALLGERUCH

Marenkova E.V.
Wissenschaftlicher Betreuer: Dr. Plekhanova M.V.
Tomsker Polytechnischen Universität, 634050, Russland, Tomsk, Lenina Straβe, 30
E-mail: eugen.marenckova@yandex.ru

Für Menschen war es immer interessant, etwas Neues und Ungewöhnliches zu sehen. Sie interessierten sich immer für jenseitige Kraft und rätselhafte Phänomene. Am 15.Februar dieses Jahres hatten sie ein Glück und der Weltraum hat ihnen diese Möglichkeit gegeben.

Das Fallen von Meteorit wurde 80 km vom Stadtteilzentrum Satkinskogo Bbezirk in Tscheljabinsk begonnen. Die Anwohner sahen in den Himmel ein Streulicht. Der Retter Ansicht nach wurde es von Meteoritregen verursacht. Die Nachfolgen von dieser Erscheinung waren erschreckend: in einigen Häusern wurde das Glas durch die Scherben des Meteoriten geprägt. In den Moe betonte man, dass es keine Zündungen wegen der fallenden Meteoriten auf dem Territorium der Region war.Die Verwaltung des Gebiets Tscheljabinsk hat auf seiner Webseite eine extra Warnung plaziert: in diesem Bericht forderte sie die Bewohner möglicherweise nach Hause zurückkehren und Ihre Kinder von der Bildungseinrichtungen holen [1].

Aber wie man später herausgefunden wurde, half diese Nachricht nicht. Mehr als 100 Menschen haben um die Hilfe nach dem Meteoritfallen im Gibiet Tscheljabinsk gebeten.Meistens waren es Glasschnitte, obwohl niemand schwere Verletzungen bekommen hat. Die Objekte in Tscheljabinsk haben keine schwere Schäden bekommen. Man fordert die Anwohner auf, Ruhe zu

bewahren. Der Stadtverwaltungleiter forderte den Leitern der Unternehmen Mitarbeiter nach Hause loslassen und hatte auch die Unterricht in den Schulen vermeiden.

Im Moment bringen die Spezialisten die genauen Standorte der Fallen von Teilen des Meteoriten. Die Mitarbeiter der Strafverfolgungsbehörden befragen und dokumentieren die Aussagen der Zeugen des Vorfalls. In der Region ist polizeilichesPatrouillierenverstärkt und in Gebäuden, in denen das Glas geprägt ist und eine Fraktur es gibt, abgeben die Maßnahmen von der Erhaltung des Eigentums [2].

Allerdings verliert Bürgermeister keine Hoffnung, um aus diesem Meteorit den gewinnhaften Brend zu machen. Früher war es eine Idee, Vodka «Meteorit» herzustellen, aber heute gibt es Alternative, um Parfüm mit Metallgeruch zu schaffen.

Alles wurde mit dem Verkauf von Souvenirproduktion: es waren T-Shirts mit dem Aufschrift «ICH ERLEBTE METEORIT», Becher mit analogischen Aufschriften u.a.

Die Unternehmer wissen, auf welcher Weise Parfüm aussehen wird. Es wird in fester Verpackung, mit dem historischen Bezug und dem Logotup des Unternehmens sein. Das Hauptmerkmal des neuen Dufts warden die dringend lauten metallischen Noten, weil in der Zusammensetzung des Parfüms die Gerüche, die aus der Probe himmlischen Körperaufgenommen wurden, sein werden.Die Beamten behaupten, dass die Arbeit der Förderung der Marke nicht nur im Gebiet Tscheljabinsk, sondern auch in ganzem Russland fortsetzt. Fallen des Meteoriten hat bereits eine zusätzliche Impulse für die Entwicklung des Tourismus gegeben und jetzt warten Beamte und Fachmänner die weiteren Effekte. Es gibt verschiedene Ideen und Angebote, was nächstens in der Stadt auf dem Markt zu bieten. Jetzt bilden Beamte ein spezielles Programm, um diese Frage mit den Einwohner zu besprechen [3].

HeutzutagegibtesverschiedeneStandpunkten über vergangene Erreignisse. AberwieeinigeSozialnetzwerkebenachrichtigen, verhaltendie Menschen zu diesen Problemen der Kosmologie nicht ernsthaft. WeitersindeinigeabsurdenAussagenvonAusläander in Facebook dargestellt:

Mir gefällt sehr, wie Russen auf diese Erreignissen zu reagieren. Sie fahren einfach weiter mit dem Auto.

Jeder in Russland hat ein Videogerät im Auto?

Warum alle spannende Situationen mit Russen passiert?

Vielleicht mit diesem Thema werden unsere Wissenschaftler weiter in der Zukunft sich beschäftigen, aber bis jetzt sehen wir nur Besprechungen per TV und Veräuβerungen der Meinungen, aber ohne Wirkungen.

Quellenverzeichnis:

1. Zeitschrift «Expert». [Электронныйресурс].- http://expert.ru/2013/02/15/kamni-s-nebes/?n=87778/ - Steine vom Himmel.

2. Zeitschrift «Expert». [Электронныйресурс]. - http://expert.ru/2013/02/15/meteoritnyie-posledstviya/?n=87778 – Meteoritnachfolge.

3. Geschäftskwartal [Электронныйресурс]. - http://chel.dkvartal.ru/news/chelyabinskij-meteorit-stanet-markoj-duxov-s-zapaxami-metalla-236706444 - Meteorit in Tscheljabinsk.

PRECISION ELECTROMECHANICAL DRIVER FOR SPACE SYSTEMS

M.S. Plekhanov
Scientific advisor: A.N. Golikov, associate professor of Instrument making department of INDT
Linguistic advisor: G.V. Shvalova, head teacher of Foreign languages department of INDT
Tomsk Polytechnic University, 30 Lenin st., Tomsk, 634050
E–mail: plehanovms@tpu.ru

Development and production of small electromechanical devices for the needs of the aerospace industry is of great importance. For many devices, mounted on a moving object, you

must provide accurate positioning (optical devices, antennas, solar cells, sensors and navigation systems of orientation), which at the moment can only provide a mechanical transmission with intermediate rolling bodies [1]. The advantages of using such mechanisms in the drive is the high efficiency and minimal lost motion, high kinematic accuracy.

Many electromechanical devices used for positioning systems are built on the principle of multi-link, the circuit is shown in Fig. 1. In this case, the engine and gearbox are the individual components, consistent with interchangeability. This construction principle is useful for replacing the need for a fast, out-of-order, allows standardized products are using.

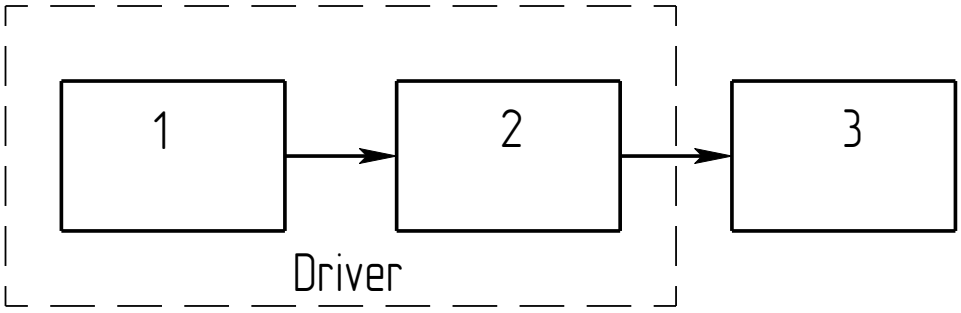


Fig. 1. Structuare scheme of electromechanical driver:
1 – electrical motor; 2 – transmission; 3 – actuating mechanism

The most promising direction for the design of actuators, can be a modular design that is used for wave and planetary gears, shown in Fig. 2.

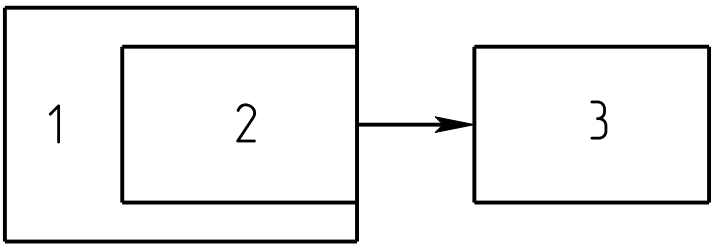


Fig. 2. Modular design of electromechanical driver:
1 – electrical motor; 2 – transmission; 3– actuating mechanism

Principle of such a drive is that the input power transmission link is placed in the space of the engine, and accelerates direct electromagnetic field stator. Input power transmission link is both the motor, which will be an electric car with a massive rotor. The most suitable type of gear for the implementation of this design are the planetary and wave transmission with intermediate rolling bodies.

By combining the design of the engine with a manual transmission, it is expected a decrease in the axial dimensions of the drive size, the reduction of the speed of the rotor, increasing the kinematic accuracy. Existing development alternating current electrical machines with massive ferromagnetic rotors and bring them closer to the values of the energy performance of vehicles manufactured by the traditional schemes [2].

In Fig. 3.a schematic diagram of an electromechanical drive unit with eccentric rotor based on mechanical transmission with intermediate rolling bodies [3].

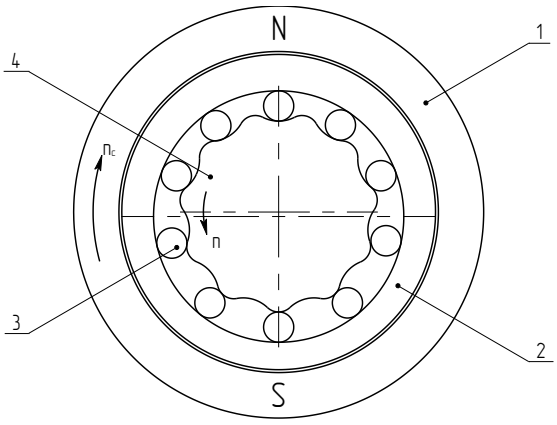


Fig. 3. Driver with eccentric rotor:
1 – stator; 2 – eccentric rotor; 3 – intermediate rolling bodies; 4 – output rotor

One stator creates a rotating magnetic field accelerates the rotor 2 to the rated speed. The rotor 4 is mounted uniaxially with the axis of rotation of the magnetic field of the stator. Rotor 2 gives rotary motion rolling elements 3, the radial movement of which is transferred profiled rotor 4 having teeth Z, the number of which differs from the number of rolling elements 3. The internal bore of the rotor 2 is the eccentricity axis of symmetry stator 1 and the rotor 4. Profile geometry is constructed in such a way that the radial distance between the inner diameter of the rotor 2 and the tops of the teeth was not less than the diameter of the rolling element 3 with the zone of constant contact with the rotor 2 and 4. Thus, this structure is a reversal of the wave transmission from the intermediate rolling bodies. [3] Type-drive electric car with depends as much on the design of the eccentric rotor and the choice of its material. In the manufacture of the rotor of the structural steel, and the choice of heat treatment, electro-mechanical drive unit will be an asynchronous electric motor with a massive rotor. These engines are easy to manufacture, good handling characteristics, the ability to adjust the speed without reducing the power factor, self-regulating. Good adjustability of this engine is largely determined by the shape of its mechanical characteristics. In general, the torque of the motor is determined by the formula [4]:

$$M = \frac{m}{\omega_c} I_2^2 \frac{R_P}{\sqrt{S}}$$

where m – value of stator phase;

ω_c – angle velocity of electromagnetic field, rad/c;

I_2 – Foucault current on rotor surface, A

R_R – rotor electrical resistance, Ohm;

S – motor slip

For the manufacture of prototype layout for testing and characterization techniques necessary to:

1. To develop an accurate method of calculating the geometry of the profile of the rotor 4 and bring it to a parameter depending on the geometry of the rolling element 3;
2. Select the design of the electromechanical module;
3. Perform material selection of rotors 2 and 4, to form a process requirements;
4. Make selection of standardized engines (for the selection of stator with known characteristics);
5. Development of the design stator 1 and the calculation of its characteristics.

The main drawback of the design - two of the rotor imbalance due to an eccentricity. Unbalanced rotor, as is known, can cause unwanted vibration, noise, destruction of structures [4]. In

the case of the desired characteristics of such a drive is projected to decrease weight and sizes, increase the kinematic accuracy and efficiency.

Reference list:

1. V. S. Yangulov (2007). Wave transmission with intermediate rolling bodies (condition, results and objectives). Tomsk Polytechnic University Journal, №2

2. V. M. Kucevalov (1979). Asynchronous and synchronous electrical motor with massive rotors. Moscow, "Energya" publishment

3. A.E. Belyaev (1986). Mechanical transmission with intermediate bodies increased accuracy and endurance. Textbook. Tomsk, TPI Publishment,

4. V.V. Khrushchev (1974). Electrical micromachine and machine of automatic device. – Leninggrad.; "Energiya" publishment.

ELECTRIC POWER SUPPLY SYSTEM FOR SMALL SPACECRAFTS

Porkhunov A.A., Tarakanets E.A.
Scientific advisor: Dmitriev V.S. Prof. DSc
Linguistic advisor: Shvalova G.V, Senior Teacher
Tomsk Polytechnic University, 634050, Russia, Tomsk, Lenina, 30
E-mail: arti92_uk@mail.ru

The solar energy conversion into electrical energy is the most promising in solving the energy saving problem of space objects. The possible solution of the issue of power supply is the direct conversion of solar energy into electrical energy using photoelectric mountings based on solar batteries (SB).

The electric power supply system for small spacecraft consists of photoelectric mounting as space and ground-based applications, inverter and energy storage – accumulator battery (AB). SB electricity generation is known to be irradiated only by sunlight. In shading SB acts as the load, where the voltage drop occurs, leading to discharge the AB. The breakdown of photoconverters is possible. When photoconverter (by shading) stops generating current, then it becomes a load for the working elements of the electric power supply system. They are heated and quickly destroyed [1]. Shadings can possess systematic (entry of geostationary satellite in the Earth's shadow during equinox) and local character- shading of part of photoconverter during disclosure battery or docking, for example, the space ship. In shading of SB occurs termination of current generation and this SB becomes not power supply source, but a load for working elements (AB, for example). All the current of SB flows through complex of blocking modules, which are on the output of solar battery and disconnect it from the battery during shading. Blocking modules must withstand voltage of hundreds volts and must have a minimum forward voltage drop, because the whole current of the battery flows through them. Destroying of blocking module leads to less work of SB. The composition of the blocking modules include decoupling diodes, switch off SB from AB during shading, thus protecting the photoconverters from growth of reverse voltage during photosell shading and reducing the power loss associated with the discharge of the AB.

For reliable operation of a photoelectric mounting decoupling diodes must have low leakage current, low resistance in the forward direction, the ability to pass high current through itself, small size and weight dimensions. The modern semiconductor technology allows to mass-produce decoupling diodes with dimensions 4,5 × 4,5 × 0,45 mm and a weight of about 0,2 g, with leakage currents in the units of microampere at a voltage of several hundred volts and resistance less than 0,1 ohm in the forward direction. The problem of passing high currents (reaching tens of amperes) can be solved by setting 3-4 blocking diodes, installed in serias [2].

Recent years the requirements for increasing lifetime of satellites and, accordingly, the solar panels significantly increased. Simultaneously, the output voltage of SB is increasing. As a result, one must use a high-resistivity silicon with a greater thickness of the base region for the manufacture of blocking diodes. As a result, radiation resistivity of the diodes and their reliability is

significantly reduced, so one must increase the radiation protection of the devices. The mass of protection exceeds hundreds times the mass of the diodes.

In addition, the branch of the creation small satellites grows rapidly (it is called nano-satellites). Traditional technical solutions of blocking diodes for electric power supply systems for such satellites are non-acceptable due to inconsistence of their weight and size characteristics to the requirements.

Therefore, in order to reduce the weight and size characteristics of the electric power supply system of spacecrafts, a significant reduction of energy losses, generated by SB, related with losses in the blocking diodes. With the purpose to improving reliability and increasing the lifetime of the working elements of the system one must propose using the micromechanical blocking modules based on the mobile thermomechanical actuators.

Micromechanical block modules refer to microelectronic devices, manufactured by group methods of surface micromachining, using organic and inorganic layers [3].

Characteristic features of these methods are:

- integration of technological processes in formating of all elements and the whole device;
- technological process continuity of manufacturing;
- group method of obtaining majority products on the one base surface.

Actuators are two or more layers with different coefficients of thermal expansion. One of the layers can be provided with thermo-reversible shape memory. Under the sun irradiation SB generate electricity. The actuators of locking module, installed on SB, heated, deformed and closed a contact of input and output buses. This provides AB charge and current supply to other consumers. In shading of SB and blocking module, actuators cooled, broke contacts of input and output buses, excluding accumulator battery discharge. It arises heat or breakdown photoconverters of SB. The main technical result is the reduction in weight and size characteristics, increase reliability and the long service life of the working elements of the electric power supply system of spacecraft [4].

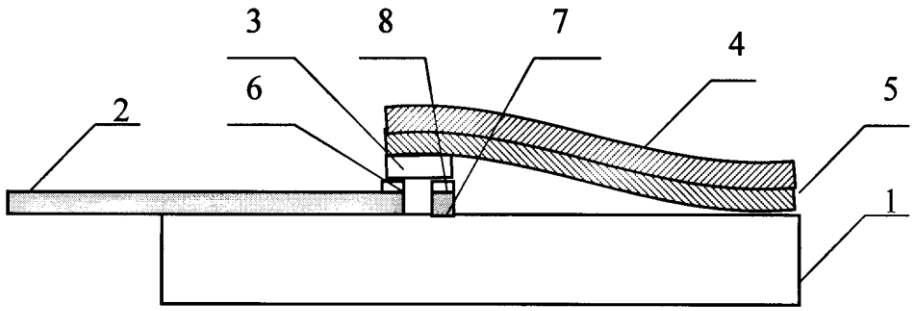


Fig. 1. Actuator in the closed state

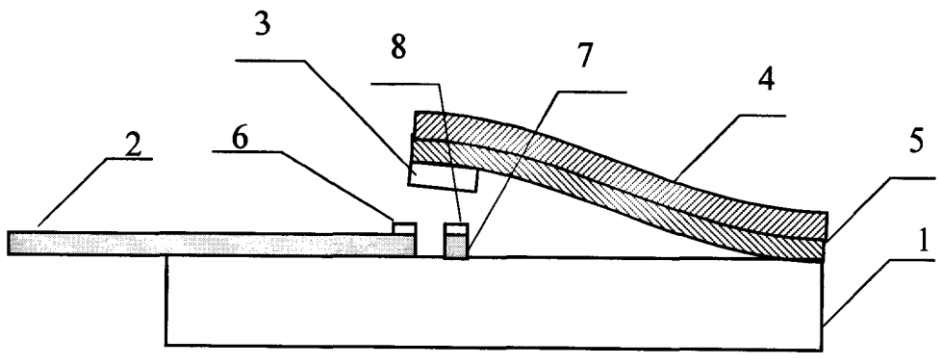


Fig. 2. Actuator in the open state

Electric power supply system of spacecraft works in the following way:

Under irradiation of a micromechanical locking module and spacecraft's solar battery by light, electrical power generation happens with simultaneous heating of construction due to the

falling IR-radiation. However, the mobile thermomechanical actuators heated, deformed by the difference between the coefficients of thermal expansion of the layers (4) and (5) (since the coefficient of thermal expansion of the outer layer (4) is greater than the coefficient of thermal expansion of the layer (5), facing to the base surface (1)). The circuit closing contact of the thermomechanical actuator (3), and a circuit closing contacts of input and output buses (6 and 8) commute with the input and output buses (2, 7, 9) and an electric current flows from the solar battery to the consumers (the accumulator battery) of power. In shading of the micromechanical locking module and solar battery of the spacecraft, the temperature decrease of their surface happens due to the heat loss by radiation. The voltage drops on the solar battery, the mobile thermomechanical actuators, cooled, deformed from the base surface (1) due to differences in thermal expansion coefficients of the layers (4) and (5) (since the coefficient of thermal expansion of the outer layer (4) is greater than the coefficient of thermal expansion of the layer (5), facing to the base surface (1)). Circuit closing contact of the thermomechanical actuator (3), and a circuit closing contacts of input and output buses (6 and 8) open the input and output buses (2, 7, 9) and the flow of an electric current from the solar battery to the consumers (the accumulator battery) is terminated (however, battery discharge and breakdown of the photoconverters, included in the solar battery, become impossible).

At the present time, the main electrical power supply of spacecrafts is solar batteries. In spite of the fact, there is the problem of protecting the batteries from the reverse current. The optimal solution of this problem is not found.

References:

1. Инженерный справочник по космической технике. Изд. 2-е. Под ред. А.В.Солодова. Воениздат. - М., 1977, с.254-255.

2. Бечева М.К. Электротехникаи электроника. Учебн. пос. для ПТУ. - М.: Высшая школа, 1991, с.12.

3. Springer Handbook of Nanotechnology. 2nd Edition. Bharat Bhushan (Ed). Springer. 2007. 1916 p.

4. Пат. 2420435 РФ. Система электропитания малоразмерных космических аппаратов-наноспутников/ А.А. Басовский, А.А. Жуков. Заявлено 13.07.2009; Опубл. 20.01.2011.

ELECTROMECHANICAL EXECUTIVE BODY FOR ORIENTATION SYSTEM OF SMALL SPACECRAFTS

E.A. Tarakanets
Supervisor: V.S. Dmitriev, Ph.D., Professor
Linguistic advisor: G.V. Shvalova, senior teacher
Tomsk Polytechnic University, 634050, Tomsk, Russia, Lenin Avenue, 30
E-mail: evgtarak@sibmail.com

All space vehicles oriented in space in a certain way according to its tasks. So, the spacecrafts have the orientation system providing its orientation in space. From technical point of view, the spacecraft attitude control is reduced to some rotational motion of spacecraft body about the center of mass [1].

Currently one of the most simple and perspective systems of small spacecraft orientation is a system, built on motor flywheels, generating reactive moments determined by the expression:

$$M = \frac{dH}{dt} = J\frac{d\omega}{dt}$$

Structurally, the executive bodies of these devices are the motor with centrifugal mass mounted on its shaft, and it has a single degree of freedom associated with the axis rotation of the motor [1]. Fig. 1.presents a typical design of the executive body.

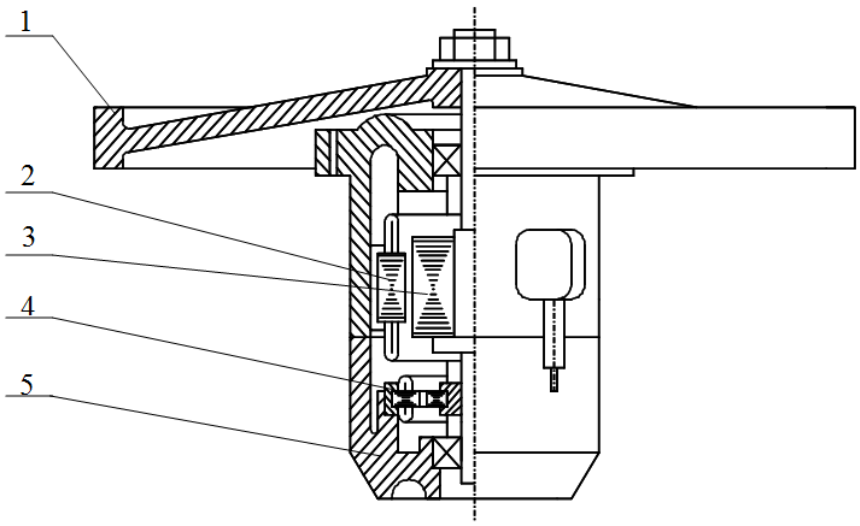


Fig. 1 - Typical design of the executive body based on the motor flywheel: 1 – the flywheel, 2 – the stator, 3-rotor motor, 4-rotor position sensor, 5 – case.

The present paper considers the executive body design based on the motor flywheel for the orientation system of a small spacecraft. The executive bodies feature for small satellites is the active part of the motor with the effective mass, creating the required moment of inertia in providing the required angular momentum (Fig. 2).

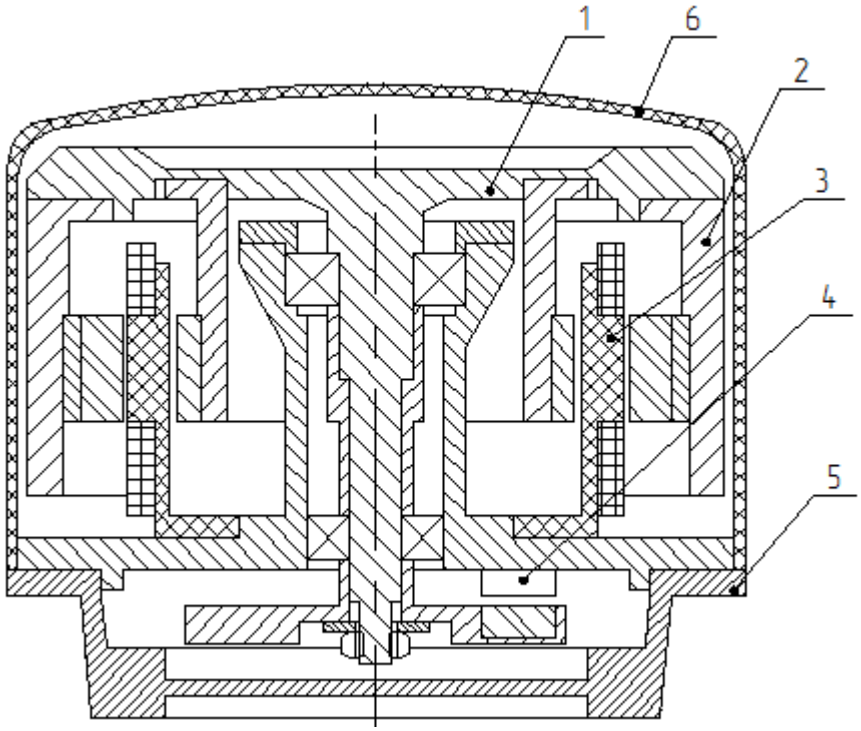


Fig. 2 - The operation motor flywheel design .
1 flywheel 2 - rotor of an electric motor stator 3, 4-rotor position sensor, 5-base, 6 - cover.

This design is a motor-flywheel; centrifugal mass is structurally designed as a single unit with the shaft. This is intended to prevent an imbalance of the rotor (Figure 2., Item 1), which results from inaccuracies of manufacturing shaft and flywheel. This product uses a DC motor with separate excitation (Figure 2. Pos. 2, 3) with the following characteristics:

- High efficiency (over 80% of the motor and over 75% of the whole control system);
- Near-zero power loss at idle;
- High reliability;

- Redundancy;
- Long service life;
- Moment during acceleration and braking is independent of speed.

The device cover (Figure 2, Item 6) is unpressurised, which reduces the weight of the device through the use of composite materials for f the manufacture of the casing.

The paper deals with the calculation of the main characteristics of the motor-flywheel based on the following conditions:

- Weight and size are minimized;
- Angular momentum H = 0,3 N · m · s
- Power consumption P_{max} no more than 15 W;
- Resource N_{min} = 5 years;
- The angular velocity Ω = 6000 rpm ;
- Managing moment M = 0,02 N · m

The considered device is designed on the basis of the motor flywheel. It is designed due to the order of company "Sputnix", Moscow.

Reference list:

1. G.N. Gladyshev, V.S. Dmitriev, V.I. Kopytov. Spacecraft Control Systems (executive bodies: the appointment, operation, scheme, design): Manual. - Tomsk: TPU. 1999. - 207 p.

ENTWIKLUNG EINES COMPUTER-MODELLS VOM MIKROMECHANISCHEN GYROSKOP

S.E. Vtorushin
Wissenschaftlicher Betreuer: Nesterenko T.G.
Sprachbetreuer: E.A. Sysa, K. Brüggemann
Polytechnische Universität Tomsk, Russland, Tomsk, Lenina st., 30, 634050
E-mail: vtorushin1991@mail.ru

Die wichtigste Etappe der Entwicklung vom mikromechanischen Gyroskopen (MMG) ist die Erschaffung und die Berechnung des Computer-Modells. Ziel dieser Arbeit ist die Bearbeitung des Fühlelements des Modells von MMG LL-Typen zu behandeln. Das Thema dieser Arbeit ist aktuell, weil die mikromechanischen Sensoren die kleinen inertialen Navigationssysteme schaffen lassen. Mikromechanischen Gyroskopen werden mit Satellitensystemen integriert und versorgen nötige Genauigkeit in den Orientierungs- und Navigationsaufgaben. Anfertigung von mikromechanischen Gyroskopen ist der perspektivische Bereich in der Gyroskopie.

Funktionsprinzip von MMG ist einfach. In diesen MMG werden die primären Schwingungen der inertiale Masse generieren. Wenn er Drehgeschwindigkeit hat, primäre Schwingungsenergie wird in der sekundäre Schwingungsenergie der inertiale Masse transformieren. Amplitude der sekundären Schwingungen hat eine Information über die Drehgeschwindigkeit (Амплитуда вторичных колебаний несет информацию об угловой скорости) [1]. Ein bedeutender Nachteil dieses Gyroskopentyps ist Einfluss der linearen Beschleunigung auf die Genauigkeit des MMG. Das Hauptkriterium der Sicherung von Hochgenauigkeit ist Resonanzbetrieb, der eigentlich ein Betrieb mit gleichen Frequenzen ist. Eine Resonanzstimmung der inertialen Masse fordert die präzise Stimmung der Eigenfrequenz des MMG. Fehler in der Frequenzbestimmung bringt zur Anwendung des Kompensationssystems. Das Kompensationssystem gründet sich auf ein System der elektrischen Autostimmung der Frequenz. Die Eigenfrequenz des Systems kann man in folgender Form darstellen:

$$\omega_0 = \sqrt{G/m} \qquad (1)$$

wo G- Härte Aufhängen, m-Masse des Systems.

Eigenfrequenzen des Systems können sich ändern, weil es einige Fehler auf den Entwicklungs- und Produktionsetappen gibt. Für die Kompensation der Fehler wurde ein System der elektrischen Autostimmung der Frequenz gefordert. Dieses System versorgt die Gleichheit der Frequenzen. Sie schafft negative Härte und reduziert die Frequenz. Deshalb muss man strenges Verhältnis der Eigenfrequenzen unterstützen. Primärfrequenz muss grösser als Sekundärefrequenz sein [2]. Außerdem hingewiesen werden, dass ohne Temperaturregelung, Frequenzbereich erhöht sein sollte. Das ist notwendig, um Veränderungen der Frequenz der Temperatur zu übersehen. Aus dieser Sicht, kann man Umfang der Änderung der Eigenfrequenzen auf solche Weise beschreiben: [2].

$$\Delta f = \Delta f_d + \Delta f_p + \Delta f_\tau \qquad (2)$$

wo Δf_d – Fehlergrenzen im Design der Eigenfrequenzen, Δf_p - Fehlergrenzen im Produktion der Eigenfrequenzen, Δf_τ - Toleranz Veränderungen im Temperatur der Eigenfrequenzen.

Auf diesen Gründen kann man einige Forderungen für Parameter der Federung des MMG angeben.

1 **Maximale Angleichung der Eigenfrequenzen der Federung.** Wie hat man eingangs gesagt, die respektvolle Arbeit für MMG ist die Arbeit im Betrieb der Gleichfrequenzen. Dabei wird die maximale Größe des Maßstabsfaktors erreichen.

2 **Die Eigenfrequenzen sollten höher als die Schwingungsfrequenzen sein.** Die Betriebsfrequenzen des Systems müssen während des Betriebs höher sein, als die operativen Schwingungen, aber nicht teilbar. [1].

3 **Anforderungen an andere Formen der Schwingungsfrequenzen.** Die übrigen Eigenfrequenzen in den Konstruktionen sollten über den Eigenfrequenzen der primären und sekundären Schwingungen liegen, mindestens um ein 1,5-faches.

4 **Anforderungen an die Eigenschaften des Materials.** Die Anisotropie des einkristallinen Siliziums fordert eine genaue Berechnung bei der Projektierung.

5 **Anforderungen an die technischen Fehlergrenzen**. Die Konstruktion sollte die kleinsten Veränderungen der Eigenfrequenzen gewährleisten, wenn sich die geometrischen Abmessungen der Struktur verändern.

6 **Minimale Spannung bei der Betriebs-und Stoßbelastung**. Um die Sicherheit der Stabilität in der Spannungskonstruktion zu gewährleisten, sollten 500 MPa nicht überschritten werden[2].

7 **Anforderungen an die Stabilität des Maßstabsfaktors**. Diese Anforderung wird durch die Aufrechterhaltung eines stabilen Verhältnisses von Eigenfrequenzen, durch die Konstruktion auf drei Achsen, gewährleistet.

Die Berechnung der Konstruktion wird mit Hilfe analytischer Methode durchgeführt. Diese Prozedur ist sehr zeitaufwändig, darum wird für diese Berechnung das Finite-Elemente-Analyse Programm verwendet. Auf der Basis der Anforderungen wurde das Design des MMG Sensors vom T-FLEX CAD Programm ausgearbeitet. Dieser Sensor wurde auf dem Bild 1 dargestellt. In dem projizierten MMG wurden folgende Parameter gesetzt:

1 Dicke des Sensors beträgt 30 mm;

2 Baumaterial - Einkristall-Silizium;

3 Mindestabstände beim Bau - von mindestens 2 mm.

Das vorgestellte Modell hat zwei empfindliche Achsen Z und Y. Die primären Schwingungen werden entlang X-Achse generieren.

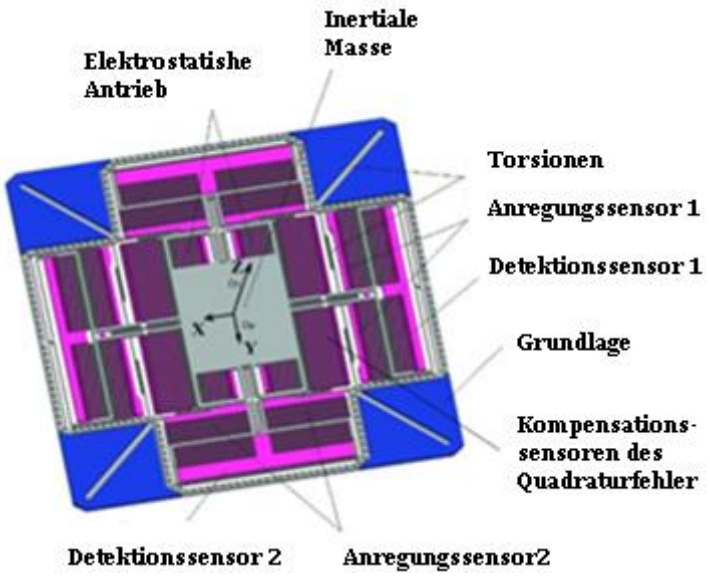


Bild 1. Das Fühlelement des mikromechanischen Gyroskops

Informationen über die Winkelgeschwindigkeit werden von den elektrostatischen Kammsensoren entnommen. MMG hat eine inertiale Masse, die drei Freiheitsgrade hat. Anregungsbetrieb wurde innerhalb der inertialen Masse gelegen. Das kürzt die Abmessungen der Konstruktion. Die elastische Aufhängung ist ein komplexes System von Torsionsbalken, die eine bestimmte geometrische Konfiguration hat. Über die Verstopfung von Torsion wird eine Rundung angebracht, die die Stress-Konzentrationen in diesen Bereichen verhindern. Eigenfrequenzen kann man durch Änderung der Torsionshärte einstellen. Konfiguration den Torsionen lässt die Torsionshärte in den breiten Grenzen ändern. Außerdem, die vorgeschlagene Konfiguration lässt eine nichtlineare Charakteristik der Rückstellkraft der Torsion vermeiden, die die Abhängigkeit der Amplitude der Schwingung der primären Frequenz führt. Linear elastische Charakteristik wird durch Deformierung den Torsionen erreichen, die gebogene Forme und große Länge haben. Diese Konfiguration spürt nur eine Bruchdeformation, solange die Dehnverformung fast Null ist, kann das vernachlässigt werden [1]. Die Konstruktion enthält Elemente, die die Schwankungen in allen drei Achsen der Aufhängung steuern. Detektionssensoren 1, 2 und Anregungssensoren 1, 2 sind Sensoren der automatischen Frequenzsteuerung in allen drei Achsen der primären und sekundären Schwingungen. Das System der automatischen Frequenzachse Z ist nicht dargestellt. Das System der automatischen Frequenzachse Z ist nicht dargestellt. Ihre Elektroden sind in Form von ebenen Abschnitten der aufgedämpften (распаренный, отпаренный) Metalle unterhalb (под, ниже) der inertialen Masse. Kompensationssensoren des Quadraturfehlers sind in Form von Kammstrukturen. Sie ist notwendig für Kompensation der Kreuzverband zwischen der X und Y-Achse. Kompensationssensor des Quadraturfehler auf der Z-Achse werden nicht dargestellt. Die maximale Verschiebung der inertialen Masse auf der Achse primärer Schwingungen beträgt 28 Mikrometer. Auf der Achse der Sekundärschwingung beträgt die maximale Verschiebung 2 Mikrometer.

Bei dem Design wurde Frequenz und statischen Analyse des Sensors ins Programm T-FLEX CAD gemacht.

Die Bilder 2 und 3 und die Tabelle 1 zeigen die Ergebnisse der Eigenfreuenzanalyse. Die Daten den Eigenfreuenzanalyse der Bedingung 1 und die maximale Spannung erfüllen die Anforderung von sechs Parametern zu der Federaufhängung der MMG.

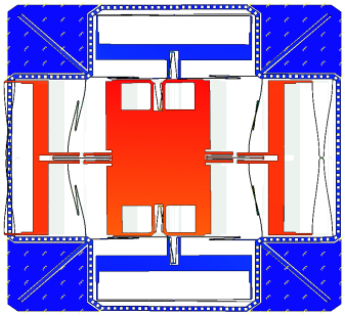


Bild. 2. Ein Modenform bei der Resonanzfrequenz 2531,7 Hz

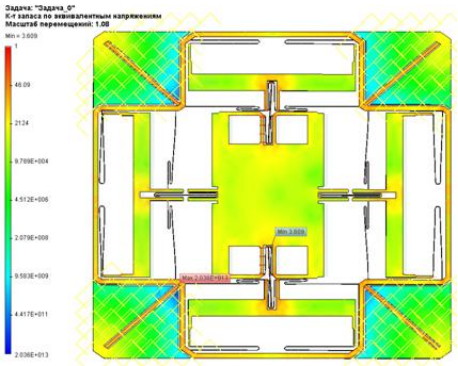


Bild. 3. Spannungsverteilung entlang der primären Schwingungen

Bei der Berechnung der Eigenfrequenzen wurde die Konstruktion vereinfacht. Um die Berechnungen zu vereinfachen, wurden alle Kammstrukturen durch eine entsprechende Masse ersetzt. Diese Vereinfachung ist gerechtfertigt, weil die Eigenfrequenzen hängen nur von der Masse und Härte den Torsionen ab (Formel-1).

Tabelle 1 zeigt die Ergebnisse der Frequenzanalyse und die statische Strukturanalyse:

Tabelle 1. Die Werte der Eigenfrequenzen und die strukturellen Belastungen

Parameter	Wert
Die Eigenfrequenz der X-Achse Form 1, Hz	2531,7
Die Eigenfrequenz der X-Achse Form 2, Hz	2539,8
Die Eigenfrequenz der X-Achse Form 3, Hz	2544,0
Eigenfrequenz der Form 4 ,Hz	4270,2
Eigenfrequenz der Form 5 ,Hz	4332,5
Verstimmung der Frequenz der primären und sekundären Schwingungen, Δf, Hz	12,3
Die maximale Spannung in der Struktur «von Mises», MPa	193,9
Minimale Marge der Vergleichsspannung	3,609

Als Folge der Gestaltung wurde Sensor der MMG hergestellt, die allen Forderungen entsprechen.

QUELLEN:

1. *Raspopov V. Ya. Mikromechanische Gerate: Fachwerk – M.: Maschinenbau, 2007. – 400 s.*
2. *Untilov A.A. Forschung und Entwicklung der elastischen Aufhängung Sensor mikromechanische Gyroskop: disc. Ph.D.: 2005/ Untiliov A.A. St. Petersburg, 2005. – 148 s.*

DEVELOPMENT OF INSTALLATIONS FOR THE RESEARCH LINEAR MOTOR WITH A BATCH ELEMENT

K.A. Zyl, O. Yu. Ekimova
Scientific supervisor: A. Ivanova, postgraduate student
Linguistic advisor: ShvalovaG.V.
Tomsk polytechnic university, 634050, Russia, Tomsk, Lenin Avenue, 30
E-mail: kris-90@yandex.ru

One of variants execution of linear engine of direct-current is a linear engine with an active batch element. Its basic difference consists in that in all other electric motors currents flow in the windings, made of winding wire. The new type of an active element is used in the same electric motor, in basis of which winding (batch) is used from a thin conducting tape [1]. The engine suggested construction can provide the required current within the specific parameters of the machine. Thus, the basic advantage of this engine is an active element will not be so strong to overheat, because plates are located above each other and related to the case. Moreover, it enables to take the heat onto the engine body where it will dissipate into the environment.

The linear motor construction with the active batch element is presented in Fig. 1.

The magnetic field source - the permanent magnets (1) afford to move on guiding (3) and added to the upper magnetic core (2). To the base of device lower magnetic core (4) is fastened, to which an active element (batch of conducting plates) (5) is rigid. The surfaces of active element are parallel the surfaces of the magnet poles. The batch element is made from a tape by folding it into a "bellows". There are layers of electrically insulating material between the plates. The plates are connected in series with the electrical circuit with jumper (6) (made from the same tape), which connect the adjacent contact plates, which are in alternate angle of the plates. The upper and lower magnetic cores made of steel, the threading plate batch constant magnetic field. Mechanical force occurs under the flux magnetic presence and current plates batch.

The magnetic field source is mounted on a slide node device - node carriage, which consists of a base nodded permanent magnets and nodded rollers. Roller nodes allow source displacement in the horizontal direction along the active batch element.

The active element is a rectangular batch of the conductive tape. As a basis for manufacturing of a batch element the tape was chosen from an aluminum foil in thickness of 0,07 mm and isolated with paper on the both side. The thickness of a tape taking with isolation makes 0,15 mm. Width of a tape - 50 mm. The batch element is made from a tape by folding it into a "bellows" and forming a package from 60 plates.

From the corresponding cutouts in places of inflection tape is reached required character of the electric current. Places inflection - is the jumper. Their cross-sectional area substantially smaller than the main part of the plate. In the jumpers increases current density significantly. Narrowing plots of sectional area are furnace zone. The remaining sections of the surface plates are the cooling zone. The distance between the centers of the resulting lateral grooves equal to the pole pitch magnet [2].

The flat plate fixed the top and bottom surfaces, on the batch. The plates are made of aluminum alloy - duralumin, a 0.5 mm thick. Plates are used to maintain the geometric configuration of the batch and for the organization of shunt. The top corners of plates have contacts. The odd plates contact located on the diagonals in one direction, and on the even - in the other direction of the diagonals [2].

A 450x220 mm is overall dimensions of the installation. A 1 mm is mechanical gap between the permanent magnets and the batch element.

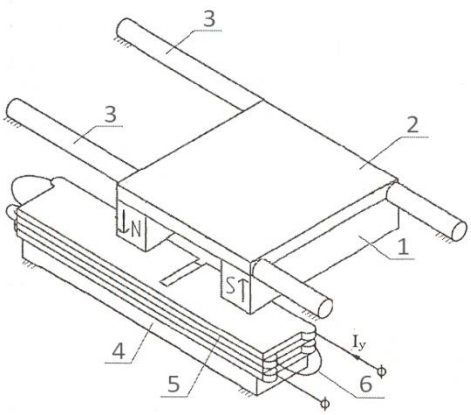


Fig. 1. Linear motor with batch element

The permanent magnets locations are not under each other, but on the one side. It is distinctive feature of the design. Each plate of the package will be under the influence of a field with altered characteristics, since the area of the magnetic field will increase and decrease the induction. Induction in the area of the plane-field is approximately the same at all points and it is the maximum. And where the magnetic flux branches, on the other plate acts induction values (Fig. 2).

The magnetic flux in this case passes through the non-magnetic gap. The flow through the air gap under the permanent magnet N, mechanical air gap batch bottom of the magnetic circuit, batch, mechanical air gap, permanent magnet S, and the upper part of the magnetic circuit is shown in fig. 2.

In this case, the magnetic flux passing through the batch will not be a plane-parallel, and will be distributed. Therefore, the interaction of each plate with the magnetic flux will be different from the interaction with the plates, which are located above or below.

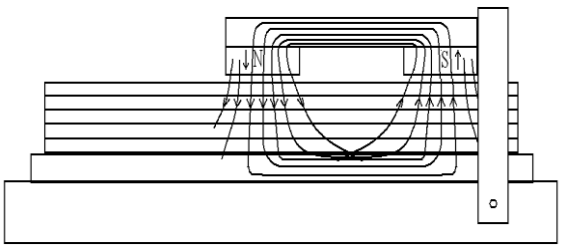


Fig. 2. Distribution lines of force

The linear motor with permanent magnets consists of the movable part and the fixed part. On the fixed part the circuit elements controls located. The circuit elements controls are a batch node. The plates are parallel to the surfaces of the batch node poles of permanent magnets.

Increasing the number plates will need to increase the magnetic gap, establishing the plate batch. The increase in the gap will increase the resistance to the passage of the magnetic field flux, which reduces the induction. Maintaining the same level of induction requires a substantial increase in current consumed by permanent magnets.

When the conductors are in the diagonal directions of each layer, the increase assisting force can organize the use of a thin wire active structure. The magnetic air source of the magnetic field must be less than the product of the wire size on the number of layers. However, the required air gap is greater than the thickness of the batch from the same number of plates (layers) [2].

The research setup consists of two units - the power supply to the controls and the linear motor model.

Power supply is connected to a 220 V 50 Hz and the body must be grounded. The source contains the autotransformer, the step-down transformer, the rectifier with a filter. The ammeter measures the current from 0 to 20 A.

The experimental research procedure is to determine the dependence created by force developed by the executive element, the length of the batch.

Mechanical load is applied to the movable element through the calibrated load slung on a string and connected with a beam and passing through a chute roller. Adjust the relative position of the required magnetic field source and batch element by using an adjustable limiter. The adjustable limiter is a screw in fixed on the basis of retaining the bracket. The screw is part of the circuit signal to break in the case of exceeding the executive device force developed by a load slung on a string.

The developed installation for linear motor research with a batch element provides the transitional displacement of the moving element without using mechanical motion transducers. A new type of the active element is used in such kind of the electric motor for reducing overheating of the active element. A thin conducting tape presents itself as the basis. This embodiment of the active element allows avoiding overheating and contact with the surface of the batch body. It can conduct heat to the body at high current density in a tape.

References:

1. *Ekimova O. Yu., Tatarnikova K.A. Erection torque motor with band winding// The eighteenth International Scientific and Practical Conference of Students, Postgraduates and Young Scientists "Modern Techniques and Technologies" (MTT'2012), Tomsk: TPU Press, 2012. – 49-50 p.*
2. *Линейный двигатель с активным пакетным элементом/Иванова А.Г., Мартемьянов В.М., Плотников И.А.. // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 2010. №11*

EFFECT OF CUPRUM ON THE MICROSTRUCTURE AND PROPERTIES OF IRON-BASED HARDFACING ALLOYS DEPOSITED BY PLASMA TRANSFERRED ARC PRICESS

Исакин И.А.
Научный руководитель: Гнюсов Сергей Фёдорович, д.т.н
Руководитель английского языка: Швалова Галина Васильевна
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: Isakin10@sibmail.com

Abstract

The issue of improving the wear resistance and hardness of the machine parts and mechanisms is actual today.

Keywords– Iron-based alloy; Microstructure; Properties; Hardfacing; Copper

1. Introduction

Iron-based alloy coating has been used widely due to its higher hardness and wear resistance, especially its lower cost compared to nickel-based and cobalt-based alloy coatings **[1]**. Nevertheless, traditional Fe–C–Cr alloy coating could not been used at elevated temperature for its bad wear resistance at this temperature. Therefore, the alloy elements, such as vanadium, niobium, tungsten and molybdenum were added into iron-based alloy powder in order to increase its wear resistance at elevated temperature, but the high cost could not be prevented [2] .

The solubility of copper in austenite is relatively high, but its solubility in α-Fe is low. Depending on the copper content and heat treatment, the precipitation of the ε-Cu occurs in ferritic and ferritic–austenitic stainless steels [3]. The ε-Cu ferrite presence increases the hardness and wear resistance of ferrite steel. Unfortunately, the early work mainly focused on the utility of copper in the steel, little attention has so far been paid to the application of copper in the iron-based alloy

coating deposited by plasma transferred arc process. Especially to the application of Rietveld refinement method has not been reported still in this coating. The effects of different heat treatments on the iron-based alloy coating with 3 wt.% copper have been conducted. It has been found that the highest hardness and the best sliding wear resistance could be obtained when the deposited coating was aged at 773 K for 35 h. In this paper, therefore, the detailed information about the effect of the heat treatment at 773 K for 35 h on the microstructure and properties was investigated Moreover, in order to investigate the relationship between the ageing treatment and the phase contents, Rietveld refinement method was conducted to analyze X-ray diffraction spectra.

2. Experimental Procedures

The PTA process was performed using a L4-400PC apparatus. The atomized iron-based alloy powder used in this experiment was spherical in shape with a size of 45–105 μm, the chemical composition is given in Table 1. The substrate was 200.35.20 mm3 annealed low carbon steel plate whose composition is listed in Table 1 and has not been preheated before PTA treatment. The substrate was rinsed with ethyl alcohol just before the PTA process. The 3 wt.% copper powder with a size of 50–110 μm having a purity of over 99.5% was added into the iron-based alloy powder. Detailed PTA process conditions, as listed in Table 2, were optimized in terms ofdilution, surface hardness and deposition thickness after several experiments. Ageing treatment of the as-deposited coating was performed in a chamber furnace under argon atmosphere. The deposited coating was held at 773 K for 35 h and subsequently cooled to room temperature. The as-deposited and as-aged specimens for metallographic examination were first cut perpendicular to the coating surface with a wire cut machine. The cross-sections of the coatings were polished by mechanical procedures and were etched using nitromuriatic acid. Then the microstructures of the coatings were studied by means of optical microscope and SEM.

Micro hardness for the cross-section was conducted using a HV-1000 machine loaded at 0.1 kgf. Sliding wear resistance was evaluated on a ring-block sliding wear machine loaded at 5 kg during the wear test. Weight loss was measured to within 0.01 mg and the average value for each specimen was calculated using three data.

3. Results

In the present work, the Fe–Cr–C–Cu coating deposited by PTA process consists of α phase with b.c.c crystalstructure, M23C6 with f.c.c crystal structure, and M7C3 with orthorhombic crystal structure. The ageing treatment at 773 K for 35 h leads to the precipitation of ε-Cu particles. The ε-Cu particles with different sizes block the movements of the dislocations.

Figs. 1 and 2show the micro hardness and wear resistance properties of the deposited coatings. It can be found that the micro hardness and wear resistance for the as-aged coating are higher than those for as-deposited coating. The relative contents of the total Cr-rich carbides in the as-aged coating (28.7 wt.%) are higher than those in the as deposited coating (22.8 wt.%). Meanwhile, as discussed above, ε-Cu particles precipitated from the martensite matrix when the deposited coating was aged at 773 K for 35 h. Furthermore, the ε-Cu particle blocks the movement of the dislocation, enhancing the strength of the as-aged coating. All these results are beneficial to increase the micro hardness and the wear resistance.

Table 1
Chemical compositions for the iron-based alloy powder and the substrate (wt.%)

	C	Si	B	Mn	Cr	Ni	Fe
Iron-based alloy powder	0.5	3	1.6	–	18	8	Bal.
Substrate	0.12	0.30	–	0.45	–	–	Bal.

Table 2
Experimental conditions for PTA process

Parameters	Units	Value
Transferred arc current	A	180–190
Transferred arc voltage	V	30–32
Main gas pressure	MPa	0.3
Ion gas flow	m^3/h	0.4
Powder feed gas	m^3/h	0.2
Powder supply	g/min	63
Oscillation rate	times/min	20
Travel speed	mm/min	110
Cooling water pressure	MPa	3
Torch gap	mm	7

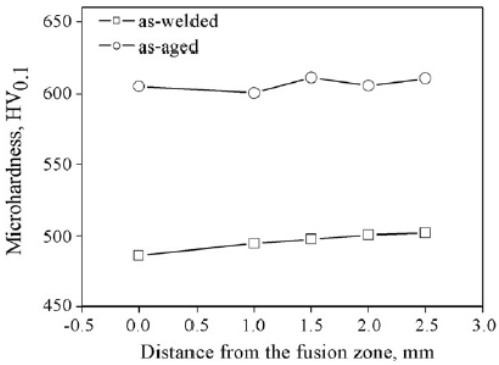


Fig. 1. Microhardness of the Fe–C–Cr–Cu coatings

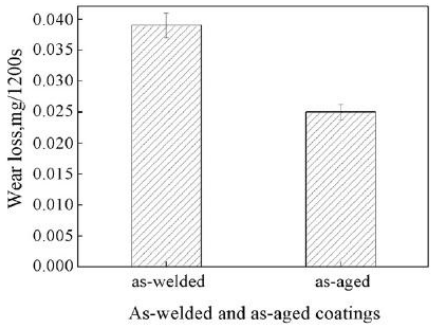


Fig. 2. Sliding wear resistance of the Fe–Cr–C–Cu coatings

4. Conclusion

(1) The ageing treatment at 773 K for 35 h leads to the precipitation of ε-Cu particles. The ε-Cu particles with different sizes block the movements of the dislocations. The relative contents of the total Cr-rich carbides increase from 22.8 wt.% to 28.7 wt.%, but the relative content of the α phase decreases after the ageing treatment.

(2) The ageing treatment at 773 K for 35 h can increase the microhardness and the sliding wear resistance of the Fe–Cr–C–Cu coating deposited by PTA process.

Reference:

1. L. Bourithis, G. Papadimitriou, Mater. Lett.57 (2003) 1835.

2. Y. Isshiki, K. Mizumoto, M. Hashimoto, Thin Solid Films 317 (1998) 468.

3. B. Jacek, M. Andrzej, Mater. Sci. Eng., A Struct. Mater.: Prop. Microstruct.Process. 277 (2000) 183.

UNSER SONNENSYSTEM

Разумова А.А., Захаров М.Г.
Научный руководитель: Александров О.А., к.филол.н., зав. каф. немецкого языка
Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30
E-mail: aleksandrov@tpu.ru

Als Sonnensystem des Universums bezeichnet man die Sonne mit ihren acht um sie kreisende Planeten: Merkur,Venus, Erde, Mars, Jupiter, Saturn, Uranus, Neptun und dem Zwergplaneten Pluto. Weiterhin gehören zum Sonnensystem noch tausende kleinere Planeten, die

Asteroiden und weitere andere Himmelskörper, wie Meteore und Kometen. Sie bestehen alle aus Eis und Gestein.Die größeren Planeten werden von Satelliten umkreist, wie der Mond ein Satellit der Erde ist. Vor ungefähr 4,6 Milliarden Jahren entstand das Sonnensystem aus einer großen Gas- und Staubwolke. Diese Wolke begann sich um sich selbst immer schneller zu drehen.Aufgrund der steigenden Drehgeschwindigkeit entstand aus der Wolke eine große Scheibe. Im Zentrum dieser, wo die Dichte und Wärme am größten war, entstand die Sonne. Aus Partikeln, welche über 100 Millionen Jahre um die Sonne kreisten, gingen die Planeten hervor, in dem sich die Partikel zusammen ballten.

Die Planeten befinden sich ständig in Bewegung. Sie drehen sich um sich selbst und kreisen um die Sonne, welche sich im Zentrum des Sonnensystems befindet. Durch die Schwerkraft der Sonne werden die Planeten angezogen. Dadurch können diese sich nur auf festen Umlaufbahnen um die Sonne bewegen. Planeten, welche sich in der Nähe der Sonne befinden, kreisen schneller um die Sonne, als Planeten, welche weiter entfernt liegen.

Die Planeten kann man in zwei verschiedene große Gruppen einteilen. Merkur, Venus, Erde und Mars gehören zu den tellurischen Planeten. Sie bestehen aus Gestein. Bei allen ist die Oberfläche fest. Ebenfalls bestehen zwischen den Planeten nur geringe Unterschiede in ihrer Größe. Sie besitzen alle nur wenige Satelliten, wie der Mars zwei und die Erde nur einen. Die Planeten befinden sich im inneren Teil des Sonnensystems.

Daneben gibt es die Riesenplaneten, wie Jupiter, Uranus, Saturn und Neptun. Diese Planeten sind Gasplaneten, da ihr überwiegender Bestandteil Gase sind und dadurch auch keine feste Oberfläche besitzen. Wie der Name es schon sagt, sind die Planeten alle sehr groß und besitzen auch viele Satelliten. Sie befinden sich im äußeren Bereich des Sonnensystems.

Der Zwergplanet Pluto besteht aus Gestein. Die Größe ist wesentlich kleiner als die Größe der Planeten. Er bewegt sich im Kuipergürtel, welcher sich an den äußeren Bereich des Sonnensystems anschließt. Pluto ist am weitesten von der Sonne entfernt.

Списоклитературы:

1. Sonnensystem [Электронныйресурс] – Режимдоступа: http://www.spaceops2002.org/, свободный. – Загл. сэкрана.

2. DasSonnensystemmitallenPlaneten [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://www.br-online.de/wissen-bildung/spacenight/sterngucker/planeten/sonnensystem.html, свободный. – Загл. с экрана

WIE FUNKTIONIEREN DIE RAKETEN

Хайдукова В.М. Неудахина Н.А.

Научный руководитель: Александров О.А., к.филол.н., зав. каф. немецкого языка

Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

E-mail: aleksandrov@tpu.ru

Ein aufgeblasener Ballon saust durch die Luft, wenn er nicht zugeknotet wird. Denn die Luft strömt aus dem Ballon und schießt ihn umher - so ähnlich funktionieren Raketen.

In Raketen wird Treibstoff verbrannt. Dabei entstehen Abgase, die hinten aus der Rakete austreten. Diese Gase erzeugen so viel Druck, dass sie die Raketen kilometerweit nach oben steigen lassen. Die Abgase drücken Richtung Erde und schieben die Rakete in die entgegengesetzte Richtung. Sie stößt sich aber nicht nur von der Erde ab. Ein Raketenantrieb funktioniert auch überall da, wo es nichts zum Abstoßen gibt. Allein die Geschwindigkeit, mit der die Gase aus der Rakete austreten, genügt, um die Rakete anzutreiben. Die Gase verbrennen bei einem Raketenstart. So kommt es, dass du bei einem Raketenstart jede Menge Feuer und Rauch siehst.

Zuschauen können wir in Europa jedoch nicht, wenn Raketen ins Weltall starten. Denn die europäischen Weltraumraketen starten in Kourou. Das liegt in Südamerika. Von dort aus haben die Raketen mehr Schub, wenn sie ins All starten. Denn Kourou liegt dicht am Äquator. Dort dreht sich

die Erde schneller als zum Beispiel in Deutschland. Das beschleunigt die Raketen beim Start zusätzlich um 1650 Kilometer in der Stunde.

Dennoch brauchen die Raketen viel Treibstoff, um ihre Last ins All zu bringen. Denn die Raketen, die zum Beispiel von dem Weltraumbahnhof Kourou aus starten, sind Trägerraketen. Sie bringen Satelliten ins All oder Menschen und Material wie Bauteile oder Lebensmittel zum Beispiel zur Internationalen Raumstation (abgekürzt: ISS). Dort arbeiten Forscher aus mehreren Ländern in der Schwerelosigkeit. Denn die ISS umkreist die Erde in etwa 390 Kilometern Höhe.

Die meisten Raketen bestehen aus mehreren Stufen. Sie haben zwei oder drei Bauteile, in denen Treibstoff ist. Diese Stufen können nacheinander gezündet werden. Wenn der Treibstoff aus einer Stufe leer ist, wird das Bauteil abgetrennt, damit die Rakete leichter wird. Die ausgebrannte Stufe fällt dann auf die Erde oder verglüht im Weltraum. Die Raketen werden so gestartet, dass der Müll ins Meer oder in unbewohnte Gebiete fällt. So kann niemand verletzt werden.

Mithilfe der Raketen können Satelliten oder Weltraumtransporter die Erdanziehungskraft überwinden. Diese Kraft sorgt zum Beispiel dafür, dass Stifte, Stühle oder Steine nicht durch die Luft fliegen, sondern auf dem Tisch oder Boden bleiben. Satelliten, die die Erde umkreisen sollen, müssen so hoch fliegen, dass die Schwerkraft sie nicht sofort wieder auf die Erde holt. Raketen müssen ihre Fracht darum rasend schnell ins All befördern, damit sie die Erdanziehungskraft überwinden können.

Schon vor rund 800 Jahren haben Chinesen die erste Rakete erfunden. Sie war ähnlich wie die Raketen, die wir Silvester aufsteigen lassen. Die Chinesen füllten Papprohre mit Schwarzpulver. Das zündeten sie an, und die Raketen flogen durch die Luft. Die Chinesen nutzten diese Raketen, um sich in einem Krieg zu verteidigen. Auch heute noch werden Raketen in Kriegen benutzt. Sie werden aus einer großen Entfernung abgeschossen. So können viele Gebäude gleichzeitig zerstört und viele Menschen verletzt oder getötet werden.

Список литературы:

1. FeuerundRauch: wieRaketeninsAllfliegen [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://www.tlz.de/kinder/detail/-/specific/Feuer-und-Rauch-Wie-Raketen-ins-All-fliegen-1790890559, свободный. – Загл. с экрана.

2. FeuerundRauch [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://www.derwesten.de/agenturmeldungen/feuer-und-rauch-id6460874.html, свободный. – Загл. с экрана.

Научное издание

СБОРНИК НАУЧНЫХ ТРУДОВ

ФОРУМ ШКОЛЬНИКОВ, СТУДЕНТОВ, АСПИРАНТОВ И МОЛОДЫХ УЧЕНЫХ С МЕЖДУНАРОДНЫМ УЧАСТИЕМ «КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ»

Издано в авторской редакции

Дизайн обложки *И.Н. Самодуров*

Отпечатано в Издательстве ТПУ в полном соответствии
с качеством представленного оригинал-макета

Подписано к печати _____. Формат 60x84/16. Бумага «Снегурочка».
Печать XEROX. Усл.печ.л. _____. Уч.-изд.л. _____.
Заказ _____. Тираж _____ экз.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет
Система менеджмента качества
Томского политехнического университета сертифицирована
NATIONAL QUALITY ASSURANCE по стандарту ISO 9001:2008

ИЗДАТЕЛЬСТВО ТПУ. 634050, г. Томск, пр. Ленина, 30
Тел./факс: 8(3822)56-35-35, www.tpu.ru

Форум школьников, студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием

«Космическое приборостроение»

сборник научных трудов