

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ИРКУТСКИЙ ФИЛИАЛ
ФЕДЕРАЛЬНОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО БЮДЖЕТНОГО
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО УЧРЕЖДЕНИЯ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»
(МГТУ ГА)

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ
АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И МЕТОДОВ
ЕЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ – 2015

СБОРНИК ТРУДОВ
VIII Региональной научно-практической конференции
студентов, аспирантов и молодых ученых
24-25 ноября 2015 г.

Том I

Иркутск – 2015

ББК 052-01
УДК 629.7
А-43

Редакционная коллегия

Ответственный редактор	Скрыпник Олег Николаевич, зам. директора Иркутского филиала МГТУ ГА по УНР, д.т.н., профессор.
Члены редколлегии –	Лежанкин Борис Валентинович, заведующий кафедрой АРЭО, к.т.н., доцент; Попов Владимир Михайлович, заведующий кафедрой АЭС и ПНК, к.т.н., доцент; Ходацкий Сергей Альбертович, заведующий кафедрой ЛА и Д, к.т.н., доцент; Волосов Евгений Николаевич, декан факультета сервиса на транспорте, д.и.н., доцент; Скулина Мария Игоревна, начальник О РИ и НР; Хапилина Лариса Николаевна, редактор; Тихова Анна Ивановна, специалист по УМР О РИ и НР.

Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2015. Сборник трудов VIII Региональной научно-практической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых (24-25 ноября 2015 г): в 2-х т. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2015. – Т. I – 232 с.

ISBN 978-5-9902240-7-0

В сборнике представлены доклады VIII Региональной научно-практической конференции студентов и аспирантов «Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2015», заявленные в рамках работы секций «Авиационные электросистемы и пилотажно-навигационные комплексы», «Авиационное радиоэлектронное оборудование».

Сборник предназначен для студентов и аспирантов авиационных специальностей, а также для широкого круга лиц, интересующихся современными проблемами гражданской авиации.

Сборник издается в авторской редакции.

Содержание

СЕКЦИЯ

«АВИАЦИОННОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ»

Сарабахова А. А., Ерохин В. В. ИНФОРМАЦИОННО-ОБУЧАЮЩИЙ КОМПЛЕКС ПИЛОТАЖНО- НАВИГАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА АН-148.....	8
Вахтин Р. Ю., Пономарев В. О., Артюх А. С., Малугин К. А., Неудакин А. А. АЭРОСТАТ КАК ЭЛЕМЕНТ СИСТЕМЫ ДАЛЬНОГО РАДИОЛОКАЦИОННОГО ОБНАРУЖЕНИЯ.....	14
Иванова К. А., Лежанкин Б. В. ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ШУМОПОДОБНЫХ СИГНАЛОВ В РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ БОКОВОГО ОБЗОРА.....	20
Батюк В. В., Межетов М. А. ВЛИЯНИЕ УЗКОПОЛОСНЫХ ПОМЕХ НА КАЧЕСТВО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ АППАРАТУРЫ ПОТРЕБИТЕЛЯ СРНС.....	26
Сирота Я. Р., Кобзарь В. А. ВОЗМОЖНОСТИ И ОГРАНИЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО КАНАЛА ДЕКАМЕТРОВОГО ДИАПАЗОНА ДЛЯ ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ ОТСЛЕЖИВАНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ.....	31
Фадеев В. А., Гайсин А. К. МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ПРОПУСКНОЙ СПОСОБНОСТИ СИСТЕМ CUBESAT.....	37
Шаламова Ю. А., Шлык А. И., Дель А. Е., Патрикеев О. В. МОДЕЛИРОВАНИЕ ЛИНЕЙНЫХ АНТЕНН В СРЕДЕ ПРОГРАММИРОВАНИЯ LABVIEW.....	41
Казанцева А. И., Кобзарь В. А. ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ СИНТЕЗИРОВАННЫХ КАРТ В БОРТОВЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ.....	44
Батуев А. С., Зуева Е. А., Туринцев С. В. ЗАДАЧА ОБНАРУЖЕНИЯ СПУТНИКОВОГО СИГНАЛА В ПРОГРАММНО-АППАРАТНОМ ПРИЕМНИКЕ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС.....	49

Хайруллин М. И., Лернер И. М. К ВОПРОСУ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОХОЖДЕНИЯ ЦИФРОВЫХ РАДИОСИГНАЛОВ ЧЕРЕЗ СЛОЖНЫЕ ИЗБИРАТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ, СОДЕРЖАЩИЕСЯ В АВИАЦИОННЫХ КАНАЛАХ.....	54
Подшивалов В. Е., Кобзарь В. А. ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ НА АЭРОДРОМЕ В БОРТОВЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ.....	60
Шаламова Ю. А., Шлык А. И., Дель А. Е., Патрикеев О. В. МОДЕЛИРОВАНИЕ АПЕРТУРНЫХ АНТЕНН В СРЕДЕ ПРОГРАММИРОВАНИЯ LABVIEW.....	63
Илюшина П. А., Самодуров С. А. ЭВОЛЮЦИЯ В ПРОЕКТИРОВАНИИ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ.....	66
Черкашин А. В., Рыжков Д. А. ИНФОРМАЦИОННО-ОБУЧАЮЩИЙ КОМПЛЕКС ПО РАДИОЭЛЕКТРОННОМУ ОБОРУДОВАНИЮ САМОЛЕТА МС-21	73
Белозерцева Д. С., Коновалов В. В. АВИАЦИОННЫЕ РЛС ПРОШЛОГО И НАСТОЯЩЕГО В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ.....	76
Мартемьянов В. К., Назметдинов А. З., Идиатуллов З. Р. РАДИОВЫСОТОМЕРЫ.....	84
Мартемьянов В. К., Назметдинов А. З., Идиатуллов З. Р. СЕНСОРНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ В КАБИНЕ САМОЛЕТА.....	90
Двужильная Д. А., Лежанкин Б. В. ОБНАРУЖЕНИЕ СДВИГА ВЕТРА С ПОМОЩЬЮ БОРТОВОЙ МЕТЕОНАВИГАЦИОННОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ.....	95

СЕКЦИЯ
«АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ»

Кравченко А. В., Лайков М. И. РАЗРАБОТКА АВТОМАТА ПЕРЕКАЧКИ ТОПЛИВА ДЛЯ САМОЛЕТА АН-148.....	102
Гамаюнова К. Н., Диль В. Ф. ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ САМОЛЕТНЫХ ДЕМПФЕРОВ В СРЕДЕ МАТНСАД.....	104
Равоткина И. К., Махмудов Р. Ф. МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ И ОТОБРАЖЕНИЯ ВЫСОТНО- СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ НА СОВРЕМЕННЫХ ВС.....	109
Игнатъева М. П., Кивокурцев А. Л. ТЕХНОЛОГИЯ СБОРКИ И РЕГУЛИРОВКИ ГИБРИДНЫХ ИНТЕГРАЛЬНЫХ СХЕМ МИКРОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ НА ПРИМЕРЕ УСИЛИТЕЛЯ НИЗКОЙ ЧАСТОТЫ УНЧ-014.....	115
Кирносов А. Н., Кивокурцев А. Л. ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИИ ПРОВЕРКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СТАТИЧЕСКОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПТС-800.....	118
Татарина А. А., Голованов И. Г. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ БЛОКА ИМИТАТОРА ПРИВОДА ДЛЯ КОНТРОЛЯ НА СТЕНДЕ ПРОДОЛЬНОГО КАНАЛА АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ШТУРВАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ АСШУ-204 САМОЛЁТА ТУ-204-300.....	121
Рыбаков А. Н., Курилова И. С. ЭЛЕКТРИЧЕСТВО И ЕГО ПРИМЕНЕНИЕ В АВИАЦИИ.....	124
Ашимов Е. К., Ширяева О. И. РАЗРАБОТКА БИНАРНОЙ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЕТА, ФУНКЦИОНИРУЮЩЕЙ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ.....	129
Камалов М. И., Богослов Е. А., Данилаев М. П. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ИСТОЧНИКОМ ПИТАНИЯ ИНТЕГРАЛЬНОЙ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ.....	136
Травка А. Э., Кивокурцев А. Л. ОСНОВНЫЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОПЕРАЦИИ СБОРКИ И РЕГУЛИРОВКИ ИНДУКЦИОННОГО ДАТЧИКА УГЛОВ 45Д-50-1...	139

Коршунов И. С., Кивокурцев А. Л. ТЕХНОЛОГИЯ КОНТРОЛЬНО-СДАТОЧНЫХ ИСПЫТАНИЙ ИЗДЕЛИЙ ДИД.....	142
Константинов И. А., Кивокурцев А. Л. ТЕХНОЛОГИЯ СБОРКИ И РЕГУЛИРОВКИ СПЕЦИАЛЬНЫХ АВИАЦИОННЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ МАШИН НА ПРИМЕРЕ ДВИГАТЕЛЬ ГЕНЕРАТОРА.....	145
Кобец Т. В., Кивокурцев А. Л. ТЕХНОЛОГИЯ ПРОВЕРКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ АВТОМАТИЧЕСКОГО ВОСПРОИЗВОДИТЕЛЯ АВАРИЙНО- РЕЧЕВЫХ СООБЩЕНИЙ ИЗДЕЛИЯ АЛМАЗ-УМП.....	150
Попова А. В., Попов В. М. АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ ПРОГРАММНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС НА БАЗЕ NATIONAL INSTRUMENTS.....	152
Андреев А. В., Попов В. М. МЕТОДИКА ПРИМЕНЕНИЯ ГРАВИРОВАЛЬНО-ФРЕЗЕРНОГО СТАНКА ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПЛАТ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЭЛЕКТРОМОНТАЖНОЙ ПРАКТИКИ.....	156
Шарипов К. Р., Сагитов Д. И. АЛЬТЕРНАТИВНЫЙ АЛГОРИТМ ПОДАЧИ ВИЗУАЛЬНЫХ СИГНАЛОВ В КУРСОГЛИССАДНОЙ СИСТЕМЕ ПОСАДКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ.....	159
Адилова А. Т., Попов В. М. АЛГОРИТМ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ БЕСКОНТАКТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПОСТОЯННОГО ТОКА.....	164
Пестов Д. А., Колесников А. М. ИСТОРИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ВС.....	168
Савченкова Е. В., Лайков М. И. ЦИФРОВОЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВАЛА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	176
Алексеев А. И., Кивокурцев А. Л. ОБЩАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА ДВУХФАЗНОГО ИНДУКЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ПРИМЕРЕ ДИД-0,6ТА.....	179

Гильдебрант В. А., Кивокурцев А. Л. ТЕХНОЛОГИЯ ПРОВЕРКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ БЛОКА РЕГУЛЯТОРА НАПРЯЖЕНИЯ.....	183
Щербаков И. Э., Кислицын М. А., Киселева Л. А. ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА МОНИТОРИНГА ЛЁТНОЙ ГОДНОСТИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ. ПОЛЬЗОВАТЕЛЬСКИЕ МОДУЛИ.....	189
Белобров И. И., Кивокурцев А. Л. ТЕХНОЛОГИЯ НАМОТКИ КАТУШЕК ОБМОТОК ТРАНСФОРМАТОРОВ И ДРОССЕЛЕЙ.....	194
Иванов А. А., Попов В. М. ГИРОСТАБИЛИЗАЦИОННАЯ ПЛАТФОРМА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА БАЗЕ КОНТРОЛЛЕРА ALEX MOS/BASESAM ДЛЯ ФОТО-ВИДЕО КАМЕРЫ.....	201
Игнатъева М. П., Котлов Ю. В. МЕТОДИКА ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ В ANYLOGIC.....	206
Ульяшин Е. А., Устинов В. В. РАЗРАБОТКА ПРОГРАММЫ ДЛЯ ТАРИРОВКИ ДАТЧИКОВ ВЫСОТЫ И СКОРОСТИ В СОСТАВЕ БОРТОВОГО УСТРОЙСТВА РЕГИСТРАЦИИ БУР-1 ВЕРТОЛЕТА МИ-8.....	211
Титова Я. А., Устинов В. В. РАЗРАБОТКА ОПТИМАЛЬНОЙ ПРОГРАММЫ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЕТА АН-148	215
Устененко А. А., Чигвинцев А. А. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СРЕДЫ LABVIEW ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ ЦИФРОВОЙ КОНТРОЛЬНО-ПРОВЕРОЧНОЙ АППАРАТУРЫ.....	221
Именной указатель.....	229

СЕКЦИЯ
«АВИАЦИОННОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ»

Председатель – к.т.н., доцент Лежанкин Борис Валентинович
Секретарь – к.т.н., доцент Ерохин Вячеслав Владимирович

ИНФОРМАЦИОННО-ОБУЧАЮЩИЙ КОМПЛЕКС
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ
САМОЛЕТА АН-148

Сарабахова А. А.

Ерохин В. В.
(научный руководитель)

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

На основе программной среды Macromedia Flash Professional v8.0, разработан информационно-обучающий комплекс, позволяющий, с использованием современной ПЭВМ, изучать устройство, принцип действия, размещение и особенности взаимодействия структурных элементов пилотажно-навигационного оборудования самолета Ан-148-100

В современной практике подготовки и переподготовки авиационных специалистов находят широкое применение информационные технологии, основанные на использовании ПЭВМ и современных сред программирования.

В настоящее время представляется рациональным создание моделирующих комплексов на базе современных компьютерных классов, содержательной частью которых являются разработанные в современных средах программирования обучающие программы. Такие программы не только позволят получить общее представление о той или иной системе, но и смоделировать определенные режимы работы интересующих нас приборов. Очевидным достоинством такого подхода к процессу обучения специалистов является экономическая эффективность, возможность индивидуализации процесса обучения, так как количество создаваемых рабочих мест будет определяться количеством компьютеров, на которые загружены соответствующие программные продукты, а не количеством реальных устройств и систем.

В работе предложен информационно-обучающий комплекс (ИОК), позволяющий, с использованием современной ПЭВМ, изучать устройство, принцип действия, размещение и особенности взаимодействия структурных элементов пилотажно-навигационного оборудования самолета Ан-148-100.

С использованием современных систем программирования, на базе программной среды Macromedia Flash Professional v8.0, разработан достаточно удобный пользовательский интерфейс, позволяющий без специальной подготовки оператора работать с программным продуктом, используя все доступные его ресурсы. Он предназначен для изучения основных характеристик, принципов построения и функционирования пилотажно-навигационного оборудования самолета Ан-148-100 [1]. Для разработки программного продукта и изучения бортовых систем возможно применение алгоритмических языков программирования Action Script 2.0 [2].

Данный программный продукт представляет собой комплекс по пилотажно-навигационному оборудованию самолета Ан-148. Структура комплекса представлена на рис. 1.

Наглядно рассмотрим один из разделов ИОК, созданного в программном продукте, созданным с помощью программы Flash Professional. После нажатия проигрываются анимационные ролики, показывающие, как индицирует тот или иной объект рис. 2.



Рисунок 1 – Структура информационно-обучающего комплекса



Рисунок 2 – Фрагменты, всплывающие после нажатия интерактивных кнопок в фрагменте «Индикация на КПИ»

При выборе пункта «Органы управления и контроля» в меню появляется фрагмент «Органы управления и контроля», содержащий интерактивные кнопки. Нажав на которые, появляются анимационные ролики рис. 3.



Рисунок 3 – Фрагменты, всплывающие после нажатия интерактивных кнопок

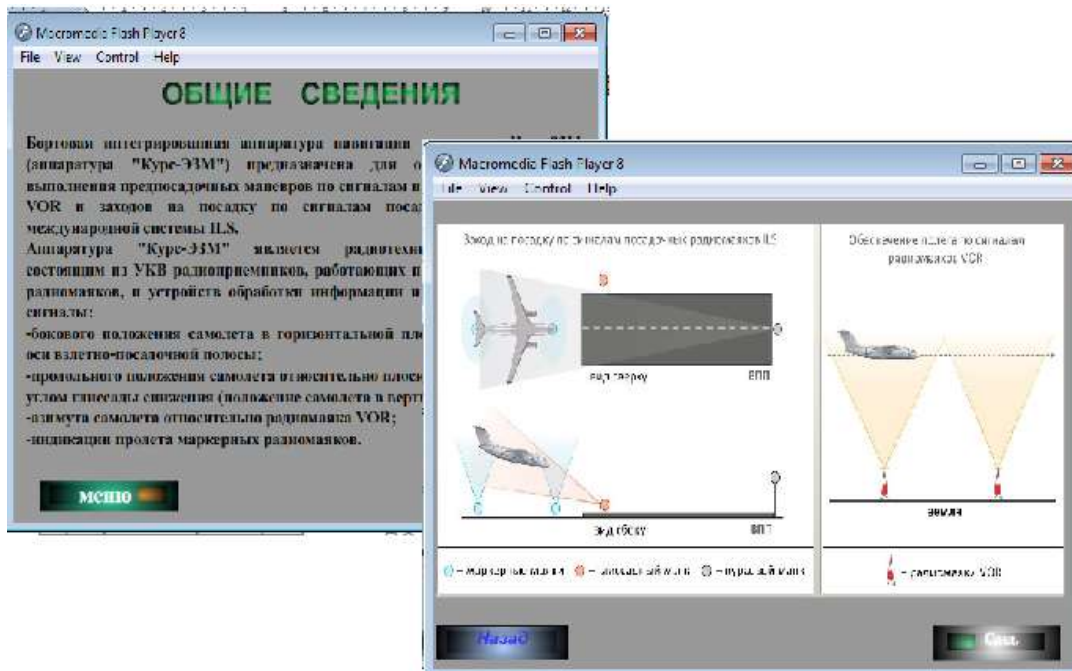


Рисунок 4 – Фрагмент «Общие сведения» о системе «Курс-93М»

При выборе пункта «Общие сведения» в подменю появляется фрагмент, содержащий текст и рисунки, поясняющие работу данной системы рис. 4.

Также ИОК позволяет наглядно демонстрировать принципы построения пилотажно-навигационного оборудования Ан-148, как показано на рис. 5.

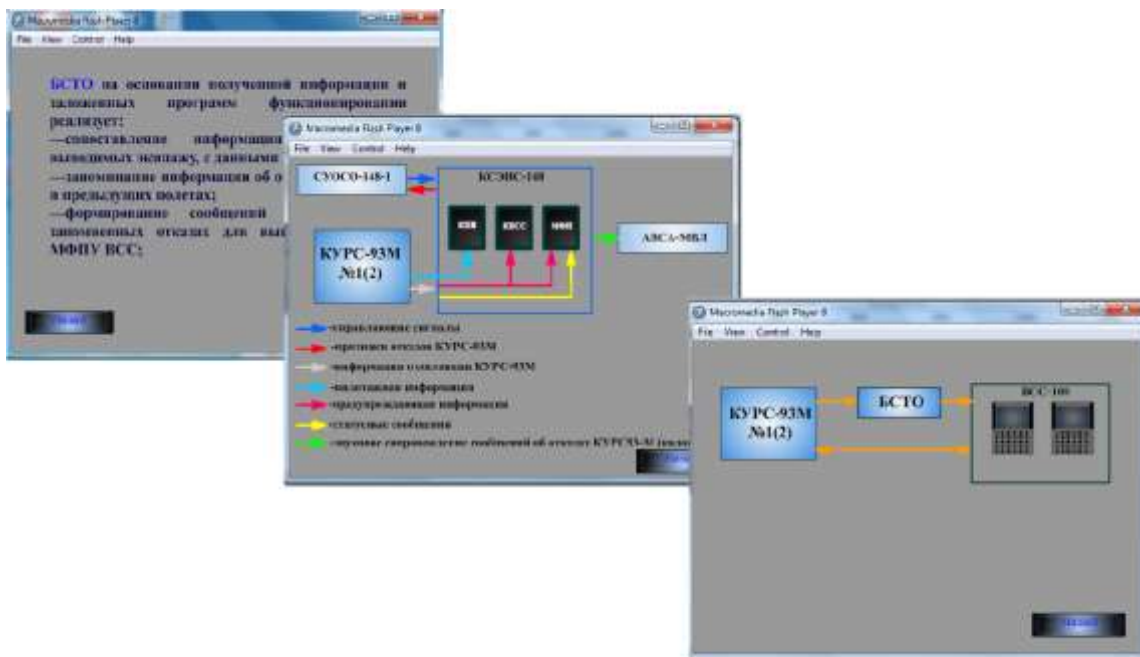


Рисунок 5 – Фрагмент «КСЭИС-пояснения»

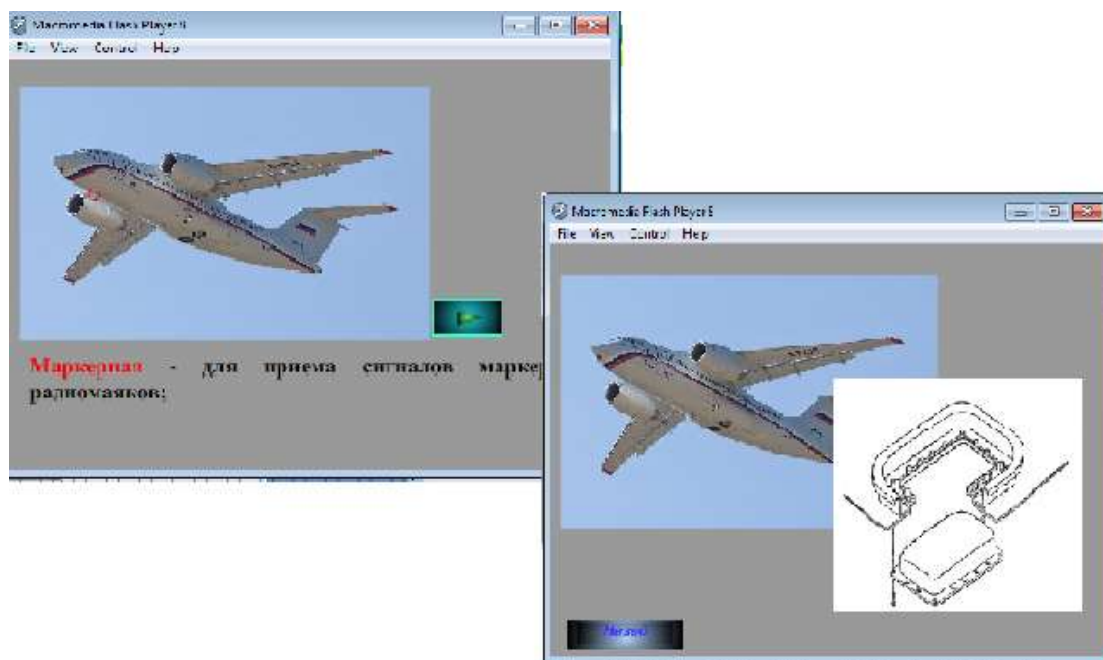


Рисунок 6 – Фрагменты, всплывающие после нажатия кнопки «Маркерная антенна»

При выборе пункта «Установка антенн» в меню появляется фрагмент, показывающий расположение антенн (рис. 6).

Особенностью программного продукта является то, что в нём процесс изучения сопровождается демонстрацией работы отдельных элементов систем радиосвязного оборудования, что, в свою очередь, позволяет наглядно показать особенности функционирования подсистем и индикацию. Динамическое представление процессов работы с оборудованием в виде роликов позволит обучающимся изучить и освоить принципы функционирования пилотажно-навигационного оборудования самолета АН-148, работу с органами управления и ознакомиться с принципами индикации.

Выводы:

- разработан достаточно удобный пользовательский интерфейс, дающий возможность работать с программным продуктом, не имея специальных навыков;

- на основе разработанного программного продукта имеется возможность получить информацию о составе, размещении, назначении пилотажно-навигационного оборудования по Flash-роликам, имитирующим реальные проверки, производимые на борту самолёта при проведении регламентных работ;

- возможность индивидуализации процесса обучения, так как количество создаваемых рабочих мест определяется количеством компьютеров.

Таким образом, данный ИОК подходит для применения его в обучающих целях по получению первичных знаний о пилотажно-навигационных системах самолёта, чем, в свою очередь, несомненно, отразится на качестве обучения будущих специалистов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство по технической эксплуатации самолета Ан-148-100. Раздел 34. Пилотажно-навигационное оборудование, 2006г. – 413 с.
2. Гурвиц М., Мак-Кейб Л. Использование Macromedia Flash. Специальное издание. / Пер. с англ. издательский дом «Вильяме», Москва, 2003. – 704 с.
3. Видео уроки по Macromedia Flash [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://1000videourokov.ru/grafika-video-yroki/255-macromedia-yroki-video-yroki-po-yroki-macromedia-flash> (дата обращения 21.11.2015).
4. Видео по уроки Macromedia Flash 8 [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.danilidi.ru/flash/11-lessons-flash-8-pro.html> (дата обращения 21.11.2015).
5. Уроки Macromedia Flash [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://web-silver.ru/flash/tutorials/flash-tutorials-2.php> (дата обращения 21.11.2015).
6. Уроки Macromedia Flash [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.programmersclub.ru/alar-flash-lesson1/> (дата обращения 21.11.2015).
7. Антонов Ан-148 [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.airwar.ru/enc/aliner/an148.html> (дата обращения 21.11.2015).
8. Антонов Ан-148. Фото. Видео. Схема салона. Характеристики. Отзывы [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://avia.pro/blog/antonov-148-foto-video-shema-salona-harakteristiki-otzyvu> (дата обращения 21.11.2015).
9. Антонов Ан-148 [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://aviado.ru/airlines/jets/an-148/> (дата обращения 21.11.2015).

АЭРОСТАТ КАК ЭЛЕМЕНТ СИСТЕМЫ ДАЛЬНОГО РАДИОЛОКАЦИОННОГО ОБНАРУЖЕНИЯ

Вахтин Р. Ю., Пономарев В. О., Артюх А. С., Малугин К. А.

Неудакин А. А.

(научный руководитель)

*Кафедра авиационных систем и комплексов радионавигации и радиосвязи
ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Для повышения эффективности обнаружения малозаметных воздушных и наземных целей актуально использование дирижабля радиолокационного обнаружения, оснащенного радиолокационной станцией P -диапазона с крупноапертурной нежесткой активной фазированной антенной решеткой (АФАР), размещенной на поверхности оболочки. Управление излучением в такой антенной системе осуществляется с помощью нелинейно-дифракционного способа фазирования (НДСФ). Сущность данного способа заключается в использовании специальным образом сформированного вспомогательного амплитудно-модулированного излучения, зависимость интенсивности которого от пространственных координат и времени совпадает с зависимостью от тех же аргументов плосковолнового электромагнитного поля, распространяющегося в направлении фазирования со скоростью света. Конструктивно нежесткая конформная АФАР с НДСФ подобна антенной решетке со схемой питания проходного типа. Приемопередающие модули АФАР крепятся на боковой поверхности оболочки дирижабля посредством гибкой сетчатой конструкции. Внешний облучатель АФАР установлен на беспилотном летательном аппарате вертолетного типа с соосным несущим винтом.

Анализ современного состояния информационно-управляющих систем военного назначения показывает такие недостатки, как отсутствие сплошного информационного (радиолокационного) поля над территорией РФ; низкую эффективность наземных систем противовоздушной обороны (ПВО) при обнаружении малозаметных, низколетящих и загоризонтных целей [1].

Перспективным направлением устранения отмеченных недостатков является использование авиационных комплексов дальнего радиолокационного обнаружения (АК ДРЛО), оснащенных радиолокационной станцией (РЛС) с активной фазированной антенной решеткой (АФАР), являющихся одним из наиболее эффективных средств разведки воздушных и наземных целей. Принимая во внимание такие недостатки АК ДРЛО, как высокая стоимость производства и эксплуатации самолета-носителя; большая эффективная площадь отражения радиоволн; относительно непродолжительное время

патрулирования воздушного пространства, требовательность к характеристикам взлетно-посадочной полосы, целесообразно рассмотреть в качестве носителя аппаратуры ДРЛО аэростаты и дирижабли.

Основными преимуществами радиолокационного комплекса на основе дирижабля являются: практически неограниченный по длительности контроль воздушного пространства при минимальной стоимости жизненного цикла (создания, применения и технической эксплуатации); размер оболочки допускает размещение антенной решетки больших размеров; малая заметность в инфракрасном и радиолокационном диапазонах волн; большая грузоподъемность; возможность посадки на необорудованные площадки; высокая экологичность; относительная простота и быстрота подготовки летчиков. Например, по оценкам экспертов [2], стоимость эксплуатации аэростатного комплекса в течение года может быть на порядок меньше эксплуатации комплекса типа AWACS, а стоимость обеспечения зоны обзора протяженностью 1000 км – в три раза меньше.

Известно, что типовые воздушные цели (самолеты, беспилотные летательные аппараты (БЛА), крылатые ракеты) имеют эффективную площадь рассеивания (ЭПР) σ от 0.1 до 125 м² в X-диапазоне. С увеличением длины волны РЛС ЭПР воздушных судов большого размера уменьшается, среднего – практически не изменяется, а для малоразмерных целей ЭПР увеличивается. При облучении БЛА и крылатых ракет в переднем секторе и изменении длины волны РЛС от λ_1 к λ_2 ЭПР возрастает по закону:

$$\frac{\sigma_2}{\sigma_1} = \sqrt{\frac{\lambda_2}{\lambda_1}}, \quad (1)$$

т. е. при увеличении длины волны РЛС от $\lambda_1 = 3$ см (X-диапазон) до $\lambda_2 = 70$ см (P-диапазон) ЭПР малоразмерной цели увеличивается более чем в 4 раза.

Кроме того, в длинноволновых L-, P-диапазонах резко снижается эффективность радиопоглощающих покрытий, выполненных по технологии СТЭЛС. Актуально использование P-диапазона длин волн и для радиолокационного наблюдения наземных целей, так как ЭПР наземных малоразмерных целей в P-диапазоне возрастает в два-три раза по сравнению с X-диапазоном [2].

Обеспечение высокой разрешающей способности антенной системы по угловым координатам в L- или P-диапазоне требует существенного увеличения геометрических размеров апертуры АФАР. Размеры дирижабля позволяют разместить излучающее полотно АФАР достаточно

больших размеров, но при этом возникают проблема обеспечения жесткости конструкции и, как следствие, сложность формирования узкого луча диаграммы направленности (ДН). Увеличение апертуры АФАР приводит к существенному повышению ее массы, так как масса конструктивных элементов жесткости пропорциональна третьей степени линейных размеров раскрыва решетки, тогда как масса приемопередающих модулей (ППМ) пропорциональна квадрату ее линейных размеров [3]. Следовательно, существенное снижение массы крупноапертурной антенны может быть достигнуто только за счет облегчения конструктивных элементов жесткости, то есть за счет увеличения допустимых деформаций полотна АФАР.

Если положение всех ППМ АФАР задано, то задача о требуемых управляемых фазах, обеспечивающих ориентацию ДН антенны, имеет однозначное решение. Однако любое изменение взаимного положения ППМ АФАР ведет к искажению ДН, причем эти изменения существенны уже при отклонениях ППМ на расстояние более четверти длины волны. Искажение ДН АФАР при смещении хотя бы одного из её ППМ объясняется тем, что фаза парциальной волны, соответствующей переместившемуся излучателю, приобретает в дальней зоне наблюдения дополнительный фазовый сдвиг, определяемый изменением расстояния от излучателя до точки наблюдения. В случае крупноапертурной нежесткой АФАР, когда обеспечить постоянство взаимного положения ППМ с точностью до долей длины волны невозможно, для каждого нового положения ППМ необходимо формировать новое фазовое распределение, обеспечивающее требуемую ориентацию ДН.

При традиционном способе управления ДН нежесткой АФАР с использованием фазовращателей для управления фазами сигналов в отдельных ППМ необходимо в каждый момент времени или достаточно часто измерять с точностью до долей длины волны координаты каждого излучателя, вычислять новые управляемые фазы и выставлять их с точностью до долей π . В результате названных операций погрешность фазы должна быть скомпенсирована изменением управляемой фазы в сигнале, излучаемым переместившимся ППМ.

Известен нелинейно-дифракционный способ фазирования (НДСФ), не связанный с измерением координат ППМ и применением фазовращателей [3]. Сущность данного способа заключается в использовании специальным образом сформированного вспомогательного амплитудно-модулированного излучения, зависимость интенсивности которого от пространственных координат и времени совпадает с зависимостью от тех же аргументов плосковолнового электромагнитного поля, распространяющегося в направлении фазирования со скоростью света. Вспомогательное излучение носит

название аналога плоской волны. Характеристикам плоской электромагнитной волны соответствуют биения, возникающие в результате суперпозиции двух и более близких по частоте монохроматических волн на выходе нелинейного элемента. С целью формирования биений используется внешний облучатель, состоящий из двух слабонаправленных антенн. Каждый ППМ для приема аналога плоской волны должен содержать вспомогательную приемную антенну и амплитудный детектор с квадратичной характеристикой.

Исходя из вышесказанного, предлагается разместить крупноапертурную нежесткую АФАР P -диапазона на одной из боковых поверхностей оболочки дирижабля и для управления ДН АФАР использовать НДСФ. Достоинства нежесткой выпуклой конформной АФАР с НДСФ заключаются в следующем:

- универсальность системы фазирования АФАР к форме излучающей поверхности, в связи с чем ППМ АФАР можно размещать неэквидистантно на оболочке дирижабля произвольных размеров, кривизны и формы;

- так как длина существующих дирижаблей достигает 260 м, площадь оболочки позволит разместить требуемое количество ППМ P -диапазона с шагом, обеспечивающим формирование одного главного максимума ДН требуемой мощности;

- благодаря возможности формирования выпуклого конформного излучающего раскрыва реализуется большой сектор сканирования – до $\pm 90^\circ$ в любой плоскости;

- существенное снижение массы и стоимости АФАР в связи с уменьшением числа конструктивных элементов жесткости антенного полотна и отсутствием измерительных датчиков смещения, спецвычислителей и фазовращателей в ППМ.

На рис. 1 и 2 представлены виды сбоку и спереди дирижабля ДРЛО с нежесткой конформной АФАР, где цифрами обозначены: 1 – оболочка дирижабля-носителя АФАР, заполненная инертным негорючим газом (например, гелием); 2 – гондола дирижабля; 3 – движитель; 4 – винт; 5 – ППМ АФАР; 6 – площадка для БЛА; 7 – блоки РЛС; 8 – канал радиуправления (КРУ); 9 – БЛА вертолетного типа, 10 – вибраторные антенны внешнего облучателя.

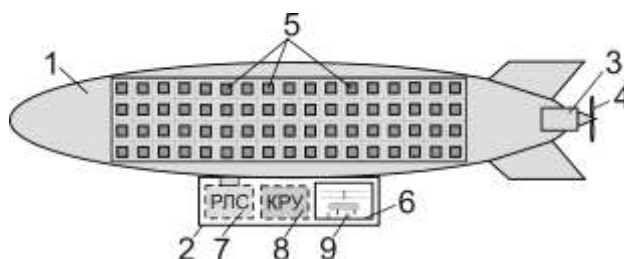


Рисунок 1 – Дирижабль ДРЛО (вид сбоку)

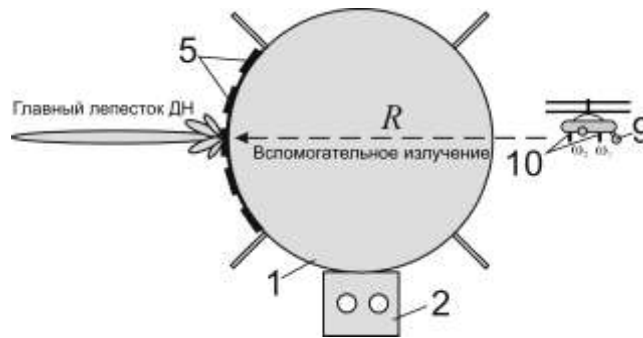


Рисунок 2 – Дирижабль ДРЛО (вид спереди)

Конструктивно нежесткая конформная АФАР с НДСФ подобна антенной решетке со схемой питания проходного типа. ППМ АФАР крепятся на боковой поверхности оболочки дирижабля посредством гибкой сетчатой конструкции. Внешний облучатель размещается на БЛА вертолетного типа с соосным несущим винтом. Выбор такого типа БЛА определяется такими его качествами, как способностью взлетать и садиться с ограниченной площадки в гондole дирижабля, высокой маневренностью (небольшой инерционностью) при изменении положения внешнего облучателя в пространстве.

Внешний облучатель представляет собой два несимметричных вибратора 10, выполненных по стандартной схеме [4], жестко закрепленных на строительной оси БЛА, разнесенных на расстояние ρ . Вибраторы излучают сигналы с разными, но близкими по значению частотами ω_1 и ω_2 , разность которых равна рабочей частоте АФАР $\Omega_p = \omega_1 - \omega_2$. Сканирование ДН нежесткой АФАР осуществляется путем передачи управляющих сигналов на БЛА по КРУ с борта дирижабля, в результате чего БЛА перемещается по заданному алгоритму в азимутальной и угломестной плоскостях на расстоянии R от оболочки дирижабля, достаточном для возбуждения полотна антенной решетки. Расстояние R , определяющее центр области формирования аналога плоской волны, можно определить из выражения:

$$R = \frac{\rho \omega_1}{\Omega_p}. \quad (2)$$

Сигнал внешнего облучателя проходит через радиопрозрачную оболочку дирижабля 1 и поступает на вход ППМ АФАР 5, где с помощью квадратичного амплитудного детектора и фильтра выделяется сигнал биений с частотой Ω_p , используемый далее как сигнал возбуждения в режиме передачи или как гетеродинный сигнал в режиме приема. Сканирование лучом ДН осуществляется по заданной программе, заложенной в цифровой вычислительной машине БЛА, в результате его

качания по азимуту и углу места, при этом максимум излучения формируется в направлении оси, проходящей через антенны внешнего облучателя, в сторону вибратора с меньшей частотой ω_2 . Расстояние между полотном нежесткой АФАР и внешним облучателем (фокусное расстояние) должно соответствовать радиусу кривизны боковой поверхности оболочки дирижабля, поскольку при таких условиях профиль полотна АФАР будет совпадать с поверхностью нулевой фазовой погрешности области формирования аналога плоской волны, что обеспечивает максимальную площадь синфазного возбуждения ППМ [5].

Таким образом, для повышения эффективности обнаружения малозаметных воздушных и наземных целей актуально использование дирижабля дальнего радиолокационного обнаружения, оснащенного РЛС P -диапазона с крупноапертурной нежесткой АФАР, размещенной на поверхности оболочки. Управление излучением в такой антенной системе осуществляется с помощью вынесенного внешнего облучателя посредством нелинейно-дифракционного способа фазирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. Верба В. С. Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения. Роль и место в составе общегосударственной единой информационно-управляющей системы военного назначения / В. С. Верба // Радиотехника. 2010. – № 8. – С. 6–8.
2. Верба В. С. Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения. Состояние и тенденции развития / В. С. Верба – М.: Радиотехника, 2008. – 432 с.
3. Степаненко С. Н. Нелинейная дифракция и нелинейно-дифракционное фазирование крупноапертурных антенных решеток / С. Н. Степаненко // Антенны. 2009. – № 7. – С. 55–59.
4. Зибров Г. В. Вибраторные антенны систем навигации и радиосвязи военных самолетов и вертолетов / Г. В. Зибров, А. В. Леньшин, А. С. Артюх, А. А. Неудакин // Антенны. 2012. – № 4. – С. 4–10.
5. Неудакин А.А. Конформная фазированная антенная решетка с нелинейно-дифракционным способом фазирования / А. А. Неудакин, К. А. Малугин // Антенны. 2012. – № 5. – С. 3–10.

ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ШУМОПОДОБНЫХ СИГНАЛОВ В РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ БОКОВОГО ОБЗОРА

Иванова К. А.

ivanovaksu1993@mail.ru

Лежанкин Б. В.

(научный руководитель)

lezhbor@mail.ru

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Радиолокатор с синтезированной апертурой антенны широко используется в системе дистанционного зондирования Земли. Применение шумоподобных сигналов позволяет локатору приобрести ряд дополнительных качеств, таких как: высокие помехоустойчивость и разрешающая способность по дальности.

Успешное решение ряда важных народохозяйственных задач зависит от наличия достоверной информации, получаемой в результате обзора земной поверхности с помощью различных технических средств, установленных на воздушном судне (ВС).

Наибольшее практическое применение в настоящее время находят РЛС с синтезированной апертурой антенны (РСА). С помощью РСА бокового обзора получают РЛИ высокого качества. Используя такое изображение местности, можно решать широкий круг задач в таких областях, как: метеорология, океанология, сельское хозяйство и др.

РСА – основное средство в дистанционном зондировании морских льдов, проводки судов во льдах. С помощью информации РЛС удается не только картографировать ледовые поля, но и определять толщину льда, его происхождение, состояние; определить структуру трещин и динамику их развития. Особенно успешно с помощью радиолокационных данных решаются задачи определения характеристик приводного ветра (скорость, направление), а также прогноза энергии ураганов, контроля зон штормов и сильного волнения.

Использование метода синтезированной апертуры позволяет добиться высокого разрешения путем формирования искусственного раскрыва при поступательном движении воздушного судна. Антенна излучает зондирующие импульсы в направлении, перпендикулярном линии пути. После приёма отражённого излучения на протяжении некоторого участка пути («интервал синтезирования») и соответствующей обработки, можно

получить данные по наблюдаемым объектам. Разрешающая способность при этом будет близкой к разрешающей способности физической антенны, размер апертуры которой совпадает с дистанцией, пройденной самолётом за время синтезирования.

Соответственно, пространственное разрешение в РСА может быть сделано достаточно высоким, независимо от высоты полета воздушного судна, кроме этого, появляется возможность использования рабочей длины волны вплоть до нескольких метров без существенной потери пространственного разрешения.

К современным системам дистанционного зондирования предъявляются высокие требования относительно качества получаемых оценок и точности интерпретации радиолокационных данных. Одним из основных параметров, определяющих качественные характеристики работы систем ДЗЗ, является форма радиолокационного сигнала.

Для решения задач дистанционного зондирования применяют шумоподобные сигналы (ШПС). Шумоподобными сигналами (ШПС) называют такие сигналы, у которых произведение ширины спектра F на длительность T много больше единицы.

Основная идея передачи и приема шумоподобных сигналов – это принудительное расширение спектра.

Для получения сложного сигнала простой радиоимпульс модулируется по частоте, фазе или амплитуде. В этом случае энергия сигнала «размазывается» по всему спектру (рис. 1).

Поскольку шириной спектра зондирующего сигнала определяется разрешающая способность РЛС по дальности, то применение сложных сигналов позволяет увеличить ширину спектра зондирующего сигнала без уменьшения его длительности и энергии и, следовательно, повысить разрешающую способность РЛС по дальности.

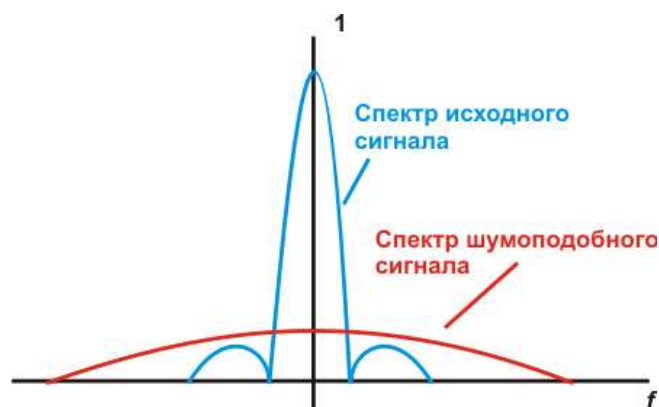


Рисунок 1 – Спектр шумоподобного сигнала

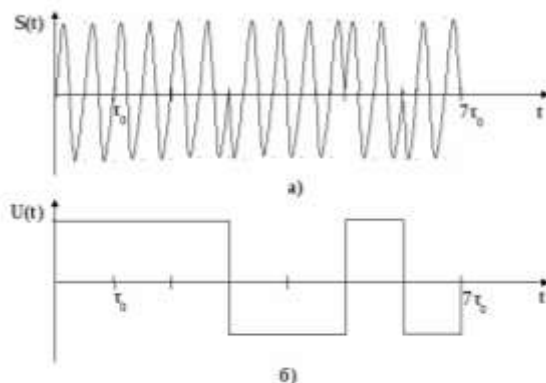


Рисунок 2 – ФМ сигнал – а; огибающая ФМ сигнала – б

В современной радиолокации в качестве шумоподобных сигналов наиболее широко применяются фазоманипулированные сигналы. Использование именно такого вида манипуляции объясняется тем, что для двоичных сигналов наилучшее значение коэффициента взаимной корреляции получается при ФМ на величину π (сигналы при этом являются противоположными). Другое важное преимущество ФМ сигналов состоит в простоте их формирования, а также постоянстве амплитуды их огибающей.

Такие сигналы представляют собой последовательность простых радиоимпульсов, фаза которых от импульса к импульсу меняется по определенному закону. В большинстве случаев ФМ сигнал состоит из радиоимпульсов с двумя значениями начальных фаз: 0 и π .

На рис. 2а приведен пример ФМ сигнала, состоящего из 7 радиоимпульсов. На рис. 2б представлена огибающая этого же сигнала. В рассматриваемом примере огибающая представляет собой последовательность положительных и отрицательных единичных видеоимпульсов прямоугольной формы.

В качестве модулирующей функции, значительно повышающей помехоустойчивость, может использоваться М-последовательность или код Баркера. Выбор между последовательностями осуществляется из условия лучшей помехоустойчивости. На рис. 3 изображен код М последовательности для числа отсчетов $N = 15$, являющийся огибающей фазокодированной последовательности рис. 4.

Автокорреляционная функция (АКФ) показывает связь сигнала с копией самого себя, смещённого на величину τ . Так как нетрудно получать М-последовательности с очень большими значениями N , то корреляционная функция таких сигналов весьма близка к идеальной. Из-за сходства АКФ М-последовательности (рис. 5.) с АКФ шума, имеющего ту же ширину спектра, ее называют псевдослучайной или шумоподобной.



Рисунок 3 – Кодированная M-последовательность для N = 15

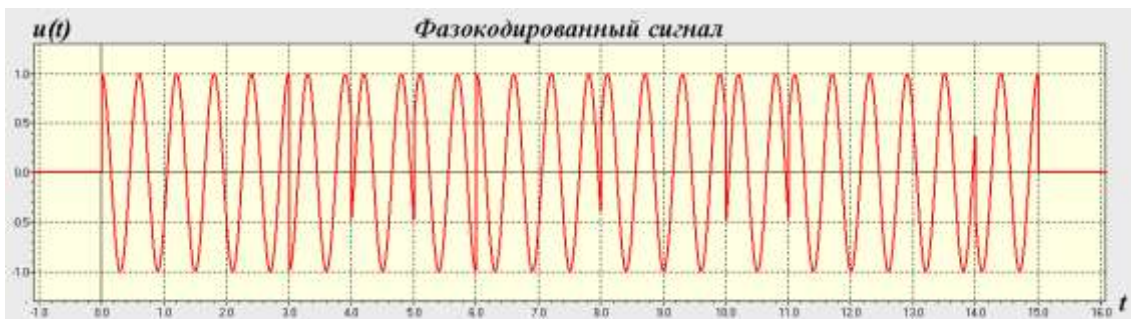


Рисунок 4 – Фазокодированная M-последовательность для N = 15

ФМ сигнал, манипулированный по фазе кодом Баркера, представляет собой последовательность из N простых радиоимпульсов, начальная фаза которых принимает значение 0 или π в соответствии с выбранным кодом.

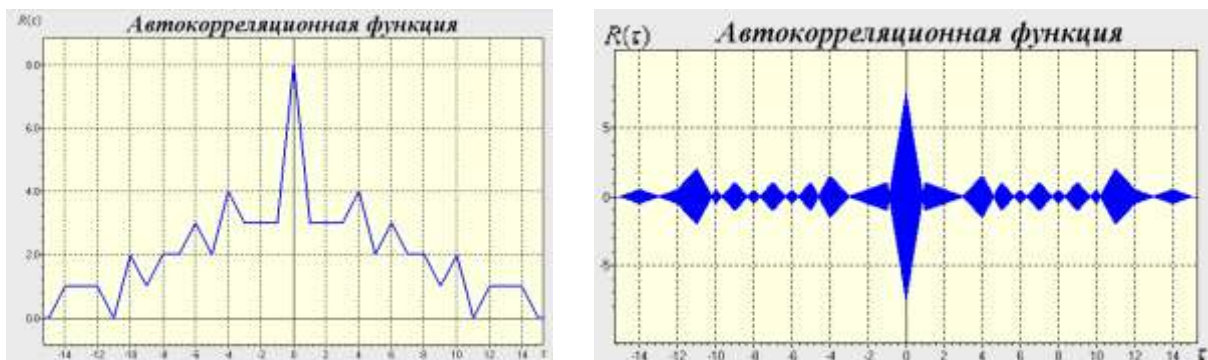


Рисунок 5 – Автокорреляционная функция M-последовательности

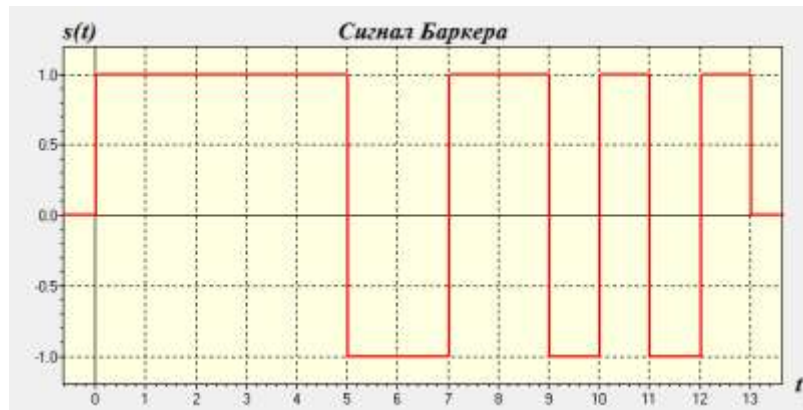


Рисунок 6 – Кодированная последовательность Баркера при $N = 13$

Автокорреляционная функция такого сигнала имеет минимально возможный уровень боковых лепестков, равный $\frac{1}{N}$, где N – число элементарных сигналов, составляющих сложный сигнал. В качестве примера на рис. 6 изображена последовательность, манипулированная по фазе кодом Баркера для $N = 13$ (рис. 7), а на рис. 8 комплексная огибающая его нормированной автокорреляционной функции.

В результате анализа эффективности применения ШПС, с точки зрения помехоустойчивости, предпочтительнее использование модулирующей функции при формировании ШПС в виде кода Баркера, так как уровень боковых лепестков АКФ значительно меньше.

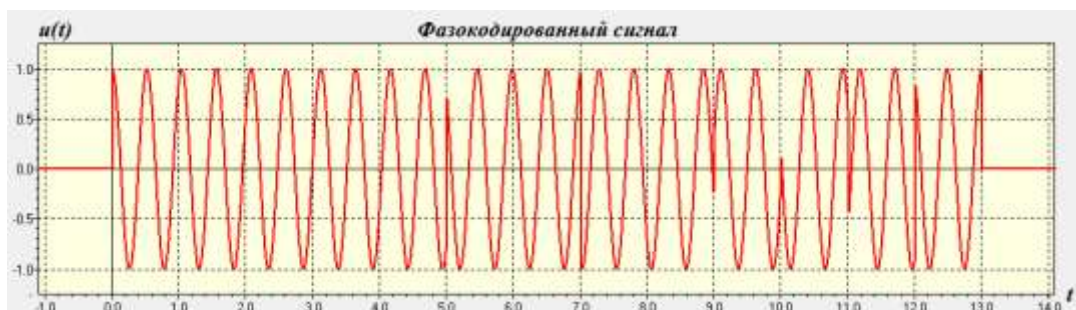


Рисунок 7 – Фазокодированный сигнал Баркера при $N = 13$

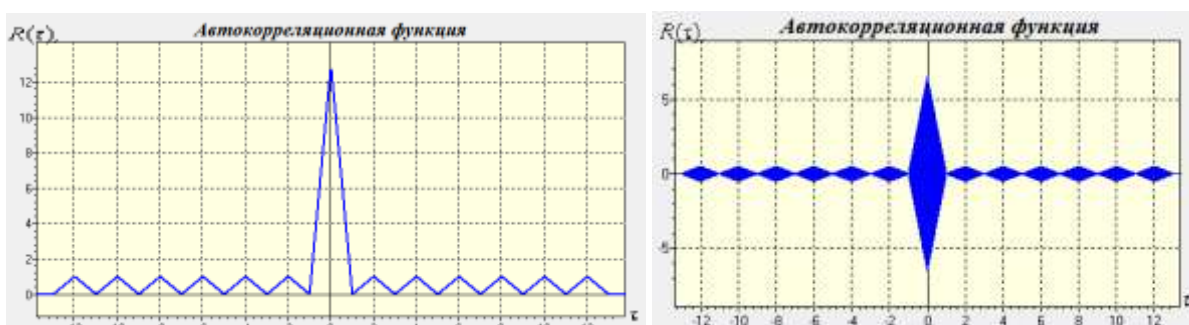


Рисунок 8 – АКФ сигнала Баркера для $N = 13$

В результате использования ШПС РСА приобретает ряд новых качеств:

– повышается точность измерения расстояния до цели и разрешающая способность по дальности; в результате повышается разрешающая способность радара по всем координатам, поскольку разрешение целей по одной координате не требует их разрешения по другим координатам;

– уменьшается «мертвая зона» локатора;

– производится распознавание класса и типа цели, а также получается радиоизображение цели, поскольку принятый сигнал несет информацию не только о цели в целом, но и об ее отдельных элементах;

– повышается устойчивость радара к воздействию всех видов пассивных помех – дождя, тумана, подстилающей поверхности, аэрозолей, металлизированных полос и т. п., поскольку эффективная поверхность рассеяния (ЭПР) помех в малом импульсном объеме становится соизмеримой с ЭПР цели.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шумоподобные сигналы [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://rrdlab.com/shumopodobnye-signaly-2/> (дата обращения 20.11.2015).
2. Горюнов М. В. Формирование и обработка фазоманипулированных сигналов: методические указания / М. В. Горюнов, И. Д. Кротов [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://irs.nntu.ru/globals/files/ryndyk/lab2.pdf> (дата обращения 20.11.2015).
3. Что такое СШП [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://uwbgroup.ru/index.php?Itemid=16&id=11&layout=blog&option=com_content&view=category (дата обращения 20.11.2015).
4. Формирование изображений в цифровых РЛС с синтезированной апертурой антенны [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://window.edu.ru/catalog/pdf2txt/231/46231/22709?p_page=1 (дата обращения 20.11.2015).

ВЛИЯНИЕ УЗКОПОЛОСНЫХ ПОМЕХ НА КАЧЕСТВО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ АППАРАТУРЫ ПОТРЕБИТЕЛЯ СРНС

Батюк В. В.

Межетов М. А.

(научный руководитель)

milsumka@mail.ru

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Уязвимость глобальных навигационных спутниковых систем к непреднамеренным и преднамеренным помехам является в настоящее время общепризнанным фактом. Исследование и учет таких помех является актуальной задачей, которая в дальнейшем позволит определять целостность системы в районе аэропорта.

Спутниковая радионавигация является одним из перспективных направлений определения местоположения. Она обеспечивает качественно новый уровень координатно-временного обеспечения наземных, морских, воздушных и космических потребителей. Это подтверждается такими важными достоинствами современных спутниковых радионавигационных систем (СРНС) как глобальность рабочей зоны, неограниченная пропускная способность, скрытность, живучесть, беспрецедентно высокая точность и непрерывность измерений пространственных координат потребителей, их скорости движения и пространственной ориентации, текущего времени. Указанные свойства СРНС предопределили возможность рассмотрения вопроса об использовании в перспективе СРНС в качестве единственного средства для определения местоположения воздушного судна (ВС) и времени. В настоящее время предусматривается использование СРНС не только в целях навигации, но и для наблюдения за воздушным пространством в целях УВД (принцип автоматического зависимого наблюдения). Кроме того, предполагается использование СРНС для сокращения минимума эшелонирования, обеспечения опознавания ВС в рамках реализации концепции координатно-временного опознавания.

В настоящее время существует множество систем различного назначения, которые могут быть источниками непреднамеренных помех для спутниковых систем навигации таких как: вторая гармоника 66 и 67 каналов ТВ, третья гармоника 22 и 23 каналов ТВ, немодулированная несущая на частоте 1575 МГц и т. д. [1].

Источниками преднамеренных помех могут быть системы, предназначенные для противодействия приему сигналов, такие как, подавитель системы GPS, подавитель системы ГЛОНАСС, подавитель системы Бейдоу и т. д. Эти подавители применяются криминальными структурами для осуществления противоправных действий. Если такой подавитель окажется недалеко от аэропорта, то его мощности будет достаточно для подавления приема сигналов СРНС, а от этого зависит безопасность полётов.

Таким образом, уязвимость глобальных навигационных спутниковых систем к непреднамеренным и преднамеренным помехам является в настоящее время общепризнанным фактом. Исследование и учет таких помех является актуальной задачей, которая в дальнейшем позволит определять целостность системы в районе аэропорта [2].

Целью данной статьи является оценка влияния узкополосных помех различного происхождения на качество функционирования авиационных приемников СРНС.

Для оценки влияния узкополосной помехи на приемники использовался комплекс «National Instruments PXI-1065», который формировал помеху в виде расстроенной несущей. В эксперименте принимали участие приемники «GARMIN GPS V» (специализированный приемник), «GARMIN GPS map 76 csx» (приемник общего назначения) и средства, входящие в состав смартфонов «NOKIA», «HUAWEI», «SONY» и «SAMSUNG», а так же авиационный приемник СН 4312. В СН 4312 и смартфонах «SONY», «SAMSUNG» установлены мультисистемные чипы, способные принимать сигналы от спутниковых навигационных систем GPS, ГЛОНАСС. «SAMSUNG» имеет возможность работать с системой Бэйдоу. Схема эксперимента представлена на рис. 1.

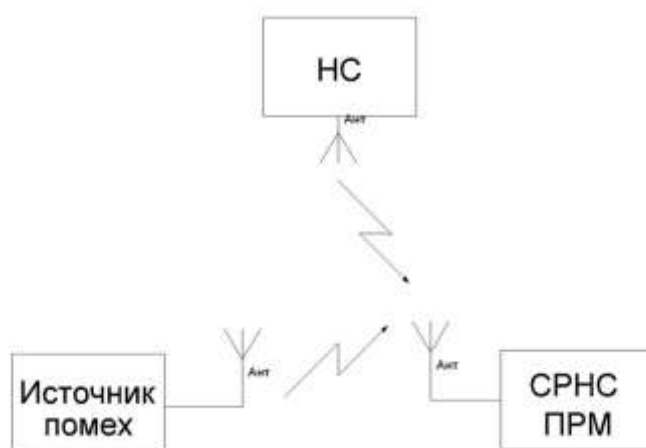


Рисунок 1 – Схема эксперимента

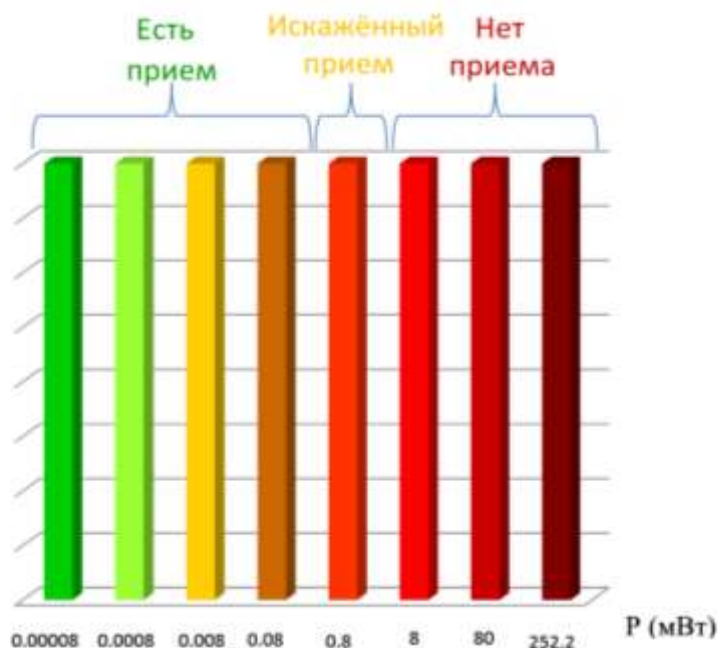


Рисунок 2 – Влияние мощности помехи на качество принимаемого сигнала приемника СН 43-12 на частоте 1585 МГц

Результаты эксперимента представлены для авиационного приемника СН 4312.

На рис. 2. представлен график влияния мощности помехи на качество принимаемого сигнала приемника на частоте 1585 МГц. Из анализа графика можно выделить три зоны. Первая зона соответствует уверенному приему, вторая зона соответствует искаженному приему и третья зона соответствует отсутствию приема. При этом мощность УП была в диапазоне от 0,00008 и до 252,2 мВт.

На рис. 3 представлен график влияния частоты помехи на качество принимаемого сигнала приемника при мощности 0.8 мВт. Из анализа графика можно выделить три зоны. Первая зона (до 1550 МГц и от 1620 МГц) соответствует уверенному приему, вторая зона (от 1555 МГц до 1560 МГц и от 1610 МГц до 1615 МГц) соответствует искаженному приему и третья зона (от 1570 МГц до 1605 МГц) соответствует отсутствию приема.

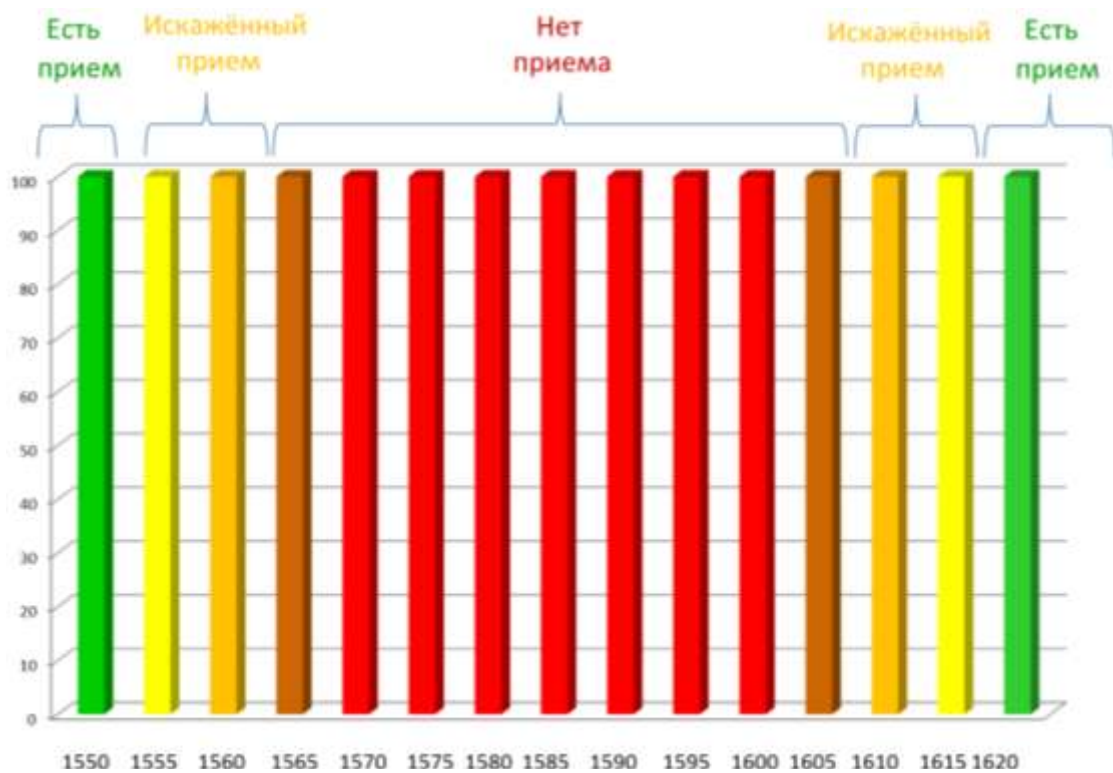


Рисунок 3 – Влияние частоты помехи на качество принимаемого сигнала приемника СН 43-12 при мощности 0.8 мВт

С помощью экспериментальных данных и анализа имеющейся информации из открытых источников были построены примерные зоны подавления сигналов СРНС в районе аэропорта Иркутск (рис. 4) [3].

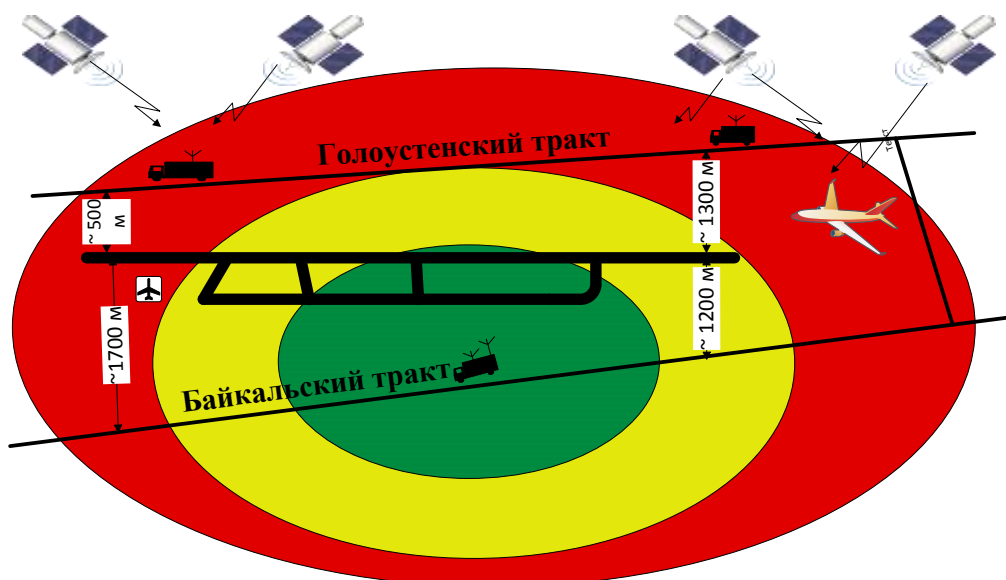


Рисунок 4 – Примерные зоны подавления сигналов СРНС в районе аэропорта Иркутск

Красная зона примерно соответствует мощности 1 Вт, желтая зона 0.5 Вт и зеленая зона 0.1 Вт.

Из рис. 4 видно, что помеха мощностью 1 Вт и более способна заглушить сигнал в радиусе 20–30 км на земле. Этого достаточно для подавления сигналов СРНС во всей рабочей зоне аэропорта Иркутск.

Таким образом, расположение источника помех в любой зоне Байкальского и Голоуспенского трактов вблизи аэропорта вызовет нарушение качества функционирования системы спутникового позиционирования, а это напрямую повлияет на морально психологическое состояние экипажа и безопасность полётов. А так же это может привести к полному блокированию перспективных систем мониторинга служебного транспорта на территории аэропорта Иркутск.

ЛИТЕРАТУРА

1. Жолнеров В. С., Уязвимость спутниковых навигационных систем при воздействии непреднамеренных и преднамеренных помех и перспективы повышения надежности координатно-временного обеспечения / В. С. Жолнеров, С. П. Зарубин, Б. Писарев, В. М. Царев. – Новости навигации, №1, 2004. – С. 23–32.
2. Немов А. В. Технология помехоустойчивого измерения пространственной ориентации летательных аппаратов по сигналам GPS/ГЛОНАСС для перспективного бортового радионавигационного комплекса / А. В. Немов, И. Ю. Кирсанов // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика, 2001. – № 4. – С. 50–55.
3. Иванов М. П. Экспериментальная проверка помехозащищенности GPS / М. П. Иванов, В. В. Кашинов // VII международная конференция «Радиолокация, навигация, связь», 24-26 апреля 2001, Воронеж. – 2001. – Т. 3. – С. 1917–1919.

ВОЗМОЖНОСТИ И ОГРАНИЧЕНИЯ ИНФОРМАЦИОННОГО КАНАЛА ДЕКАМЕТРОВОГО ДИАПАЗОНА ДЛЯ ЭЛЕКТРОННЫХ СИСТЕМ ОТСЛЕЖИВАНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Сирота Я. Р.

ziro-x-100@mai.ru

Кобзарь В. А.

(научный руководитель)

kobvlad@rambler.ru

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Приведен анализ катастроф и проблем в организации своевременного поиска терпящих бедствия воздушных судов. Рассматриваются возможности и ограничения информационного канала декаметрового диапазона для электронных систем отслеживания местоположения воздушных судов

Россия обладает огромными территориями, через которые проходят трансконтинентальные маршруты (рис. 1) полетов воздушных судов (ВС) из Европы в Юго-Восточную Азию и кроссполярные из Канады и Северной Америки в Азию, Индию, Китай.

Основными характеристиками воздушного пространства России являются [1]:

- площадь воздушного пространства – более 26 млн км²;
- протяженность маршрутов – около 700 000 км;
- обслуживается более 1,4 млн полетов в год.

Одновременно под управлением находятся более 1 000 ВС.

Особой экономической эффективностью обладает эксплуатация кроссполярных трасс. По ним проходит в общей сложности 45 тысяч полетов в год. Так, на маршруте из Гонконга в Чикаго через Красноярск (по сравнению с маршрутом через Москву) сокращение времени составляет почти 3 часа, и расходуется на 35 тонн меньше топлива. Однако выполнение полетов через Арктику имеет свою специфику. Перелеты через Северный Полюс отличаются от обычных отсутствием пунктов ОрВД, возможными ошибками систем спутниковой навигации, высоким уровнем радиации и перерывами радиосвязи.



Рисунок 1 – Карта регулярных рейсов гражданской авиации

Если проанализировать международные воздушные трассы регулярных рейсов гражданской авиации, то очевидно, что до 2/3 трассы дальнемагистрального воздушного судна проходит над территориями, слабо оснащенными наземными системами и средствами организации воздушного движения (океаны, полярные районы и т. п.).

Анализ статистики США показывает, что из 4000 ежегодных аварийных ситуаций при полетах ВС более всего требуют организации поиска потерпевших бедствие, оказания им своевременной помощи, особенно – медицинской, а также проведения срочных эвакуационных мероприятий. В России условия проведения поисково-спасательных работ (ПСР) осуществлять значительно труднее. При поисково-спасательном обеспечении полетов российской авиации в последние годы приходилось часто разворачивать полномасштабные работы в чрезвычайных ситуациях, связанных с авариями и катастрофами гражданских и военных самолетов и вертолетов. Всего же за последние 25 лет в мире произошло более 40 крупных авиакатастроф, в каждой из которых погибало одновременно по 100 и более человек из состава экипажа, пассажиров и пострадавших на земле от падения воздушного судна и его обломков.

При поиске пропавших самолетов и вертолетов вероятность нахождения еще живыми потерпевших бедствие уменьшается с каждым часом. Исследования показывают, что до 60% всех пострадавших в авиационном происшествии могут получить ранения различной степени тяжести, при этом после первых суток пребывания их в аварийной ситуации только 20–25% еще остаются живыми, если им не было оказано первой медицинской и доврачебной помощи. Вероятность обнаружить

живыми тех, кто получил травмы, через трое суток без оказания им помощи, крайне мала.

Реальность поиска ВС потерпевших катастрофу над океанскими трассами можно продемонстрировать на примере организации поиска рейса авиакомпании Malaysia Airlines, выполнявшийся 8 марта 2014 года самолётом Boeing 777-200 ER по маршруту из Куала – Лумпура (Малайзия) в Пекин (КНР) [2]. Анализ полномасштабной поисково-спасательной операции показал, что она выполнялась при участии 26 стран. Поиски самолёта велись на территории площадью 7,7 млн км², что сопоставимо с площадью Австралии. Только первоначальные затраты на поиск самолета составили около 100 млн долларов. Поиски 12 членов экипажа и 227 пассажиров в течение полутора лет так и не принесли желаемых результатов. Основную официальную версию следствия о причинах происшествия – угон самолёта неизвестными лицами (преднамеренное отключение систем связи и смена курса в неустановленном направлении) – найденный фрагмент крыла опровергает. Естественный вывод – наземные системы отслеживания ВС далеки от совершенства. Для своевременного оказания помощи пострадавшим в авиационной катастрофе экипажу и пассажирам, в местах слабо оснащенных наземными системами и средствами организации воздушного движения (над океанами, полярными районами и т. п.) необходимо решить актуальную задачу – создание нового поколения системы отслеживания гражданских самолётов наземными службами.

В настоящее время основными источниками информации для систем отслеживания гражданских самолётов являются вторичные радиолокаторы (рис. 2).



Рисунок 2 – Системы отслеживания воздушных судов гражданской авиации

Первичные радарные системы, основанные на самых ранних устройствах, разработанных еще в 1930-е годы, в настоящее время используются в качестве средств поддержки резервных систем [3]. Они способны только определять положение самолета в воздухе и не рассчитаны на его опознавание.

По мере удаления самолета на расстояние более 240 км в сторону моря радарное обнаружение перестает действовать, и экипаж самолета поддерживает связь с авиадиспетчерами по радио в высокочастотном диапазоне. Система ACARS является радиопротоколом, который позволяет бортовым компьютерам передавать телеметрическую информацию о работе самолетных систем наземным компьютерам. Эти данные передаются по радио или по цифровым каналам связи со спутников и могут включать массу параметров. Это позволяет экипажу обращаться к диагностической информации, что ускоряет ремонтные работы и техническое обслуживание самолета.

Современные самолеты оснащены системой глобального спутникового позиционирования (GPS), однако ее данные предназначены для облегчения ориентации пилотов по карте и обычно не передаются авиадиспетчерам. Некоторые из самых современных самолетов способны передавать данные GPS на спутниковые системы слежения, однако такие системы должны справляться с огромными объемами данных и являются дорогостоящими. Обычно такие системы используются в отдаленных районах, где отсутствует радарное покрытие. В течение предстоящих десяти лет службы слежения и управления полетами по всему миру должны перейти на новый стандарт ADS-B (Automatic Dependent Surveillance-Broadcast) – систему радиовещательного зависимого наблюдения, которая использует данные спутниковой навигации для определения положения самолета и передает их наземным службам и другим самолетам. Однако, как и в случае вторичного радарного слежения, покрытие таких систем не распространяется на океаны и моря. Кроме того, известно, что спутниковые системы достаточно дорогостоящие устройства и подвержены сбоям в работе при солнечных вспышках и сложной геомагнитной обстановке. Поэтому целесообразно для отслеживания местоположения дальнемагистральных ВС задействовать информационные возможности декаметрового диапазона волн.

Анализ возможностей радиостанции ДКМВ-диапазона для передачи навигационных параметров воздушного судна показал, что на современных магистральных самолетах установлено 2 комплекта радиостанций дальней связи. Они применяются в качестве дублирующей системы связи в случае невозможности организовать информационный обмен по радиостанциям метрового диапазона волн. Как правило, в полете задействован лишь один комплект радиостанции ДКМВ – диапазона.

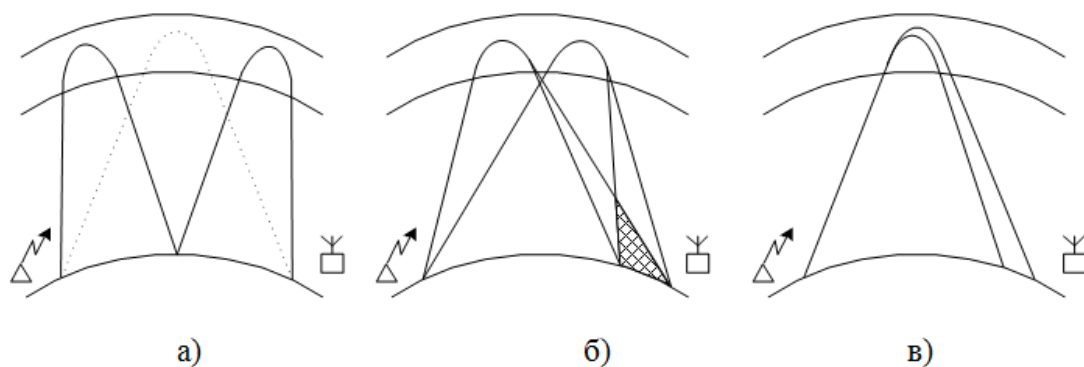


Рисунок 3 – Траектории распространения радиоволн в ионосфере

Поэтому имеется возможность систематической передачи навигационных параметров воздушного судна наземным службам по каналам ДКМВ-диапазона.

На качество функционирования ДКМВ линий связи оказывают влияние замирания сигналов, обусловленные влиянием неоднородной и нестационарной структуры ионосферы и магнитного поля Земли. Это приводит к известным ионосферным эффектам: отражение ЭМВ от различных ионосферных слоев, рефракция на ионосферных неоднородностях, магнитоионное расщепление, рассеяние на неоднородностях [4].

Электромагнитные волны ДКМВ диапазона, излучаемые антенной, могут достигать места приема по одному или нескольким путям (лучам) различной длины.

Из-за многолучевого распространения в месте приема может возникнуть интерференция волн вплоть до полного подавления принимаемого сигнала (замирания сигналов). Основными причинами их возникновения являются: интерференция нескольких мод ионосферного сигнала, отраженных от различных слоев ионосферы и пришедших по различным траекториям (интерференционные замирания, рис. 3а, б); интерференция магнитоионных компонент (МИК) ионосферной волны (поляризационные замирания, рис. 3в) [5].

Экспериментальные исследования показали:

- на частотах от 0,7 до 0,9 от максимально применимой частоты (МПЧ) влияние интерференции МИК на КВ радиолинии наблюдается в 50–80 % времени их работы, изменяя уровень принимаемого сигнала на 15–20 дБ [5];

- преобладание мощности одной магнитоионной компоненты над другой в месте приема равновероятно.

Поэтому на частотах выше 0,7 от МПЧ необходимо использовать методы борьбы с поляризационными замираниями и применять устройства

адаптивные к магнитоионной компоненте, имеющей максимальную мощность.

Снизить уровень поляризационных замираний можно разделив интерферирующие магнитоионные компоненты, используя их временные, пространственные, частотные и поляризационные отличия. На практике наибольшее применение нашли следующие способы разделения МИК: поляризационная и доплеровская фильтрация, селективное поляризационное возбуждение волн в ионосферном канале связи, пространственно-поляризационная селекция на основе многолучевых фазированных антенных решеток.

Наиболее радикальным и, кроме того, менее сложным и дорогостоящим методом разделения МИК является поляризационная фильтрация, которая, как правило, основана на обработке сигналов от двух взаимно ортогональных антенн.

Таким образом, внедрение в электронные системы нового поколения «отслеживания местоположения гражданских самолётов» информационного канала ДКМ диапазона, оснащенного радиосистемами с поляризационной обработкой сигналов ортогональных антенн, позволит повысить достоверность и качество получения информации о траектории полёта ВС. Это существенно сократит время на проведение поисково-спасательных работ в случае катастрофы воздушного судна.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сайт ФГУП «Государственная корпорация по организации воздушного движения в Российской Федерации» [электронный ресурс]. Основные характеристики ЕС ОРВД. – Режим доступа URL: <http://www.gkovd.ru/> (дата обращения 22.11.2015).
2. Рейс 370 Malaysia Airlines. Википедия [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Рейс_370_Malaysia_Airlines (дата обращения 22.11.2015).
3. Как можно улучшить системы слежения за авиалайнерами. BBC. Русская служба [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: http://www.bbc.com/russian/international/2014/03/140313_malaysia_plane_tracking_systems (дата обращения 22.11.2015).
4. Альперт Я. Л. Распространение электромагнитных волн и ионосфера / Я. Л. Альперт. – М.: Наука, 1972. – 564 с.
5. Булатов Н. Д. Статистические характеристики поляризационных замираний КВ сигнала / Н. Д. Булатов, Ю. К. Савин // Электросвязь, 1971. – № 2. – С. 14–25.

МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ ПРОПУСКНОЙ СПОСОБНОСТИ СИСТЕМ CUBESAT

Фадеев В. А.

vladimir_fadeev1993@mail.ru

Гайсин А. К.

(научный руководитель)

Кафедра радиоэлектронных и телекоммуникационных систем
*Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А. Н. Туполева
(г. Казань)*

Рассматриваются вопросы космических исследований, а также проблемы современной подвижной связи. Предлагается перспектива использования спутников CubeSat для передачи голосовой связи. Приведена таблица признаков для уже существующих спутниковых систем. Рассмотрены алгоритмические методы повышения пропускной способности путем помехоустойчивого кодирования и цифровой модуляции. Приведены промежуточные результаты моделирования, сделаны выводы по перспективам использования конкретных видов кодирования и модуляции.

ВВЕДЕНИЕ

На данный момент наземная мобильная связь не обеспечивает полного покрытия территорий, что приводит к отсутствию какой-либо связи в удаленных частях Земли, в горах, в открытом море. Решением данной проблемы становится спутниковая связь. Космический сегмент любой из ныне существующих систем спутниковой связи – это крупногабаритные и ресурсоемкие спутники, что накладывает свой отпечаток и на стоимость услуг связи. Спутниковая связь на сегодняшний день недоступна рядовому потребителю в силу своей дороговизны. Исходя из вышесказанного, наш проект нацелен на перенос функций классической спутниковой связи в плоскость формата спутников CubeSat, что позволит:

- современным мобильным операторам увеличить зону покрытия, затратив при этом минимальные денежные средства на производство и запуск;

- крупным добывающим компаниям, ведущим свою деятельность в открытом море, предоставлять своим работникам доступную связь;

- реализовать самостоятельную низкоорбитальную систему связи.

На сегодняшний день формат спутников CubeSat является одним из самых удобных направлений в области использования космических средств в инфокоммуникациях. Так как данный формат спутников позволяет использовать малые габариты (1 л объема и массу, не более

1.33 кг) и при этом достигать выполнения ряда задач обычных спутников, мы можем получить минимум два положительных результата. Во-первых, материальная выгода в производстве и запуске; а, во-вторых, возможность одновременного запуска на орбиту нескольких десятков спутников для выполнения различных задач.

Данный спутник может быть далее реализован в рамках самостоятельной системы связи, самыми близкими аналогами которой будут:

- система спутниковой связи «Iridium», космический сегмент которой состоит из 66 крупногабаритных спутников;
- система спутниковой связи «Гонец», космический сегмент которой состоит из 12 крупногабаритных спутников;
- низкоорбитальная система по патенту RU №2496233, которая не предназначена для периодического обмена данными.

Таблица 1 – Признаки спутниковых систем связи

Название системы	Малые затраты на изготовление одного спутника	Возможность массового запуска	Передача коротких сообщений	Передача голоса
IRIDIUM	-	-	+	+
Гонец	-	-	+	-
RU №2496233	-	-	+	-
Система связи CubeSat	+	+	+	+

1 СВЕДЕНИЯ ИЗ ТЕОРИИ

История спутников CubeSat началась в 1999 году, когда Калифорнийский Технологический и Стенфордский Университеты совместно разработали документ, в котором были закреплены спецификации на малые спутники. В стандарте были определены размеры, вес и другие параметры спутников, а также процедуры тестирования и подготовки к запуску. Спутники имеют размер 10x10x10 см и запускаются при помощи PolyPicoSatellite Orbital Deployer (P-POD). Стандарт допускает объединение 2 или 3 стандартных кубов в составе одного спутника (обозначаются 2U и 3U и имеют размер 10x10x20 или 10x10x30 см). Вид полезной нагрузки ограничивается только габаритами, весом и энергетическими возможностями, предоставляемыми на борту малого космического аппарата.

На данный момент различные виды полезной нагрузки несут на себе следующие из действующих спутников: GeneSat-1 – биологические исследования; Pharma Sat – изучение действия противогрибковых мер на штаммы дрожжей в условиях микрогравитации, около 96 часов; ROBUSTA – изучение воздействия радиации на схемы с биполярными транзисторами;

SOMP – измерение концентраций атомарного кислорода; Swiss Cube-1 – изучение верхних слоев атмосферы; Jugnu – получение изображений, диапазон – ближний ИК, приемник GPS; Goliat – получение изображений Земли и измерения космического окружения. Как видно из описания полезных нагрузок, спутники данного формата уже сейчас способны передавать телеметрию, а следовательно, могут быть использованы для передачи коротких сообщений.

Компактные размеры данных спутников – одновременно и преимущество, и недостаток. В силу своей конструкции, кубсаты не могут нести на себе крупногабаритные антенны, что является препятствием для обеспечения голосовой связи или для потоковой передачи данных на большой скорости.

У данной проблемы есть два решения:

- использование помехоустойчивого кодирования канала связи;
- использование видов цифровой модуляции более совершенных, чем FSK, которая преимущественно используется в спутниках данного типа.

2 КОДИРОВАНИЕ

Наибольшее распространение в наши дни в системах связи получили **циклические [1] и сверточные коды [2]**.

Для существенного улучшения помехоустойчивости при использовании сверточных кодов необходимо увеличивать скорость передачи символов, а следовательно, и ширину полосы, например, в 2 раза при относительной скорости передачи кода $1/2$ или в $4/3$ раза при относительной скорости $3/4$. Таким образом, применение сверточных кодов оказывается особенно выгодным в спутниковых системах связи, энергетический потенциал которых ограничивается мощностью бортового ретранслятора, т. е. в каналах, где определяющим фактором является ограничение мощности, а не полосы частот. В системах с ограниченной энергетикой кодирование позволяет уменьшить необходимое отношение сигнал – шум, оптимальным образом распределить мощность ретранслятора между каналами и увеличить число каналов.

Проведенное нами моделирование в среде MatLab Simulink дало следующие результаты для сверточного и циклического кодирования:



Рисунок 1 – Графики битовых ошибок для двух видов кодов

Как видно из графика, сверточное кодирование дает лучшие результаты по сравнению с циклическим.

Однако результат нельзя назвать отличным. На данный момент известны и более совершенные типы кодирования, внедряемые в сети четвертого поколения: Турбо-коды и LDPC (Low-Density Parity Check) коды [3], к рассмотрению которых мы перейдем в дальнейших работах.

3 МОДУЛЯЦИЯ

Перед тем как оценивать различные виды модуляции, обратимся к теории информации, а именно к теореме Шеннона-Хартли.

Рассматривая все возможные многоуровневые и многофазные методы шифрования, теорема Шеннона-Хартли утверждает, что пропускная способность канала C , означающая теоретическую верхнюю границу скорости передачи данных, которые можно передать с данной средней мощностью сигнала S через аналоговый канал связи, подверженный аддитивному белому гауссовскому шуму мощности N , равна:

$$C = B \log_2 \left(1 + \frac{S}{N} \right), \quad (1)$$

где C – пропускная способность канала, бит/с; B – полоса пропускания канала, Гц; S – полная мощность сигнала над полосой пропускания, Вт; N – полная шумовая мощность над полосой пропускания, Вт; S/N – частное от деления отношения сигнала к его шуму (SNR) на гауссовский шум, выраженное как отношение мощностей.

Из теории мы также знаем, что QPSK позволяет осуществить мгновенное изменение фазы (скачок), что приводит к увеличению полосы пропускания. Соответственно, данный вид модуляции больше подходит

к спутниковым системам связи, хотя и не идеален. Ещё более перспективным для рассмотрения мы считаем DQPSK.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе анализа проведенного исследования, результатом должен стать алгоритм применения определенной комбинации модуляции и кодирования, который позволит спутнику формата CubeSat передавать голосовую связь и данные в потоковом режиме.

Данные нововведения, на наш взгляд, позволят сильно расширить возможности современных систем связи и систем мобильной связи, в частности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Колесник В. Д. Циклические коды: учебное пособие по кодированию и декодированию сообщений / В. Д. Колесник. – СПб. 2005. – 28 с.
2. Никитин Г. И. Сверточные коды: учебное пособие / Г. И. Никитин. – СПб, 2001. – С. 64–71.
3. M. Sc. Marco Hennhofer Information theory and coding, Ilmenau University of Technology Communication Research Laboratory, 2015 – p. 39–62

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЛИНЕЙНЫХ АНТЕНН В СРЕДЕ ПРОГРАММИРОВАНИЯ LABVIEW

Шаламова Ю. А., Шлык А. И., Дель А. Е.

Патрикеев О. В.

(научный руководитель)

po_2010@mail.ru

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Разработаны математические модели линейных антенн и антенных решёток в среде программирования LabVIEW, позволяющие изменять параметры конструкции антенн и определять характеристики их диаграмм направленности.

Для ускорения и повышения наглядности анализа характеристик направленности линейных антенн и одномерных (линейных) антенных решёток в среде программирования LabVIEW [1] разработана программа моделирования линейных антенных систем.

Блок-диаграмма программы приведена на рис. 1.

Разработанные математические модели линейных антенн и одномерных антенных решёток позволяют изменять геометрические параметры конструкции антенн, тип излучающих элементов, параметры источников питания элементов антенн и определять характеристики их диаграмм направленности в плоскостях векторов электромагнитного поля E и H .

Программа имеет удобный и простой внешний интерфейс (рис. 2), позволяющий вводить исходные данные и отображать результаты моделирования в виде графиков в полярных и декартовых координатах.

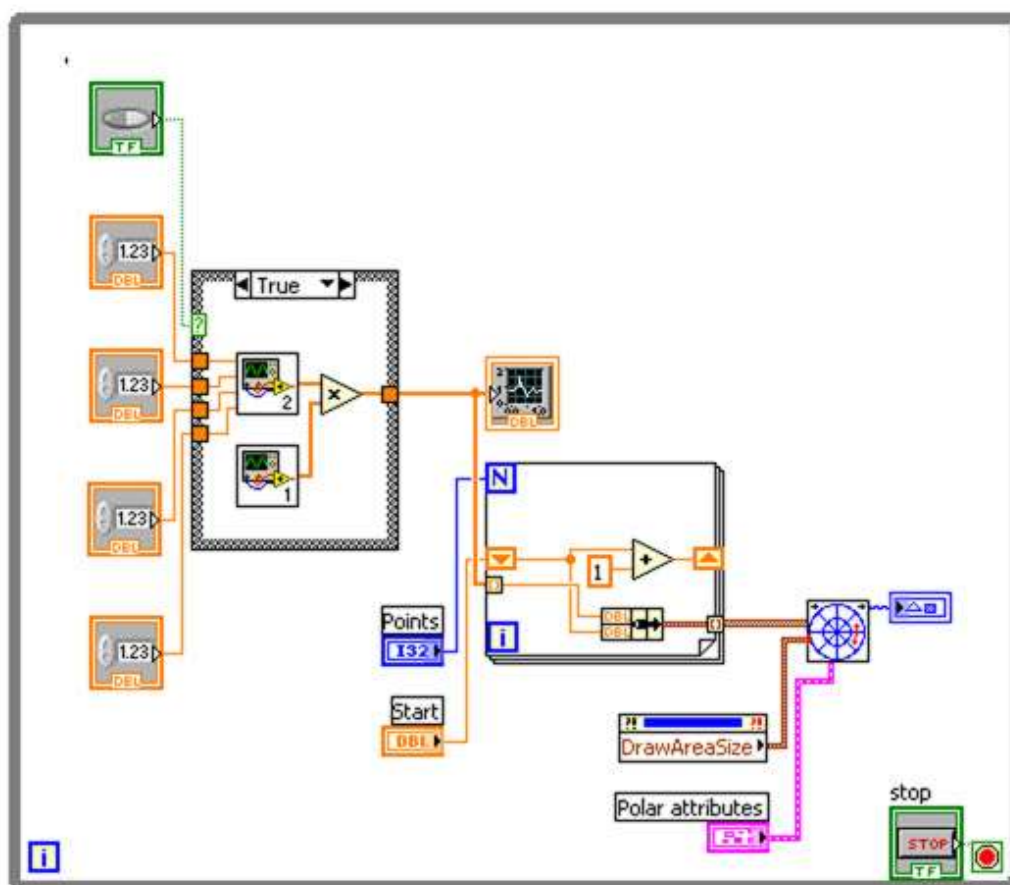


Рисунок 1 – Блок-диаграмма программы моделирования линейных антенн

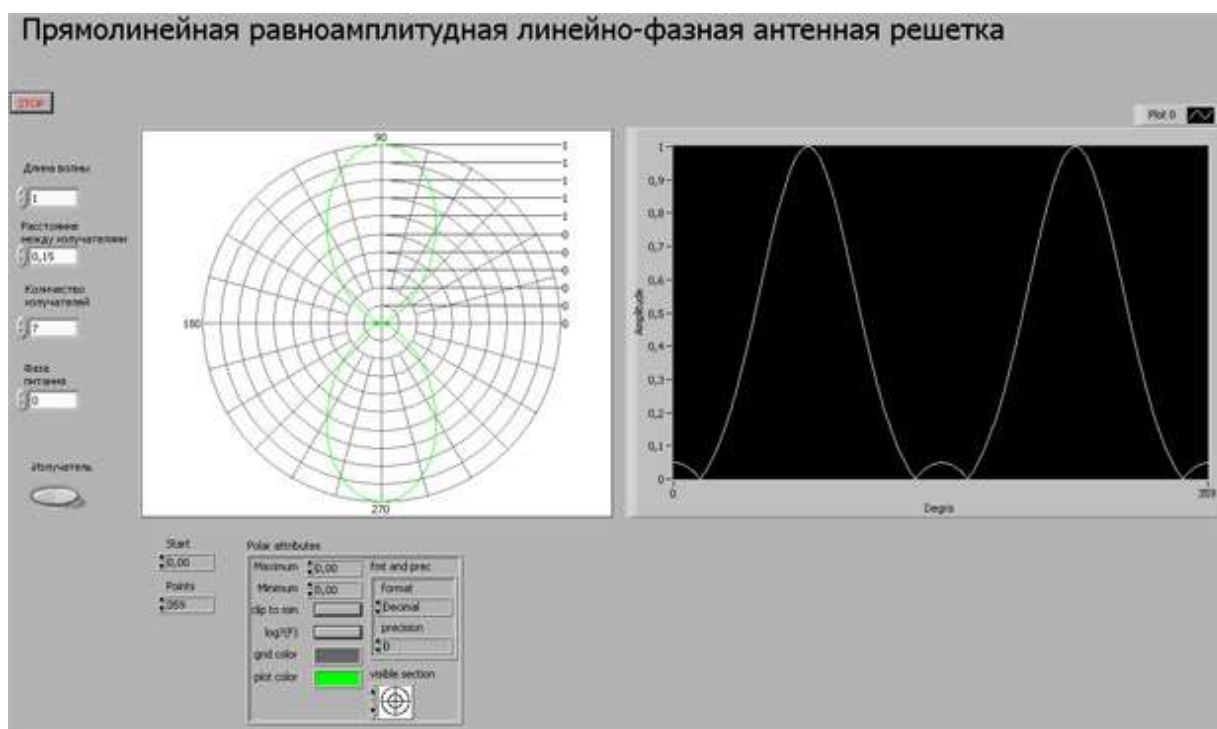


Рисунок 2 – Интерфейс программы моделирования линейных антенн и одномерных антенных решёток

Математической основой моделей является принцип суперпозиции: линейную антенную систему можно представить как совокупность источников поля (элементарных излучателей), между которыми распределяется подводимая от генератора энергия. Поля этих источников интерферируют в пространстве и формируют излучение в дальней зоне. Результирующее поле (диаграмма направленности антенны) зависит от расположения источников в пространстве, а также от фаз и амплитуд токов в этих источниках [2]. Производя интегрирование при заданном распределении поля антенны, можно определить её поле излучения в дальней зоне (решить внешнюю задачу электродинамики) и построить диаграмму направленности антенны.

Разработанная модель используется в учебном процессе при проведении лекционных и практических занятий по дисциплинам: «Электродинамика и распространение радиоволн», «Антенны и устройства СВЧ».

ЛИТЕРАТУРА

5. LabVIEW для всех / Дж. Тревис: пер. с англ. Клушин Н. А. – М.: ДМК Пресс, 2005. – 544 с.
6. Лавров А. С. Антенно-фидерные устройства / А. С. Лавров, Г. Б. Резников. – М.: Сов. радио, 1974. – 368 с.

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ СИНТЕЗИРОВАННЫХ КАРТ В БОРТОВЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

Казанцева А. И.

anna.kazanseva.1995@mail.ru

Кобзарь В. А.

(научный руководитель)

kobvlad@rambler.ru

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Примерно треть всех катастроф столкновения с подстилающей поверхностью происходит на конечном этапе захода на посадку, когда самолет находится в посадочной конфигурации и снижается с нормальной вертикальной скоростью. Уменьшить возможные ошибки экипажа в режиме посадки способны электронные (синтезированные) карты. Синтезированная карта показывает участок земной поверхности вокруг ЛА в одном из двух вариантов: или как проекция сверху, или как «вид из окна». Изображение рельефа облегчает ориентирование, снижает нагрузку на экипаж при выполнении посадки в сложных метеоусловиях. Системы могут содержать не только базу данных о рельефе, но и базу данных о высоких препятствиях – небоскребах, мачтах, вышках.

В обязательную предполетную подготовку экипажей входит процедура изучения маршрута полета и маневрирования в районе аэродрома. Безопасные высоты полета публикуются как для конкретных маршрутов и процедур, так и для целых районов. Выполнение полета с соблюдением всех установленных ограничений, а также соблюдение метеорологических минимумов гарантируют безопасный пролет всех препятствий. Тем не менее, по-прежнему продолжаются столкновения воздушных судов с препятствиями за счет человеческого фактора (навигационные ошибки экипажа или ошибки диспетчера при векторении – обеспечении навигационного наведения воздушных судов посредством указаний экипажам определённых курсов на основе использования данных радиолокаторов). Примером характерной катастрофы из-за человеческого фактора является столкновение с горой трех истребителей «Русских Витязей». После возвращения с авиасалона в Малайзии, состоявшегося в декабре 1995 года, 12 декабря при заходе на посадку для дозаправки топливом на вьетнамском аэродроме Камрань, из-за неудовлетворительной организации полётов в сложных метеоусловиях, произошла трагедия, которая привела к гибели четырёх лётчиков пилотажной группы.

Примерно треть всех катастроф столкновения с подстилающей поверхностью произошло на конечном этапе захода на посадку, когда самолет находился в посадочной конфигурации и снижался с нормальной вертикальной скоростью. По различным причинам, таким как плохая видимость, работа в ночное время, потеря пространственной ориентации, работа ниже минимума без адекватных визуальных ориентиров, отклонение от стандартных процедур захода на посадку – большое количество самолетов разбилось вблизи ВВП. Уменьшить возможные ошибки экипажа в режиме посадки способны электронные (синтезированные) карты.

Раньше эта карта имела скелетный вид и показывала только основные навигационные ориентиры, такие как: поворотные пункты маршрута, точки обязательного донесения, точки изменения профиля полета, границы зон диспетчерских служб [1]. Рельеф земли на этих картах не изображался. А необходимость в этом есть: при полете вблизи поверхности земли, в условиях плохой видимости или ночью, пилоту необходимо контролировать свое положение. Это нужно и для ориентирования на местности, и для безопасного полета. Поэтому современные воздушные суда (ВС) оснащаются системами индикации, которые показывают наряду с радионавигационными ориентирами еще и топографическую карту. Она строится на основе цифровых данных о рельефе, загруженных перед полетом в память компьютера. Наличие такой карты уменьшает информационную нагрузку на экипаж в любых условиях полета.

Синтезированная карта способна показывать участок земной поверхности вокруг ВС. Кроме того, на электронной карте отмечено и текущее положение ВС, которое определяется по данным спутниковой или инерциальной навигационной системы. По мере движения ВС движется и изображение на экране – карта как бы набегает на самолетик, отмечающий текущее положение. В отличие от бумажной карты, электронную можно по желанию сориентировать или на север, как обычную карту, или по курсу ЛА. В последнем случае при изменении курса ЛА соответственно поворачивается и изображение карты. Можно задать масштаб изображения, легко увеличить его или, напротив, уменьшить.

Синтезированная карта представляется в двух вариантах: или как проекция сверху (за рубежом ее называют «God's eye» – «Божий взгляд»), или как «вид из окна» (рис. 1).

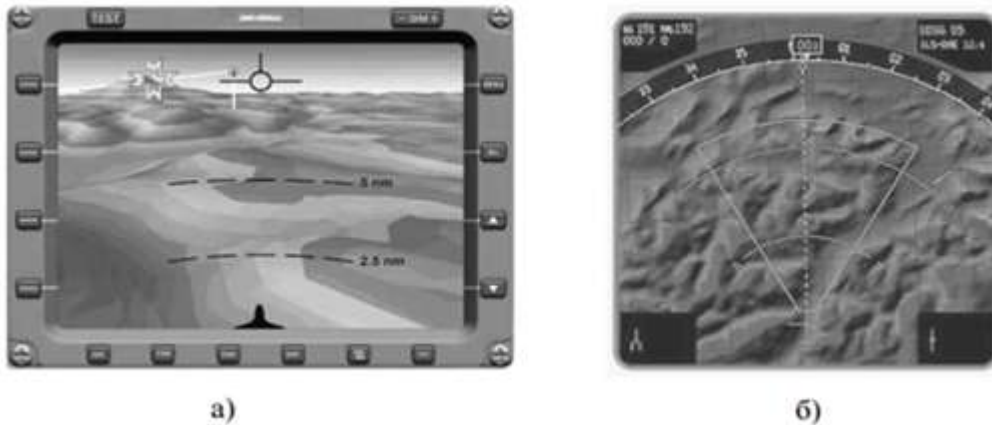


Рисунок 1 – Синтезированная карта: а) «вид из окна»; б) вид сверху

Многие современные системы предупреждения приближения земли также включают базу данных о рельефе. Этот класс систем получил обозначение EGPWS. У них индикация синтезированного по базе данных рельефа служит, в первую очередь, не для навигации, а для предупреждения пилота об опасности столкновения с землей. Индицируется не карта, отражающая все подробности подстилающей поверхности земли, а только возвышения, находящиеся в зоне досягаемости ЛА. Если ЛА поднимается на большую высоту, изображение рельефа исчезает. Системы EGPWS могут содержать не только базу данных о рельефе, но и базу данных о высоких препятствиях – небоскребах, мачтах, вышках. Тогда они тоже изображаются на карте.

Оборудование EGPWS обеспечивает подключение и вывод информации на экранный индикатор для отображения подстилающей поверхности. Вывод осуществляется на навигационно-плановый дисплей по протоколу ARINC 708. При обнаружении условий для формирования предупредительной или аварийной сигнализации от оборудования EGPWS вместо информации от метео РЛС автоматически выводит информацию о характере подстилающей поверхности. В любое время летный экипаж может переключиться в режим просмотра изображения от EGPWS.

Возможно два режима отображения информации о подстилающей поверхности:

- информация о подстилающей поверхности на экранном индикаторе нанесена по отношению к местоположению ВС таким образом, чтобы пилот мог определить относительный азимут и дальность до подстилающей поверхности, представляющей интерес;
- отображение подстилающей поверхности может быть сориентировано по курсу или путевой скорости.

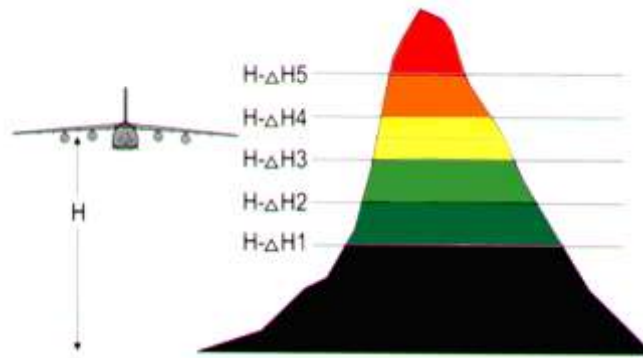


Рисунок 2 – Цветовая кодировка высот в стандартном режиме

Цвета и их насыщенность на индикаторе определяются высотой элементов подстилающей поверхности по отношению к текущей высоте ВС (рис. 2). Красный и желтые цвета используются для отображения областей, являющихся источником аварийной и предупредительной сигнализации, зеленый для областей ниже не более чем 2000 футов под ЛА. Черный – все остальное, таким образом, на этапе крейсерского полета дисплей пустой (черный).

Когда комбинация вертикальной скорости от СВС и высоты над подстилающей поверхностью находится в пределах установленных границ (вне зависимости от положения шасси и закрылков), то на экране дисплея формируется сигнализация. Иллюстрация трех ситуаций приведена на рис. 3–5. При этом показано: отображение ситуации на экране дисплея EGPWS, впереди лежащая поверхность земли и возможный маневр самолета для избежания столкновения.

Первая ситуация характеризуется низкой степенью опасности столкновения при заданной скорости снижения. Поэтому самолету не потребовалось осуществлять маневр.



Рисунок 3 – Отображение ситуации на экране дисплея EGPWS при низкой степени опасности



Рисунок 4 – Отображение ситуации на экране дисплея EGPWS, требующей принятия мер по уклонению от препятствия



Рисунок 5 – Отображение ситуации на экране дисплея EGPWS, требующей экстренных мер по предотвращению столкновений

Вторая ситуация (рис. 4) неизбежно приводит к столкновению с землей, если не принять мер по уклонению от препятствия. Тем не менее, в данной ситуации имеется достаточный запас времени для выполнения подобного маневра.

Третья ситуация (рис. 5) требует экстренных мер по предотвращению столкновений. Выполнение маневра производится в условиях временного дефицита и в непосредственной близости от препятствия.

Важным режимом современных электронных карт является режим «Дорога в небо». С помощью приборов пилот может контролировать отклонение своего ЛА от заданной траектории движения. Изображение заданной траектории с позиции наблюдения пилота называют «дорогой в небо». В этом случае траектория полета изображается в виде контуров мощной плитой дороги или туннеля.

Задача пилотирования сводится к тому, чтобы на экране двигаться внутри туннеля, стремясь удерживать директорную метку в центре плоскости, скользящей со скоростью движения самолета. Закон формирования директорной метки включает в себя прогнозную информацию о траекторном положении самолета, который должен синтезироваться путем оптимизации свойств системы самолет-летчик. Трехмерная индикация заданной траектории больше соответствует

создающейся у пилота мысленной модели окружающего мира, позволяет уменьшить мысленную работу пилота, облегчить осознание ситуации в полете.

Таким образом, внедрение в бортовые информационные системы синтезированных карт существенно облегчает ориентирование и снижает нагрузку на экипаж при выполнении посадки в сложных метеоусловиях.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кучерявый А. А. Бортовые информационные системы: курс лекций / под. ред. В. А. Мишина, Г. И. Ключева. – 2-е изд., перераб. и доп. – Ульяновск: УЛГТУ, 2004. – 504 с.
2. SKYNAV.RU. GPWS, EGPWS (TAWS) [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://skynav.ru/profi/gpws/> (дата обращения 22.11.2015).

ЗАДАЧА ОБНАРУЖЕНИЯ СПУТНИКОВОГО СИГНАЛА В ПРОГРАММНО-АППАРАТНОМ ПРИЕМНИКЕ СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

Батуев А. С., Зуева Е. А.

Туринцев С. В.
(научный руководитель)
basek@rambler.ru

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Основные ошибки в определении местоположения спутниковым приемником образуются из-за рассинхронизации часов приемника потребителя и часов спутника относительно системного времени, а так же из-за ошибок в определении задержки прохождения сигнала от спутника до потребителя, которые образуются в результате неоднородного состояния ионосферы.

Спутниковая система навигации с каждым годом находит все большее применение. В области навигации воздушных судов, в ближайшем будущем, она станет основным средством определения местоположения и выдерживания заданного маршрута полета. Основное направление дальнейшего совершенствования спутниковых систем навигации связано с повышением точности определения местоположения и повышением надежности работы.

Основные ошибки в определении местоположения спутниковым приемником образуются из-за рассинхронизации часов приемника потребителя и часов спутника относительно системного времени, а так же из-за ошибок в определении задержки прохождения сигнала от спутника до потребителя, которые образуются в результате неоднородного состояния ионосферы.

Одним из способов компенсации указанных выше ошибок является разработка специального программного обеспечения для приемника потребителя. Все современные спутниковые приемники выпускаются с закрытым программным обеспечением. Чтобы апробировать на реальном приемнике разработанное кем-либо новое алгоритмическое обеспечение, необходимо договариваться с изготовителями приемников.

В связи с этим становится актуальной разработка программно-аппаратного спутникового приемника с открытым программным обеспечением. В данной статье рассматривается возможность создания программно-аппаратного приемника.

Разработку программно-аппаратного приемника предлагается осуществлять на базе платформы фирмы National Instruments NI PXIe-1065.

Данная платформа позволяет обрабатывать сигналы в диапазоне частот от 0 до 2,7 ГГц и представляет собой кейс со сменными модулями. Для создания программно-аппаратного приемника необходимо задействовать следующие модули:

- NI PXI-2596 – высокочастотный коммутатор;
- NI PXI-5691 – малошумящий усилитель;
- NI PXI-5661 – векторный анализатор.

Схема соединения используемых модулей представлена на рис. 1.

Сигнал от спутников принимается активной антенной, оцифровка сигнала происходит в модуле NI PXI-5661. На выходе модуля сигнал представляется в виде квадратурных составляющих $I(t_k)$ и $Q(t_k)$. В целях экономии вычислительных затрат в качестве схемы обнаружения сигнала была выбрана схема, представленная на рис. 2 [1].

NI PXIe-1065

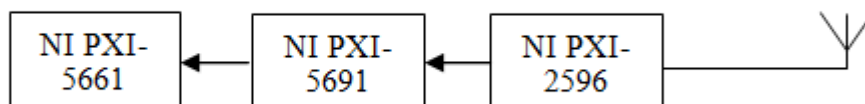


Рисунок 1 – Схема соединения модулей в платформе NI PXIe-1065

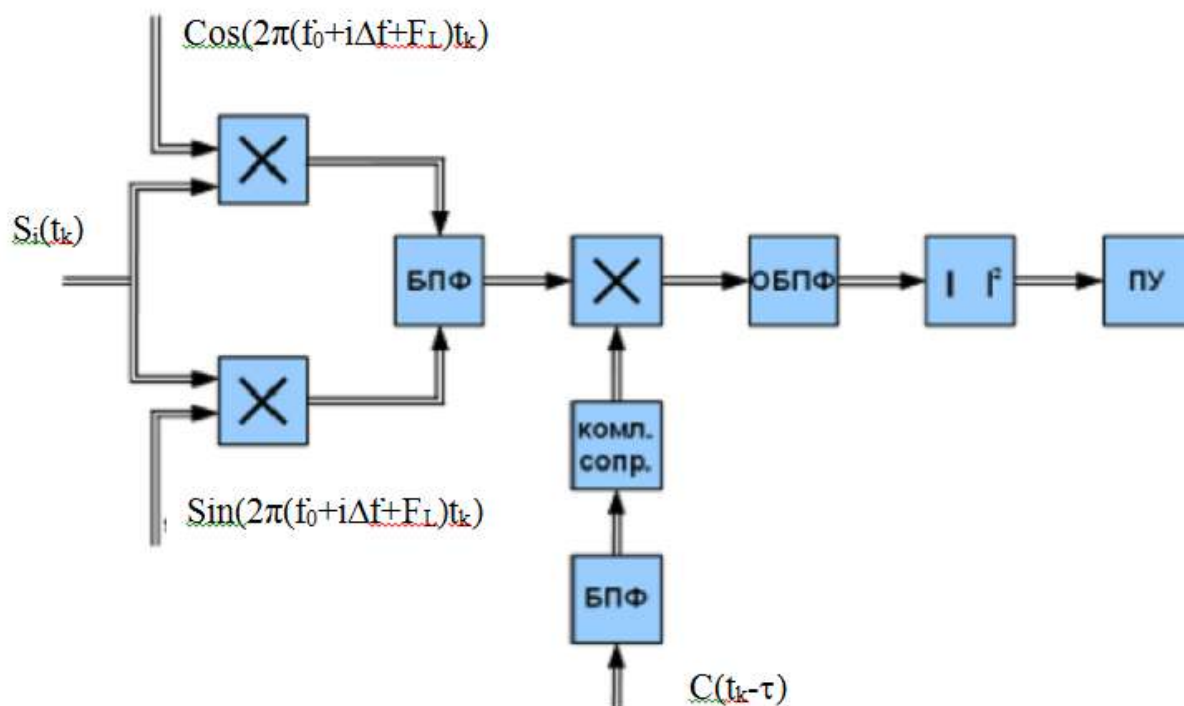


Рисунок 2 – Схема обнаружителя сигнала от спутника

На рис. 2 $S_i(t_k)$ – сигнал, полученный от i -го спутника, при умножении данного $S_i(t_k)$ на $\text{Cos}(2\pi(f_0+i\Delta f+F_L)t)$ получаем вещественную составляющую $I(t_k)$, а при умножении на $\text{Sin}(2\pi(f_0+i\Delta f+F_L)t)$ получаем мнимую составляющую $Q(t_k)$; $C(t_k-\tau)$ – копия кода псевдодалности длительностью 511 символов, которая циклически сдвигается до момента совпадения ее с кодом псевдодалности заложенным в сигнал $S_i(t_k)$.

На момент написания статьи были получены следующие результаты:

1. Проверена возможность приема сигналов от спутников системы Гллнасс, для этого вместо модуля NI PXI-5661 (рис. 1.) был подключен промышленный навигационный приемник МНП-3. Данная проверка показала, что на выходе малозумящего усилителя NI PXI-5691 действительно присутствует реальный сигнал от спутников.

2. Была проверена работоспособность схемы обнаружения спутникового сигнала представленного на рис. 2. Работоспособность схемы проверялась путем моделирования спутниковых сигналов в программе MatCad. Результаты моделирования представлены на рис. 3–7.

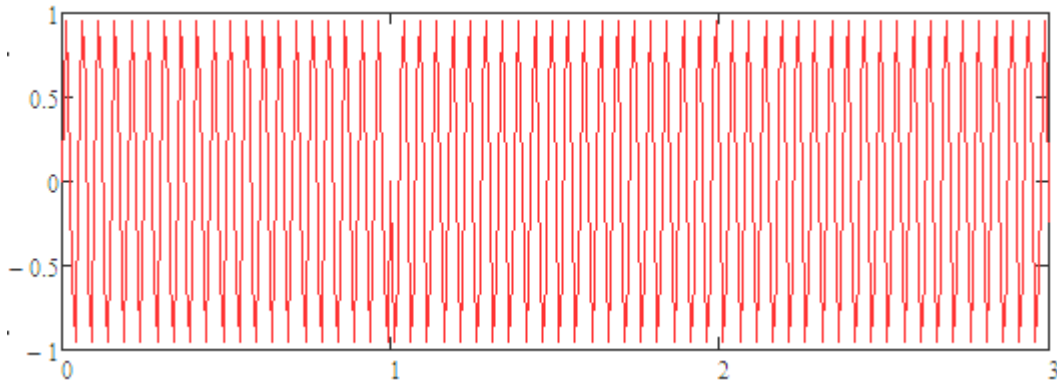


Рисунок 3 – Входной фазоманипулированный сигнал $S_i(t_k)$

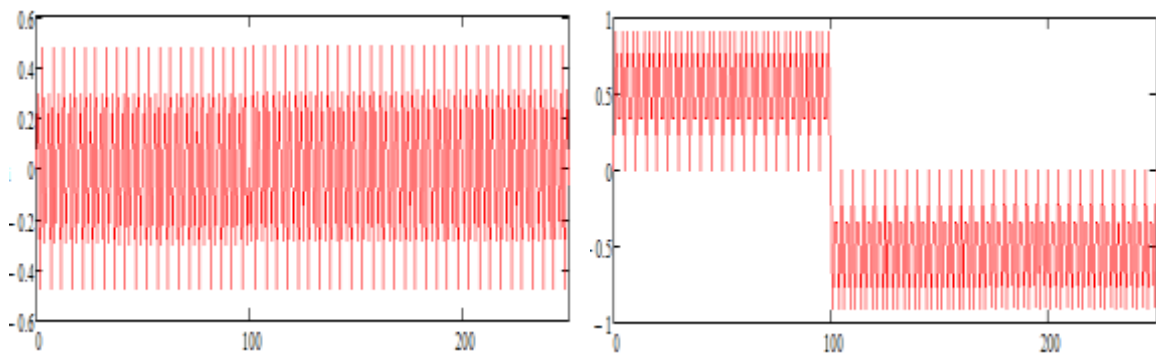


Рисунок 4 – Составляющие $S_i(t_k)$: а – вещественная $I(t_k)$; б – мнимая $Q(t_k)$

Составляющие $I(t_k)$ и $Q(t_k)$ получаются путем перемножения входного сигнала $S_i(t_k)$ на $\text{Cos}(2\pi(f_0+i\Delta f+F_L)t_k)$ и $\text{Sin}(2\pi(f_0+i\Delta f+F_L)t_k)$, соответственно.

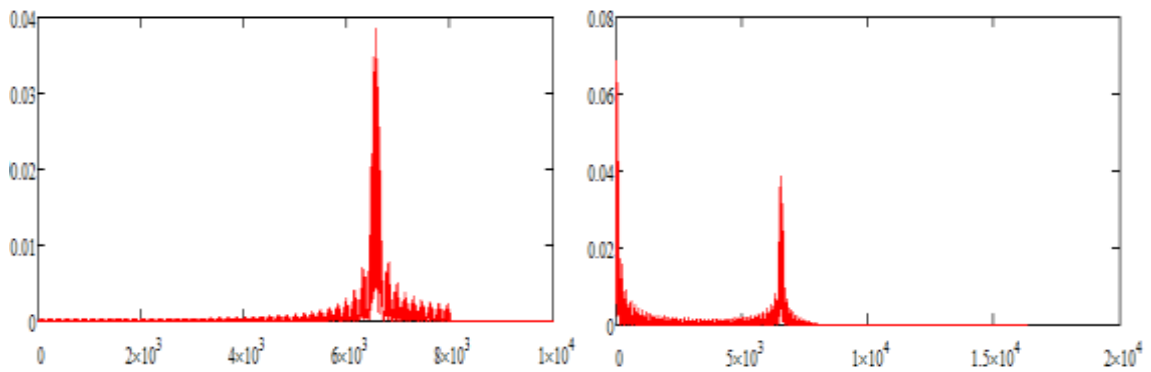


Рисунок 5 – Применение операции БПФ к составляющим $S_i(t_k)$

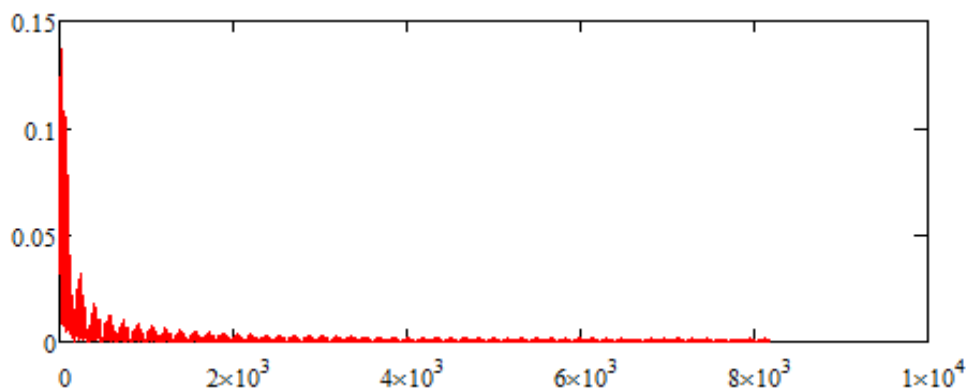


Рисунок 6 – Спектр кода псевдодальности $C(t_k - \tau)$

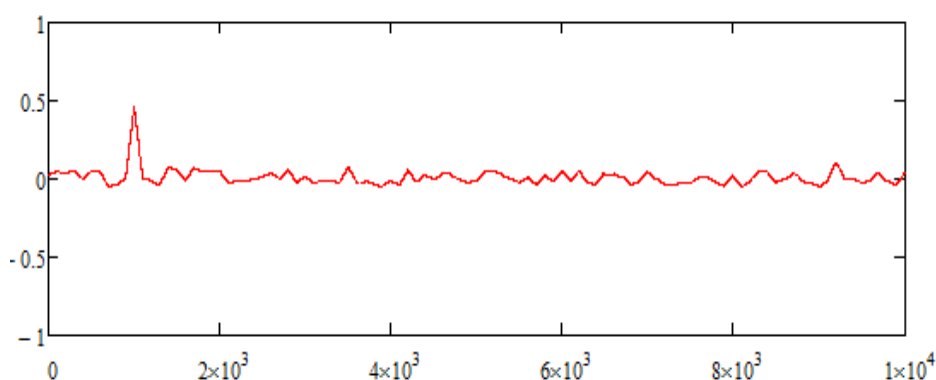


Рисунок 7 – Сформированный сигнал на входе порогового устройства

Перемножение спектров составляющих $I(t_k)$ и $Q(t_k)$ входного сигнала $S_i(t_k)$ на комплексно сопряженный спектр кода псевдодальности соответствует нахождению корреляционной функции рис. 7.

При отсутствии расхождения во времени бортовых часов спутника и приемника задержка импульса (рис. 7.) от начала временной оси будет соответствовать времени распространения сигнала от спутника до потребителя. Амплитуда данного импульса прямо пропорциональна отклонению частоты принятого сигнала $S_i(t_k)$ (наличие доплеровского сдвига частоты) от частоты генератора приемника.

Проделанная работа подтвердила возможность создания программно-аппаратного приемника спутниковых сигналов системы Глонасс на базе платформы фирмы National Instruments NI PXIe-1065. Для получения однозначного вывода требуется дополнительно решить задачу слежения за сигналом, выделения параметрической информации и записи сигнала полосой 10 МГц на жесткий диск.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гаврилов А. И. Программный приемник Глонасс / Гаврилов А. И. – М.: Инженерный вестник, МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012. – № 9.

К ВОПРОСУ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОХОЖДЕНИЯ ЦИФРОВЫХ РАДИОСИГНАЛОВ ЧЕРЕЗ СЛОЖНЫЕ ИЗБИРАТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ, СОДЕРЖАЩИЕСЯ В АВИАЦИОННЫХ КАНАЛАХ

Хайруллин М. И.
haimarat00@mail.ru

Лернер И. М.
(научный руководитель)

*Кафедра радиоэлектронный и квантовых устройств
Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А. Н. Туполева
(г. Казань)*

В работе произведен сравнительный анализ широко распространенных методов определения фазы радиосигнала, используемых в программах математического моделирования. Показаны их недостатки. Обоснована необходимость создания метода, обеспечивающего безынерционное определение фазы радиосигнала в условиях несимметричности амплитудно и фазочастотных характеристик линейных избирательных систем и позволяющего решить так называемую проблему «Амплитуда, фаза, частота». Предлагаемый метод полностью обеспечивает поставленные задачи, обладает простотой реализации в средствах математического моделирования.

ВВЕДЕНИЕ

В современных каналах авиационной цифровой электросвязи широкое распространение получили многопозиционные фазоманипулированные и амплитудно-фазоманипулированные сигналы (ФМн-п-сигналы и АФМн-п-сигналы) [1]. Однако необходимо учитывать, что параметры этих сигналов легко уязвимы, а степень их искажения зависит от построения данных каналов, содержащих полосовые фильтры. Вышеуказанное становится особенно важным в связи с необходимостью работы РТС в динамическом режиме, что обусловлено требованием к увеличению скорости передачи, в этом случае съём информации о вышеперечисленных параметрах происходит уже при переходных процессах, протекающих в элементах тракта РТС. При этом сами переходные процессы могут существенно исказить фазу и амплитуду

радиосигнала, что в результате может привести к недопустимым ошибкам [2].

Таким образом, становится очевидным, что получение наиболее точной информации об искажениях, вносимых переходными процессами в линейных избирательных системах, присутствующих в канале, является актуальным.

Данная информация может быть получена двумя подходами:

- с использованием методов аналитического анализа переходных процессов;

- с помощью методов численного моделирования. Первый из подходов показывает хорошие результаты, когда канал содержит относительно простые избирательные системы, а второй – при более сложном построении полосовых систем.

2 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В программных средах, реализующих численное моделирование для определения огибающей и фазы радиосигнала применяются следующие методы:

- метод определения огибающей и медленно меняющейся фазы у аналитического сигнала;

- квадратурный приемник;

- метод определения фазы посредством использования комбинированного метода медленно меняющихся амплитуд и замены высокочастотных полосовых фильтров их низкочастотными фильтрами прототипами. У перечисленных выше методов, несмотря на их широкое распространение, имеется ряд недостатков, которые существенно влияют на определение фазы радиосигнала.

Метод, основанный на использовании аналитического сигнала, имеет следующие недостатки:

- отсутствие учета изменения медленно меняющейся фазы по четвертям комплексной плоскости [3];

- дефект, связанный с отсечением части спектра сигнала, переходящего из области положительных в область отрицательных частот и с последующим её замещением на комплексно-сопряженную с ней часть составляющего спектра сигнала, переходящего из области отрицательных частот в область положительных частот, что является необходимым и достаточным условием, чтобы сигнал был аналитическим [2].

Последний из перечисленных недостатков в наибольшей степени проявляется у радиоимпульса, представленного в форме квазигармонического колебания и полученного в результате применения аналитического сигнала к исходному вещественному радиоимпульсу. У полученного таким образом радиоимпульса огибающая имеет дефект,

не зависящий от занимаемой полосы частот сигнала, и похожий на явление Гиббса в теории спектров [2]. В частности, данный дефект приводит к наличию предвестника и следа у радиоимпульса [2, 4, 5].

Недостатком второго метода является появление нелинейных искажений, вызванных преобразованием частоты, с последующим наложением на них линейных искажений от фильтров высоких частот, что в итоге будет влиять на точность определения фазы.

К недостаткам третьего из данных методов можно отнести тот факт, что оценка фазы производится с помощью использования комплексной огибающей в силу применения метода медленно меняющихся амплитуд, при этом рассматриваемые фильтры должны обладать симметричными АЧХ и ФЧХ, а величина расстройки, при её наличии, должна быть малой [6]. Таким образом, данный метод не применим для сложных избирательных систем, имеющих несимметричные частотные характеристики, которыми обладают широкополосные избирательные полосовые системы.

Таким образом, на основании проведенного выше анализа возникает потребность в решении задачи, заключающейся в необходимости формирования нового подхода для вычисления огибающей и фазы радиосигнала в программных средах, реализующих математическое моделирование, который бы обеспечивал:

- учёт влияния несимметричности АЧХ и ФЧХ линейных избирательных систем;

- решение так называемой проблемы «Амплитуда, фаза, частота» (АФЧ), когда решение обеспечивает единственность взаимосвязи между огибающей и медленно меняющейся фазой квазигармонического колебания [2];

- операцию «идеального» фазового детектирования и «идеального» детектирования огибающей.

3 РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

При решении поставленной задачи исходим из того, что для линейных избирательных систем выполняется принцип транспозиции, а решение проблемы АФЧ осуществляется за счет формирования исходного сигнала в комплексной форме. В этом случае структурная схема, реализующая решение поставленной задачи, будет иметь вид, представленный на рис. 1.

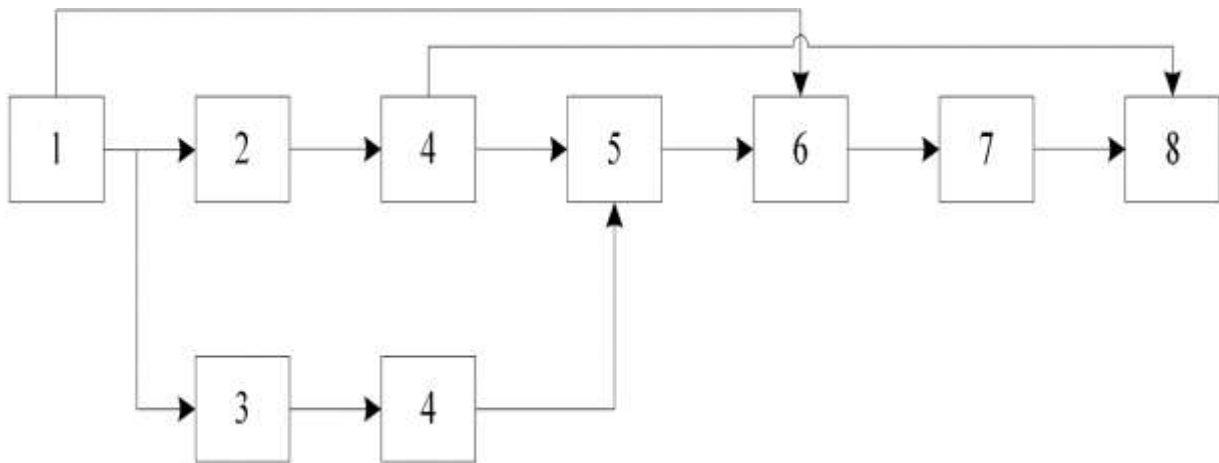


Рисунок 1 – Структурная схема, реализующая метод математического моделирования переходных процессов в сложных линейных избирательных системах, обеспечивающий безынерционное детектирование фазы радиосигнала: 1 – генератор исходного сигнала в комплексной форме; 2 – блок выделения действительной части комплексного радиосигнала; 3 – блок выделения мнимой части комплексного радиосигнала; 4 – линейная избирательная полосовая система; 5 – блок преобразования двух вещественных сигналов для действительной и мнимой части в комплексный сигнал; 6 – смеситель; 7 – блок выделения модуля и аргумента комплексного числа; 8 – блок построения медленно меняющейся фазы и огибающей радиосигнала на выходе избирательной системы в точках касания огибающей действительной части выходного сигнала

Рассмотрим принцип работы предлагаемого метода. Исходный радиосигнал, формируемый в комплексном виде, обладает огибающей $A(t)$ ($-\infty < A(t) < +\infty$), а его фаза подвергается модуляции или манипуляции по закону $\varphi(t)$ (блок 1, рис. 1) и имеет вид

$$\dot{s}_{ex}(t) = A(t) \exp(j(\omega_0 t + \varphi(t))) = A(t) [\cos(\omega_0 t + \varphi(t)) + j \sin(\omega_0 t + \varphi(t))], \quad (1)$$

где ω_0 – несущая частота.

Далее сигнал (1) поступает на вход блоков 2 и 3, которые выделяют его действительную и мнимую составляющую, соответственно. Таким образом, на выходе блока 2 будем наблюдать вещественный сигнал, определяющий действительную составляющую комплексного сигнала (1):

$$S_{ex.Re}(t) = A(t) \cos(\omega_0 t + \varphi(t)), \quad (2)$$

а на выходе блока 3 – вещественный сигнал, определяющий мнимую составляющую комплексного сигнала (1):

$$S_{ex.Im}(t) = A(t) \sin(\omega_0 t + \varphi(t)). \quad (3)$$

Затем каждый из вещественных сигналов (2) и (3) пропускаются через две идентичные линейные полосовые избирательные системы (блоки 4, рис. 1), на выходе которых мы получаем преобразованные вещественные сигналы действительной и мнимой составляющей, определяемые следующим образом:

$$S_{\text{вых.Re}}(t) = S_{\text{ex.Re}}(0)h(t) + \int_0^t S_{\text{ex.Re}}'(\tau)h(t-\tau)d\tau = |A_{\text{вых}}(t)| \cos(\omega_0 t + \psi_{\text{вых}}(t)); \quad (4)$$

$$S_{\text{вых.Im}}(t) = S_{\text{ex.Im}}(0)h(t) + \int_0^t S_{\text{ex.Im}}'(\tau)h(t-\tau)d\tau = |A_{\text{вых}}(t)| \sin(\omega_0 t + \psi_{\text{вых}}(t)), \quad (5)$$

где $h(t)$ – переходная характеристика линейной избирательной системы; $A_{\text{вых}}(t)$ – огибающая радиосигнала, прошедшего через избирательную систему; $\psi_{\text{вых}}(t) = \varphi_{\text{вч.вых}}(t) + \gamma_{\text{ог.вых}}(t)$ – медленно меняющаяся фаза радиосигнала, прошедшего через линейную избирательную систему; $\varphi_{\text{вч.вых}}(t)$ – составляющая медленно меняющейся фазы, обусловленная высокочастотным заполнением; $\gamma_{\text{ог.вых}}(t)$ – составляющая медленно меняющейся фазы, определяющая знак огибающей $\gamma_{\text{ог.вых}}(t) = 0$ при $A_{\text{вых}}(t) \geq 0$ и $\gamma_{\text{ог.вых}}(t) = \pi$ при $A_{\text{вых}}(t) < 0$.

Далее сигналы (4) и (5) поступают на блок 5, который преобразует два вещественных сигнала в один комплексный сигнал, т. е.:

$$\dot{s}_{\text{вых}}(t) = |A_{\text{вых}}(t)| \cos(\omega_0 t + \psi_{\text{вых}}(t)) + j |A_{\text{вых}}(t)| \sin(\omega_0 t + \psi_{\text{вых}}(t)) = |A_{\text{вых}}(t)| \exp[j(\omega_0 t + \psi_{\text{вых}}(t))]. \quad (6)$$

Далее сигнал (6) поступает на блок 6, выполняющий операцию преобразования частоты, таким образом сигнал на его выходе будет определяться следующим образом

$$\dot{s}_{\text{см}}(t) = \dot{s}_{\text{вых}}(t) \exp(-j\omega_0 t) = |A_{\text{вых}}(t)| \exp[j(\psi_{\text{вых}}(t))]. \quad (7)$$

Блок 7, на который поступает сигнал, выполняет операцию вычисления модуля и аргумента комплексного числа. Получаемая таким образом информация далее используется для определения значения медленно меняющейся фазы и модуля огибающей радиосигнала в точках касания огибающей вещественного сигнала. Указанную операцию выполняет блок 8.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В заключение хотелось бы сделать следующие выводы: предлагаемый подход, реализующийся в соответствии с выражениями (1) – (7) обеспечивает единственность взаимосвязи между действительной и мнимой частью формируемого исходного сигнала и сигнала на выходе линейной избирательной полосовой системы, отсутствие нелинейных и линейных искажений при определении фазы и модуля огибающей радиосигнала не накладывает ограничения на симметричность АЧХ и ФЧХ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Худяков Г. И. Оценка пропускной способности каналов авиационной цифровой электросвязи / Г. И. Худяков // Электросвязь. – 2009. – №5. – С. 37–38
2. Золотарёв И. Д. Переходные процессы в колебательных системах и цепях / И. Д. Золотарев, Я. Э. Миллер – М.: Радиотехника, 2010. – 304 с.
3. Ильин А. Г. Особенности преобразования Гильберта для описания квазигармонических колебаний с произвольной структурой / А. Г. Ильин, Г. И. Ильин // Инфокоммуникационные технологии. – 2007. – № 4. – С. 13–15.
4. Smolinski A. K. On the Hilbert Envelop of a High Frequency Pulse // Bull. Acad. Pol. Sciences Techniques. – 1971. – V. 19. – No. 6. – P. 473-484.
5. Вайнштейн Л. А. Разделение частот в теории колебаний и волн / Л. А. Вайнштейн, Д. Е. Вакман. – М.: Наука, 1983. – 288 с.
6. Евтянов С. И. Избранные труды / С. И. Евтянов; сост. В. Н. Кулешов. – М.: Издательский дом МЭИ, 2013. – 304 с.

ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ НА АЭРОДРОМЕ В БОРТОВЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

Подшивалов В. Е.

Ser1994@bk.ru

Кобзарь В. А.

(научный руководитель)

kobvlad@rambler.ru

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Рассматриваются принципы создания радиоэлектронных систем обеспечения максимальной безопасности управлением движением воздушного судна и специальной техники на аэродроме в сложных погодных условиях при интенсивном движении по взлетно-посадочной полосе и рулежным дорожкам. Предполагается, что системы управления движением на аэродроме станут стандартным оборудованием и будут выполнять функции: предотвращения попадания на неопределенную полосу, предупреждения экипажа воздушного судна о поворотах, управления рулением, информирования о движении на аэродроме, о занятости полос, передаче инструкций от служб УВД.

Рост пассажирских и грузовых перевозок, увеличение парка воздушных судов (ВС) напрямую влияют на повышение пропускной способности аэропортов. Поэтому загруженность аэропортов возрастает достаточно быстрыми темпами и все более острой становится проблема управления движением самолетов на земле. Современный аэродром имеет сложную топологию и содержит несколько ВПП и рулежных дорожек. В сложных погодных условиях при интенсивном движении по взлетно-посадочной полосе и рулежным дорожкам ВС и специальной техники информационная нагрузка на экипаж при взлете, посадке и рулении существенно возрастает. Пилоты допускают ошибки: занимают не свою ВПП, при рулении или на посадке выкатываются за пределы полос. Участились столкновения ВС друг с другом и спецтехникой обеспечения полетов. По данным Федеральной авиационной администрации США количество подобных происшествий в американских аэропортах за последние 10 лет увеличилось более чем вдвое. Поэтому актуальной задачей становится создание всепогодных систем, предупреждающих экипаж о возможных конфликтах с другими ЛА и транспортными средствами, об отклонении от нужного маршрута движения и об опасном приближении к краю полосы.

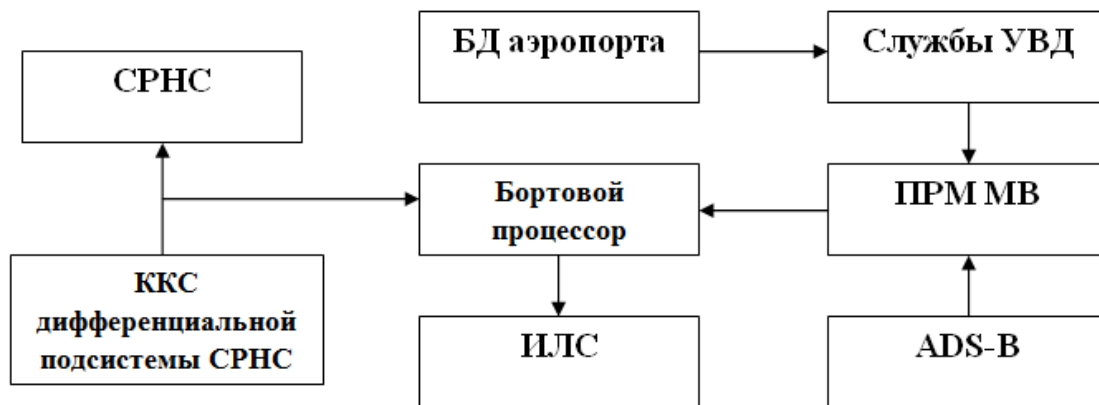


Рисунок 1 – Схема связей СУДА

Как правило, современное ВС оснащается элементами авионики [1]:

- радиосистемами самолетовождения (системы спутниковой, ближней и дальней навигации);
- приемниками спутниковой навигации, радиостанций декаметрового и метрового диапазонов волн;
- системой зависящего наблюдения ADS-B;
- системой индикации на лобовом стекле.

Из этого перечня видно, что при наличии информации базы данных аэропортов, которую предполагается транслировать на борт ВС по каналу метровых волн (приемник МВ радиостанции), возможно создание систем управления воздушным движением на аэродроме (рис. 1).

Во время передвижения ВС по рулежным и взлетно-посадочным полосам аэропорта СУДА индицирует на ИЛС пилоту указания (рис. 2), исходя из базы данных аэропорта и инструкций служб УВД, полученных по каналу передачи данных. От терминала до точки отрыва (и наоборот) пилоту индицируется траектория движения, которую нужно выдерживать.

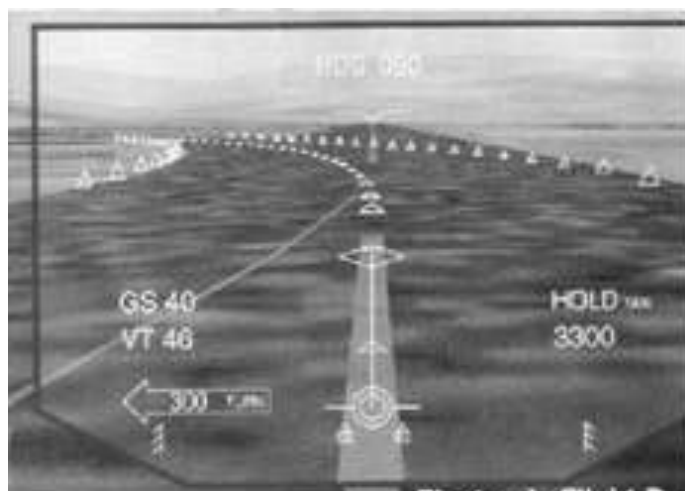


Рисунок 1 – Вид индикации СУДА при движении по полосе

Формат изображения может содержать осевую линию и границы ВПП, директорный индекс, расстояние до поворота, цифровые счетчики заданной и фактической скоростей, курса, сигнализацию опасности столкновения.

Местоположение самолета определяется по информации спутниковой навигационной системы. Для того чтобы обеспечить точность позиционирования не хуже 1 м используется дифференциальный режим СРНС (район аэропорта требуется оснастить контрольной корректирующей станцией (ККС) дифференциальной подсистемой СРНС). Сведения о данном аэропорте (расположении рулежных дорожек, взлетно-посадочных полос и т. п.) берутся системой из базы данных аэропортов мира. Они создаются и обновляются за счет использования результатов геодезических съемок, проводимых для определения координат существующих навигационных средств, контрольных точек и порогов ВПП, а также при планировании новых маршрутов и схем захода на посадку.

Для информирования пилотов о положении других ВС на аэродроме, о занятости полос и возможных конфликтах используются данные, получаемые от системы зависящего наблюдения ADS-B. Эти сведения, а также инструкции УВД поступают по цифровой беспроводной связи через приемник радиостанции МВ в систему самолетовождения, которая передает их в систему индикации на лобовом стекле. В свою очередь, текущее положение данного самолета непрерывно передается по цифровому каналу для информирования УВД и других участников движения на аэродроме.

Система управления движением на аэродроме должна в будущем стать стандартным оборудованием самолета и выполнять следующие функции:

- предотвращать попадание не на свою полосу;
- предупреждать о поворотах;
- управлять рулением;
- информировать о движении на аэродроме, о занятости полос;
- передавать инструкции служб УВД.

Информация от СУДА выводится на ИЛС, а также на индикатор на приборной доске (рис. 3), который показывает движущуюся карту аэродрома, на которой отмечено текущее положение данного самолета, другие подвижные объекты, а красным цветом выделены занятые ВПП и рулежные дорожки.



Рисунок 3 – Движущаяся карта аэродрома

Таким образом, создание всепогодных систем управления движением на аэродроме и оснащение ими современных воздушных судов позволит уменьшить вероятность столкновения ВС друг с другом и спецтехникой. Предотвратит попадание во время полетов, посадки, руление не на выделенным полосам.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кучерявый А. А. Бортовые информационные системы: курс лекций / под. ред. В. А. Мишина, Г. И. Ключева. – 2-е изд., перераб. и доп. – Ульяновск: УлГТУ, 2004. – 504 с.

МОДЕЛИРОВАНИЕ АПЕРТУРНЫХ АНТЕНН В СРЕДЕ ПРОГРАММИРОВАНИЯ LABVIEW

Шаламова Ю. А., Шлык А. И., Дель А. Е.

Патрикеев О. В.

(научный руководитель)

po_2010@mail.ru

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Разработаны математические модели апертурных антенн и двумерных антенных решёток в среде программирования LabVIEW, позволяющие изменять параметры конструкции антенн и определять характеристики их диаграмм направленности.

Для упрощения анализа характеристик направленности апертурных антенн и двумерных (плоскостных) антенных решёток в среде программирования LabVIEW [1] разработана программа моделирования антенных систем с излучающим раскрывом.

Блок-диаграмма программы приведена на рис. 1.

Разработанные математические модели апертурных антенн и двумерных антенных решёток позволяют изменять параметры конструкции антенн, источников питания элементов антенн и определять характеристики их диаграмм направленности в плоскостях векторов электромагнитного поля E и H .

Программа имеет удобный и простой внешний интерфейс (рис. 2), позволяющий вводить исходные данные и отображать результаты моделирования в виде графиков в полярных и декартовых координатах.

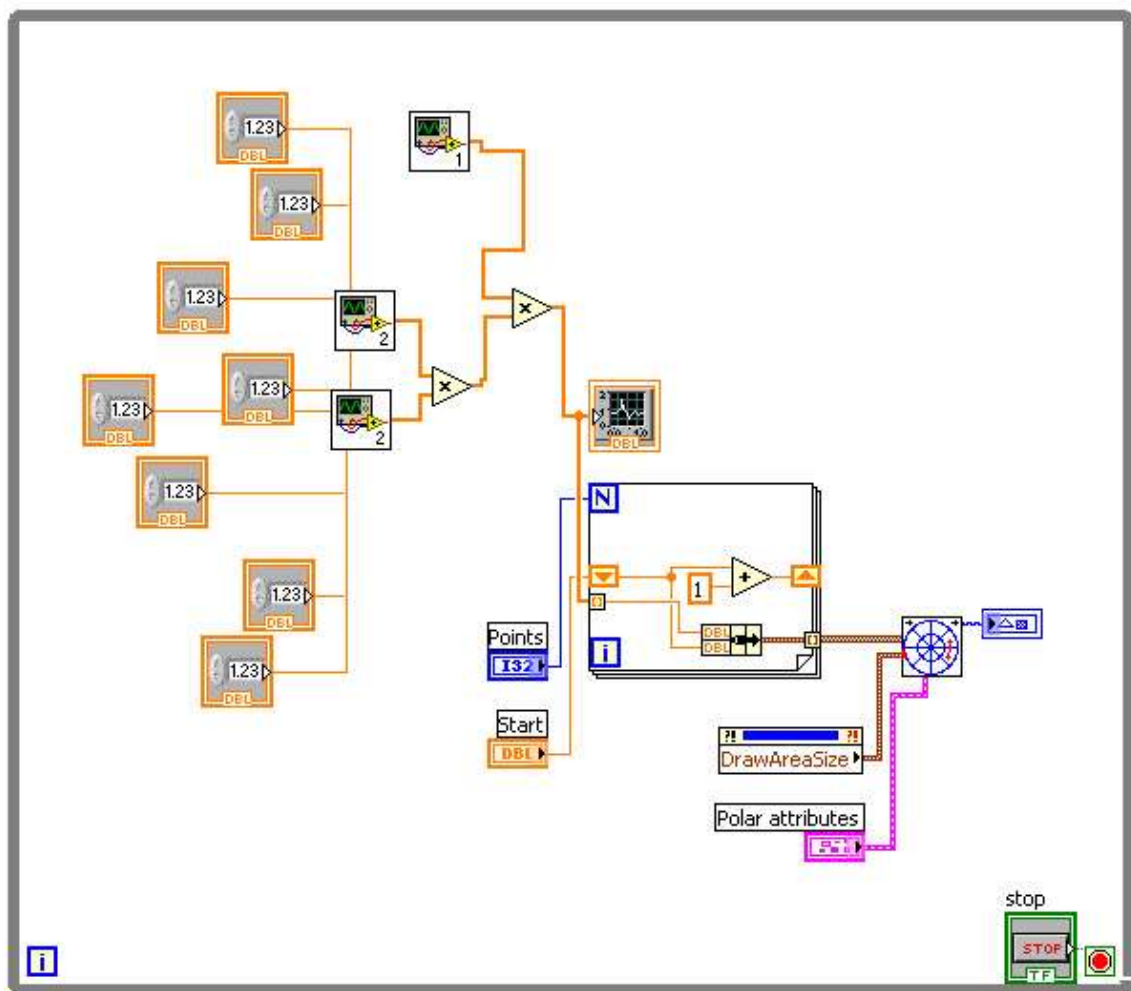


Рисунок 1 – Блок-диаграмма программы моделирования апертурных антенн

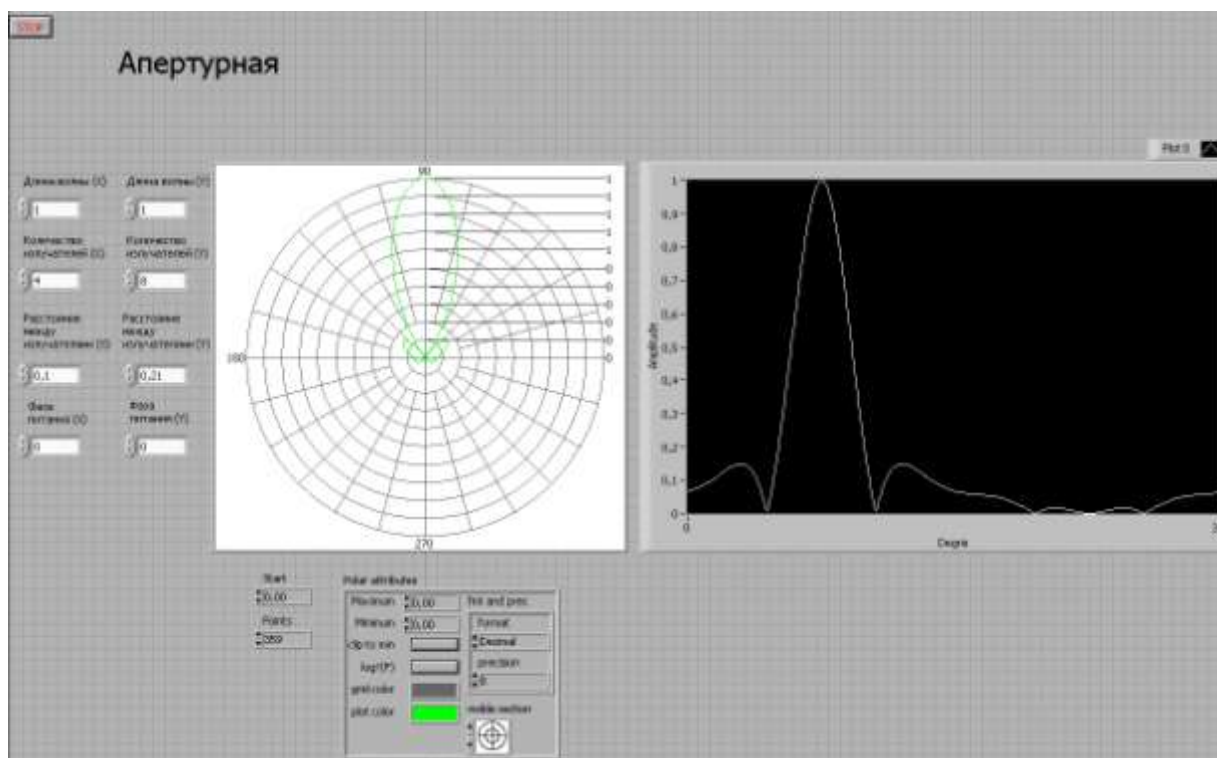


Рисунок 2 – Интерфейс программы моделирования апертурных антенн

Математической основой модели является принцип Гюйгенса: каждый элемент поверхности раскрытия антенны представляет собой элементарный источник электромагнитных волн – излучатель Гюйгенса с заданными характеристиками поля излучения [2]. Производя интегрирование при заданном распределении поля по раскрытию антенны, можно определить её поле излучения в дальней зоне (решить внешнюю задачу электродинамики) и построить диаграмму направленности антенны.

Разработанная модель используется в учебном процессе при проведении лекционных и практических занятий по дисциплинам: «Электродинамика и распространение радиоволн», «Антенны и устройства СВЧ».

ЛИТЕРАТУРА

1. LabVIEW для всех / Дж. Тревис: пер. с англ. Клушин Н. А. – М.: ДМК Пресс, 2005. – 544 с.
2. Лавров А. С. Антенно-фидерные устройства / А. С. Лавров, Г. Б. Резников. – М.: Сов. радио, 1974. – 368 с.

ЭВОЛЮЦИЯ В ПРОЕКТИРОВАНИИ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ

Илюшина П. А.
ilyushina18@mail.ru

Самодуров С. А.
(*научный руководитель*)

*Цикловая комиссия авиационного оборудования
Курсановский филиал МГТУ ГА
(г. Курсанов)*

В статье рассмотрена история развития радиоэлектронных средств, основа разработки интегральных пленочных и полупроводниковых микросхем. Отличия полупроводниковых и пленочных микросхем и виды интегральных микросхем.

В последние годы радиоэлектроника переживает период особо бурного развития. Этот период называют даже научно-технической революцией в радиоэлектронике. Нет такой отрасли промышленности, где бы ни применялись те или иные радиоэлектронные приборы, устройства или системы. Всё большее применение они находят в вычислительной технике, приборостроении, автоматизированном управлении производственными процессами. Использование современных вычислительных и управляющих машин ведёт к революции не только в технике, технологии производства, но и в экономике, учёте, проектно-конструкторских разработках и научных исследованиях. Широкое применение нашли радиоэлектронные средства (РЭС) в быту.

Особое значение приобретает радиоэлектроника в авиации, освоении космического пространства. Сложность современных РЭС с каждым годом возрастает. Достаточно сказать, что для подъёма килограмма веса аппаратуры спутника или космического корабля необходимо увеличить стартовый вес ракеты на несколько сот килограммов, и можно предполагать, что объём и масса оборудования будут возрастать быстрее, чем экономичность ракетных двигателей. Одна из авиационных систем типа Е-1-В (США) 1959 года выпуска содержала 150000 электронных элементов (транзисторов и дискретных элементов) и 20000 механических деталей. Потребляемая мощность – 10 кВт. Система типа Е-2-А образца 1964 года содержала уже 260000 электронных элементов и 53000 механических деталей. Потребляемая мощность – 35 кВт. Этот пример показывает динамику развития РЭС. Современная аппаратура содержит миллионы электронных и механических элементов.

Совершенствование РЭС началось вместе с их возникновением. Совершенствовались материалы, конструкции элементов и всего изделия, внешний вид, органы управления, технологические процессы изготовления. Изучение истории развития РЭС, эволюции в проектировании конструкций и технологических процессов позволяет проследить динамику творческой мысли, подсказать новые возможности, подходы к проектированию, развить инновационное мышление. Можно проследить закономерности технического развития, познания и использования законов природы, открытия новых сторон и свойств предметов и материалов, установления взаимосвязей между наукой, техникой и другими областями человеческой деятельности. Установление закономерностей развития той или иной отрасли техники, оценка различных идей и изобретений на разных этапах этого развития позволяют вырабатывать критическое отношение к новым техническим решениям, их правильному осмыслению и пониманию, дают возможность выделить из них наиболее ценные и перспективные. Важной задачей любого технического специалиста является – овладение огромным запасом опыта и знаний, накопленных предыдущими поколениями, и их использование применительно к задачам современного проектирования и производства. Историко-культурологический подход к осуществлению технических решений позволяет формировать личность современного профессионально мобильного специалиста, его позитивное отношение к истории своей страны, её ученым и специалистам.

Первым этапом создания средств передачи информации (электрических сигналов) в разработке которых активное участие принял талантливый российский ученый и изобретатель Александр Степанович Попов, была разработка беспроводного телеграфа – радио. Этот этап можно назвать эрой пассивных элементов: проводов, катушек индуктивности, резисторов, конденсаторов, магнитов, электромеханических приборов (переключателей, реле и др.). Ни о какой микроэлектронике разговор ещё не шел, хотя задачи уменьшения размеров и массы элементов уже ставились.

Весьма важным с точки зрения развития и совершенствования средств передачи и приёма информации является этап развития электроники, связанный с изобретением электронной лампы – первого активного электронного прибора, способного детектировать электрические сигналы, и, что особенно важно, управлять ими. Двадцатые годы XX века ознаменовались триумфом радио, в сороковых – появилась эффективная военная электроника, в конце сороковых – начале пятидесятых годов началось массовое использование телевидения. Начинается не прекращающаяся до настоящих дней эра микроминиатюризации: появились миниатюрные конструкции электронных ламп, малогабаритные

керамические конденсаторы, резисторы, катушки индуктивности на ферритовых кольцах и сердечниках, электролитические танталовые конденсаторы, малогабаритные источники питания.

Радиоэлектронная аппаратура на электронных лампах (рис. 1) способствовала развитию самых разных отраслей промышленности, связи, космоса, обороны. И в настоящее время функционирует ряд радиоэлектронных изделий, особенно работающих в диапазоне высоких и сверхвысоких частот, где электронные лампы используются достаточно широко.

Бурное внедрение РЭС обострило проблему снижения их габаритов и массы. Как у нас, так и за рубежом четко обозначились направления миниатюризации РЭС. Вначале это было проектирование плоских и объемных модулей (рис. 2) с использованием проводного или печатного монтажа. Модули имели унифицированные размеры, из них можно было компоновать достаточно компактные узлы и блоки, что позволяло уменьшать размеры проектируемых устройств. И в настоящее время разработка «регулярных», имеющих одинаковые или кратные размеры узлов, является актуальной.

Однако применение модулей практически не снижало массу разрабатываемого устройства. В некоторой мере уменьшению массы модулей и аппаратуры в целом способствовало применение «печатного» монтажа. Получаемые методами печати или травления фольгированного диэлектрика проводники не имеют изоляционной оплетки, их толщина достаточно мала (десятки-сотни микрон).



Рисунок 1 – Аппаратура на электронных лампах

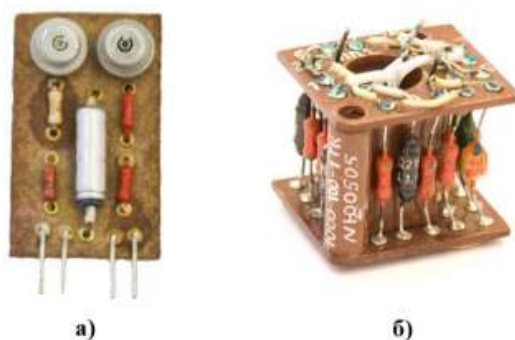


Рисунок 2 – Плоский (а) и объемный (б) модули

Стремление уменьшить габариты РЭС за счет унификации размеров отдельных элементов привело зарубежных, а затем и советских ученых, к созданию так называемых «этажерочных» микромодулей, собираемых из тонких керамических плат стандартных размеров (7,9x7,9 мм) с размещенными на их поверхностях радиоэлементами – резисторами, конденсаторами, малогабаритными катушками индуктивности и даже малогабаритными корпусными транзисторами (рис. 3).

Изобретение в 1948 году транзистора и широкое внедрение полупроводниковых приборов в 60-е годы стало новым шагом на пути уменьшения объёма и веса радиоаппаратуры, повышения её надёжности и стоимости. Однако попытки полностью разрешить указанные выше противоречия между функциями и сложностью радиоаппаратуры традиционными конструкторско-технологическими методами не увенчались успехом, поскольку показатели сложных радиоустройств оказались неудовлетворительными. Несмотря на замену электронных ламп полупроводниковыми приборами, габариты и масса пассивных элементов (резисторов, конденсаторов, индуктивностей, трансформаторов, элементов управления и т. д.) остались прежними.

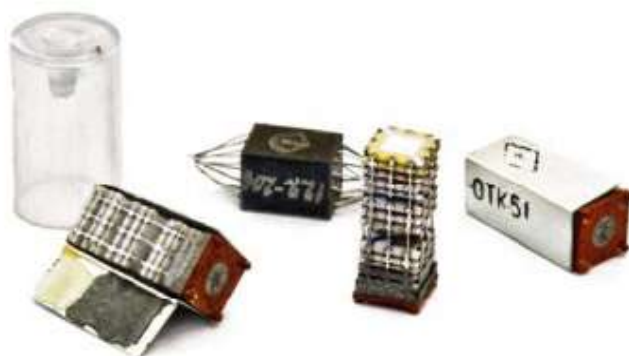


Рисунок 3 – Этажерочные модули

Только коренной пересмотр системотехнических, схемотехнических и конструкторско-технологических методов мог разрешить указанные противоречия и определить дальнейший прогресс в области радиоэлектроники и вычислительной техники. Главным направлением развития радиоэлектроники стало перевооружения технических средств радиоэлектроники.

В качестве общего названия различных методов значительного уменьшения габаритов и веса радиоаппаратуры стал широко применяться термин «микроминиатюризация». Этот термин охватывает значительно более широкий круг задач, в который входят значительное повышение надежности, снижение стоимости, уменьшение потребляемой мощности, упрощение конструкции, сокращение объёма и трудоёмкости монтажных работ и простота эксплуатации.

Основными задачами микроэлектроники являются уменьшение габаритов и массы аппаратуры, значительное повышение надёжности и снижение себестоимости.

Уменьшение габаритов и веса радиоаппаратуры. Одним из наиболее удобных показателей (критериев), характеризующих степень миниатюризации, достигнутую в радиоэлектронном устройстве, является количество элементов электрической схемы, размещённых в 1 см^3 объёма устройства. Эту величину называют плотностью монтажа.

Идея объединения и одновременного изготовления работающих частей нескольких элементов положена в основу разработки интегральных пленочных и полупроводниковых микросхем (ИМС). В этом и заключается главный принцип микроминиатюризации РЭС. Микросхемы называют интегральными потому, что в них содержится большое количество радиоэлементов, а потому, что отдельные составляющие элементов: резистивные пленки, обкладки конденсаторов, контактные площадки, диффузионные слои получают для всех элементов одновременно, т. е. сначала все резистивные пленки, затем все нижние обкладки и т.д.

Пленочная интегральная микросхема (рис. 4) представляет собой конструкцию, состоящую из керамического основания (подложки) толщиной 0,5-0,6 мм, на одну из поверхностей которой (полированную) нанесены резистивные, проводящие и диэлектрические пленки, реализующие пассивные (R, C, L) элементы и межэлементные соединения. Применяют тонкопленочные и толстопленочные микросхемы.



Рисунок 4 – Пленочные ИМС: а) тонкопленочная, б) толстопленочная

Тонкопленочные ИМС получают нанесением тонких пленок путем термического напыления или ионного распыления различных материалов в вакууме.

Толстопленочные ИМС получают экструзией – продавливанием различных паст (резистивных, проводящих, диэлектрических) через сетчатые трафареты с последующей их сушкой и вжиганием.

Полупроводниковая ИМС – интегральная микросхема, все элементы и межэлементные соединения которой выполнены в объёме или на поверхности полупроводникового кристалла (рис. 5).

На основе полупроводниковой технологии получают активные элементы схем: диоды, биполярные и униполярные (полевые) транзисторы.

В настоящее время почти 100% всей радиоэлектронной аппаратуры и вычислительной техники выпускается в микроэлектронном исполнении. Относительно низкая себестоимость современных РЭС объясняется использованием интегральных технологий. Несмотря на значительные затраты на оборудование и реализацию техпроцесса, затраты на единицу продукции оказываются приемлемыми.

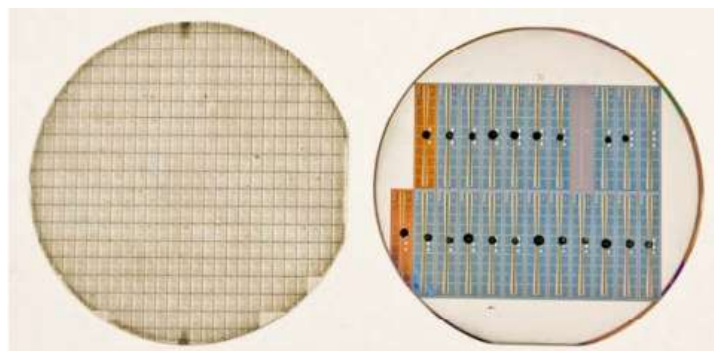


Рисунок 5 – Полупроводниковые ИМС: а) биполярная, б) униполярная

В течение всего периода развития микроэлектроники постоянно велись и ведутся поиски создания альтернативной элементной базы. Многие учёные предсказывали, что на смену полупроводниковой микроэлектронике придет функциональная электроника, одноэлектроника, оптоэлектроника, фотоника, квантовая и, наконец, биоэлектроника. Во всех перечисленных направлениях к настоящему времени достигнуты обнадеживающие результаты. Однако ни по одному из этих направлений не создана технологическая база, обеспечивающая экономически конкурентное производство высоконадёжной элементной базы.

Дальнейшее уменьшение размеров методами электронной и рентгеновской литографии ограничивается прежде всего явлениями существенного разупорядочения материалов за пределами окон в фоторезисте. Поэтому 2010-2015 годы можно считать вершиной развития микроэлектроники. В 1985 г. американские кристаллографы Дж. Карл и Г. А. Хауптман стали лауреатами Нобелевской премии за выдающиеся достижения в разработке прямых методов определения структуры кристаллов. С этого времени началась история бурного развития исследований, создания лабораторного и промышленного приборостроения и нанометровых структур, основанных на использовании туннельной микроскопии.

Учитывая резкий рост публикаций по нанотехнологиям, структурам и приборам и широчайший характер практических направлений исследований, можно с уверенностью сказать, что одним из ближайших продолжений развития микроэлектроники является наноэлектроника.

Нанотехнологии обеспечивают не только успехи в развитии элементной базы информационного приборостроения. Уже в настоящее время нанотехнологические разработки используются в медицине, робототехнике, машиностроении, атомной энергетике, оборонных системах и многих других областях. Не случайно в подавляющем большинстве развитых стран огромное внимание уделяется поддержке национальных программ по нанотехнологиям. Начало XXI века характеризуется бурным развитием нанотехнологий вообще и наноэлектроники в частности [1].

ЛИТЕРАТУРА

1. Степаненко, И. П. Основы микроэлектроники: учеб. пособие для вузов / И. П. Степаненко – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Лаборатория Базовых Знаний, 2003. – 488 с.
2. Ермолаев Ю. П., Конструкции и технология микросхем: учебник [текст] / М. Ф. Пономарев, Ю. Г. Крюков. – М.: Сов. радио, 1980. – 256 с.

3. Коледов Л. А. Технология и конструкции микросхем, микропроцессоров и микросборок: уч. для вузов [текст] / Л. А. Коледов. – М.: Радио и связь, 1989. – 400 с.

ИНФОРМАЦИОННО-ОБУЧАЮЩИЙ КОМПЛЕКС ПО РАДИОЭЛЕКТРОННОМУ ОБОРУДОВАНИЮ САМОЛЕТА МС-21

Черкашин А. В.

79293379530@yandex.ru

Рыжков Д. А.

(научный руководитель)

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В настоящий момент в нашей стране начато производство среднемагистрального самолета МС-21 (Як-242) отечественной разработки. При этом, необходима подготовка кадровых специалистов, которые будут осуществлять техническую эксплуатацию РЭО этого самолета. Для изучения характеристик самолета МС-21, состава его оборудования разработан информационно-обучающий комплекс по радиоэлектронному оборудованию самолета МС-21. Комплекс может использоваться для обучения студентов и повышения квалификации авиационных специалистов эксплуатирующих РЭО данного типа самолетов.

Для создания самолёта МС-21 (Як-242) были применены передовые технологии и разработки, их внедрение существенно повысило уровень безопасности полетов и коммерческую выгоду транспортных перевозок. Главным отличием этого типа самолетов, от самолетов старого поколения, явилась замена аналогового оборудования на более высокотехнологичное и высокоточное цифровое, которое реализовано в составе комплекса. В перспективе предполагается укомплектование самолетов оборудованием исключительно отечественного производства, что позволит полностью снять зависимость производства от импортных поставщиков.

Поскольку самолет МС-21 находится в стадии подготовки к серийному производству, необходима подготовка кадровых специалистов, которые будут осуществлять техническую эксплуатацию этого самолета. Для изучения характеристик самолета МС-21, состава его оборудования и его функционирования необходимы учебные материалы, которые позволят инженерно-техническому составу в короткие

сроки и с надлежащим качеством получить необходимые знания. Для этой цели разработан информационно-обучающий комплекс по радиоэлектронному оборудованию самолета МС-21. Комплекс может быть использован для обучения студентов и повышения квалификации авиационных специалистов эксплуатирующих данный тип самолетов.

В процессе обучения всегда возникает проблема, связанная с эффективностью восприятия и усвоения информации. Внедрение в этот процесс компьютерных технологий и современных систем коммуникации, позволяют эффективным способом повысить качество восприятия и усвоения учебного материала. Компьютерные технологии и программное обеспечение, позволяют превратить скучный и статичный процесс обучения в яркую динамичную и эффективную систему обучения.

Для этих целей существует множество эффективных компьютерных программ – презентаций, выполняющих роль преподавателя в процессе обучения. Эти программы позволяют быстро настраивать и создавать обучающий материал в зависимости от количества аудитории, возраста аудитории, содержания и объема необходимой информации.

Функциональность таких программ позволяет внедрять в процесс обучения фото видео материалы, звуковое сопровождение изучаемой информации, что эффективно влияет, как на качество восприятия и усвоения информации, так и на время обучения затраченного на одного обучаемого. Вторым положительным моментом, использования подобного способа обучения, является снижение влияния человеческого фактора в звене «информация – обучаемый», что положительным образом сказывается на качестве обучения в целом.

Далее перейдем к самой программе и рассмотрим ее построение. Главное меню состоит из следующих разделов:

– «Введение». В этом разделе описана история создания вертолета серии Ми и перечислены основные модификации;

– «Самолет МС-21» Здесь представлены летно-технические характеристики вертолета, компоновка, кабина экипажа, защита и антенны.

Далее идут разделы «Радиосвязное оборудование», «Радиолокационное оборудование», и «Радионавигационное оборудование». В каждом из разделов представлены состав и характеристики соответствующего оборудования, а также структурные и функциональные схемы, способы управления.

Последний раздел включает в себя контрольные вопросы позволяющие оценивать знания, обучаемого после изучения РЭО данного типа самолета представленного в презентации.

Таким образом, был разработан информационно-обучающий модуль бортового радиоэлектронного оборудования самолета МС-21 в программной среде Microsoft PowerPoint.

Достоинством такого информационно-обучающего комплекса является наглядность и показательность информации при изучении конкретной авиационной техники самолета МС-21. В отсутствие надлежащей авиационной материальной базы такой комплекс является реальным обучающим инструментом. Подобные комплексы массово используются за рубежом для обучения и повышения квалификации авиационных специалистов. Созданный информационно-обучающий комплекс, бортового радиоэлектронного оборудования самолета МС-21, может использоваться, как для обучения будущих авиационных специалистов, так и для повышения квалификации уже действующих специалистов гражданской авиации.

ЛИТЕРАТУРА

1. История создания и модификации самолета МС-21 [электронный ресурс]. – Режим доступа – URL: <http://newsruss.ru/doc/index.php/МС-21> (дата обращения 21.11.2015).
2. Открытая архитектура для МС-21[электронный ресурс]. – Режим доступа – URL: http://www.ato.ru/publications/architectura_МС-21 (дата обращения 21.11.2015).
3. Магистральный самолет МС-21 [электронный ресурс]. – Режим доступа – URL: <http://fb.ru/article/45924/realizatsiya-proekta-konsaltingovyim-agentstvom-osnovnyie-etapyi-i-mehanizm-realizatsii> (дата обращения 21.11.2015).
4. Российский авиационно-космический портал [электронный ресурс]. – Режим доступа – URL: <http://www.avia.ru> (дата обращения 21.11.2015).

АВИАЦИОННЫЕ РЛС ПРОШЛОГО И НАСТОЯЩЕГО В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Белозерцева Д. С.
galina9558@gmail.com

Коновалов В. В.
(*научный руководитель*)

*Цикловая комиссия авиационного оборудования
Курсановский филиал МГТУ ГА
(г. Курсанов)*

В статье рассмотрена история развития радиолокационных станций, преимущества современных РЛС и перспективы развития. Дана подробная характеристика РЛС третьего поколения и новых бортовых радиолокационных станций. В современных антенных системах применяются активные фазированные решётки, которые осуществляют оптимальную пространственную обработку сигналов за счёт раздельного управления амплитудой и фазой в каждой точке раскрыва антенны. Достоинства АФАР: адаптация к быстроменяющимся условиям и сложной помеховой обстановке, высокая надёжность, простота эксплуатации, малые массогабаритные характеристики. В результате можно сделать вывод, что благодаря постоянному развитию элементной базы эта аппаратура может превратиться в своеобразный технический аналог глаза, обеспечивающий полную автоматизацию выполнения полёта.

Радиолокационные системы XXI века характеризуются:

- полной когерентностью одиночного радиолокатора и территориально распределенной радиолокационной сетью в целом;
- применением активных фазированных антенных решёток (АФАР) и, как следствие, увеличением дальности действия и надёжности радиолокаторов;
- широкополосностью зондирующих сигналов (линейно-частотная, фазовая внутри импульсная модуляция);
- применением цифровой обработки сигналов основных информационных каналов; использованием твердотельной техники построения модулей радиолокаторов;
- наличием мощных вакуумных приборов с высоконадёжными композиционными катодами для радиолокаторов метрового диапазона [1].

Обращает на себя внимание факт применения поляризационной селекции отраженных от целей сигналов. Если в диапазоне метровых волн в радиолокационных станциях (РЛС) применяется преимущественно линейная поляризация (чаще горизонтальная вследствие устойчивого коэффициента отражения от земной поверхности), то с укорочением

рабочей длины волны (диапазоны дециметровых и сантиметровых волн) находит своё применение и круговая (эллиптическая) поляризация излученных антенной РЛС электромагнитных волн, использование которой обеспечивает подавление отражённого от дождя сигнала на 20–25 дБ, от снега на 8–12 дБ, что улучшает наблюдаемость для дождя на 12–19 дБ, а для снега на 0–6 дБ.

РЛС целеуказания гражданской авиации (ГА) можно отнести к модернизированным радиолокационным станциям второго поколения. Рассмотрим основные этапы и направления развития техники РЛС.

1 ПРОШЛОЕ [2, 3]

В 1936 г. был изготовлен двухантенный радиолокатор «Буря», работающий на волнах 24–25 см с непрерывным излучением 6–7 Вт. Радиолокатор имел приёмник прямого усиления, передающую и приёмную параболические антенны диаметром 2 м и источник питания (аккумуляторные и сухие батареи) (рис. 1). Полигонные испытания по одиночному самолёту и звену самолётов показали, что максимальная дальность обнаружения составляет 10–11 км, среднеквадратические ошибки по азимуту – 3° , по углу места – $4,1^\circ$.

Задача создания средств дальнего обнаружения была решена в конце 1936 г., когда появилась первая система «Ревень» (радиоуправляемый самолёт РУС-1) (рис. 2).

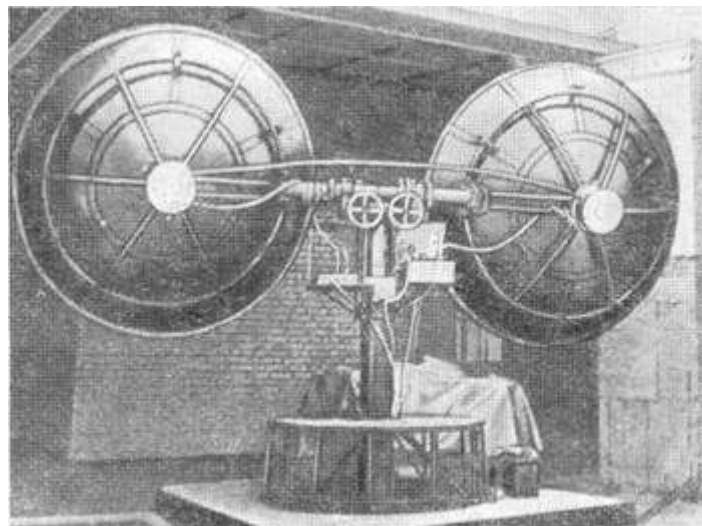


Рисунок 1 – Двухантенный радиолокатор «Буря («Ревень»)



Рисунок 2 – Радиоуправливатель РУС-1 («Ревень»)

В комплект РЛС входили передающая и две приёмные станции, смонтированные на автомашинах, которые располагались на местности так, что передающая станция находилась в центре линии между приёмными на расстоянии 30–40 м сзади каждой из них. Передающая станция создавала в направлении приёмных направленное излучение в виде занавесы («забора»), при пересечении которой самолёты обнаруживались приёмными станциями по биениям прямого и отраженного сигналов, регистрировавшимся на самописце. В сентябре 1939 г. система «Ревень» была принята на вооружение под название РУС-1. До 1941 г. было выпущено 45 комплектов этой станции, затем дальнейшее её производство было прекращено, так как была разработана РЛС дальнего обнаружения РУС-2, обладающая лучшими характеристиками.

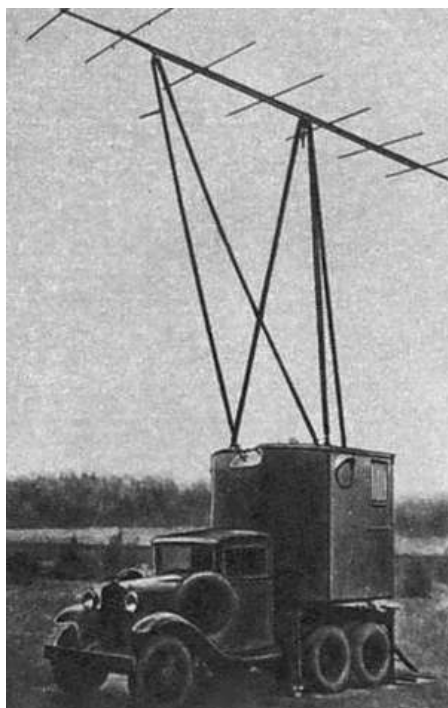


Рисунок 3 – Радиоуправливатель РУС-2 («Редут»)

Импульсная двухантенная станция дальнего обнаружения «Редут» (позднее названа РУС-2) (рис. 3) была создана в 1939 г. В комплект станции РУС-2 входили: передатчик с импульсной мощностью 50 кВт, работающий на волне 4 м и смонтированный внутри фургона, вращающегося на шасси автомашины; приёмная аппаратура в таком же вращающемся фургоне на автомашине, имеющая в своём составе светящуюся развертку на экране электронно-лучевой трубки, рассчитанной на дальность обнаружения до 100 км; две антенны типа «волновой канал», жестко укрепленные на каждом фургоне, с синхронным вращением; агрегат питания мощностью 30–40 кВт, смонтированный в третьей машине. Станция имела следующие технические характеристики: дальность обнаружения самолёта на высоте 500 м – 30 км, на высоте 7500 м – 95 км; точность определения дальности 2-3 км. РУС-2 осуществляла круговой обзор; определение азимута цели, направление её полёта и скорости; определение по виду отметок на индикаторе характера цели (одиночная или групповая). В июле 1940 г. станция РУС-2 была принята на вооружение. С марта по июнь 1941 г. была выпущена опытная партия станций РУС-2 в количестве 10 комплектов.

В настоящее время радиолокационные системы посадки применяются как на военных аэродромах в качестве основного средства посадки, так и в качестве вспомогательного средства на аэродромах ГА. В современных системах сохраняется управление посадкой по командам с земли, передаваемым с наземных средств по линии связи и передачи данных. При автоматической посадке роль летчика сводится к визуальному (или с помощью специальных средств) контролю правильности выполнения команд посадки и вмешательству, при необходимости, в процесс управления. Получение одновременно информации о воздушной обстановке в аэродромной зоне и информации, обеспечивающей управление самолетами, находящимися на посадочной прямой, достигается использованием двух антенн (кругового обзора и глиссады) [4].

2 РЛС ТРЕТЬЕГО ПОКОЛЕНИЯ

Оценивая совершенствование РЛС целеуказания третьего поколения, начавшееся с середины 80-х годов, можно отметить эволюцию пространственной и временной обработки сигналов.

В качестве антенных систем получили должное развитие активные фазированные решётки, осуществляющие оптимальную пространственную обработку сигналов за счёт отдельного управления амплитудой и фазой в каждой точке раскрытия антенны. К достоинствам АФАР относятся [6]:

– возможность многофункциональной работы РЛС с гибким управлением пространственными характеристиками и высоким

энергетическим потенциалом (возможность формировать: провалы в диаграмме направленности (ДН) в направлении постановщика помех; несколько лучей ДН; независимые ДН на передачу и приём и эффективно сочетать режимы обнаружения и сопровождения целей);

- адаптация к быстроменяющимся условиям и сложной помеховой обстановке;

- высокая надёжность, обеспечиваемая наличием большого количества излучателей и их функциональными возможностями (наработка на отказ твёрдотельных усилителей составляет 104–105 ч; АФАР – 8-12·103 ч; передатчика на лампе бегущей волны (ЛБВ) – 300–500 ч; при чём, можно отметить, что отказ в твёрдотельном передатчике не наступает мгновенно, и неисправности накапливаются постепенно);

- простота эксплуатации твёрдотельных АФАР вследствие отсутствия высокого напряжения (питающие напряжения активных модулей достаточно низкие – 24–30 В);

- отсутствие необходимости регулировки усилителей в процессе эксплуатации вследствие их высокой фазовой стабильности;

- малые массогабаритные характеристики твёрдотельных приёмопередающих модулей (ППМ) АФАР;

- работа в широкой полосе рабочих частот и секторе сканирования с управляемой поляризацией, что позволяет обнаруживать малоразмерные цели и осуществлять идентификацию объектов.

В качестве дополнительных достоинств АФАР перед антеннами с механическим сканированием в части обработки радиолокационных импульсов (РЛИ) можно отметить отсутствие дополнительной модуляции сигналов во времени и изменение коэффициента усиления антенны вследствие её механического вращения, что позволяет упростить когерентную обработку радиолокационных сигналов. Основой перспективных РЛС является применение для ФАР (либо АФАР) технологии цифрового диаграммообразования (ЦДО) [5, 6]. Хотя цифровое формирование луча применимо как в режиме передачи, так и приёма, основные свои преимущества оно реализует в режиме приёма. Технология ЦДО и полномерная цифровая обработка сигналов (ЦОС) дают РЛС следующие преимущества. Во-первых, РЛС способна воспринять всю информацию пространственно-временных полей в раскрыве антенны. Во-вторых, цифровые частотные фильтры, характеристики которых отличаются высокой повторяемостью, обеспечивают практически полную компенсацию помех. В сочетании с расширением динамического диапазона при накоплении сигнала в процессе пространственно-временной обработки это даёт высокую помехозащищённость РЛС. Подавление помех в модульной АФАР можно производить дважды: при обработке

в модуле и при межмодульной обработке [5]. Кроме этого, пространственная обработка в модуле производится по всему амплитудно-фазовому пространственному распределению АФАР, а не только по фазовому распределению, как у аналоговой антенной решётки. При этом результирующий уровень подавления помех составляет 50-60 дБ при низком уровне боковых лепестков ДН. В-третьих, при ЦДО в АФАР может быть реализован принцип интегрированной апертуры, под которым понимается объединение антенной системы и высокочастотных блоков всех типов в единую структуру, что уменьшает побочное излучение и потери. Например, переход к применению ЦДО в АФАР систем GPS позволяет довести уровень подавления помех до 90-100 дБ [4]. Уместно отметить, что существующие средства GPS навигации теряют работоспособность при воздействии одиночного источника помех мощностью всего лишь 0,25 Вт с дальности 4 км.

3 РЛС НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

К РЛС воздушного базирования относятся бортовые системы, а также системы дальнего радиолокационного обнаружения (ДРЛО). К бортовым радиолокационным станциям (БРЛС) относятся радиоэлектронные системы, устанавливаемые на летательных аппаратах различных классов и предназначенные для получения радиолокационной информации о воздушных, космических и наземных объектах (целях), в том числе в сложных метеоусловиях и при отсутствии видимости.

Российская авиационная малогабаритная радиолокационная станция с пассивной фазированной антенной решёткой, разработки НИИП ГПРЗ. Средняя мощность радара на излучение – порядка 5 кВт, максимальная – 20 кВт. Управление лучом – электронное с механическим доворотом полотна антенны двухступенным электрогидроприводом для увеличения угла отклонения луча. Дальность обнаружения воздушных целей до 400 км.

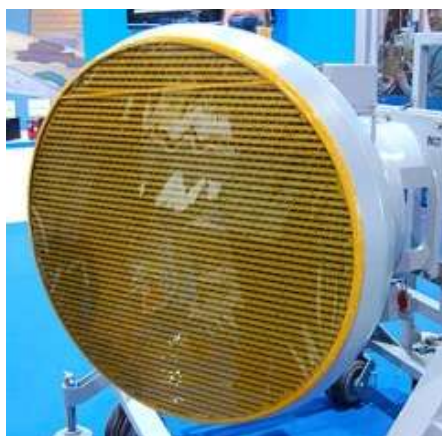


Рисунок 4 – Н035 «Ирбис»



Рисунок 5 – АРЛК «ДНЕПР-К»

Аэродромный радиолокационный комплекс (АРЛК) «ДНЕПР-К» (рис. 5) создан для использования в современных автоматизированных системах управления воздушным движением в зоне аэропорта. АРЛК «ДНЕПР-К» дает возможность диспетчеру с максимальной точностью определить положение воздушных объектов в аэродромной зоне даже при воздействии помех от метеообразований, местных предметов и других локаторов. АРЛК «ДНЕПР-К» включает в себя первичный радиолокатор (ПРЛ) S диапазона и вторичный моноимпульсный радиолокатор (ВРЛ) «Крона», работающий в режимах А и С.

Простота обслуживания АРЛК «ДНЕПР-К» заключается в следующем:

- встроенная аппаратура контроля, обеспечивает постоянный мониторинг;
- модульная конструкция;
- автоматическое включение резервной аппаратуры;

– определение наличия и места неисправностей с помощью компьютерных устройств.

Развитие электроники привело к уменьшению габаритов и веса радиоаппаратуры и включению её в состав антенного комплекса, созданию полностью твёрдотельных, интегрированных с излучателем антенных модулей, содержащих элементы питания, усилитель, фазовращатель, систему термостабилизации [7]. Монтаж перспективной РЛС четвёртого поколения заключается в размещении антенных модулей на опорной металлоконструкции антенного комплекса и их соединении с аппаратурой, располагаемой вне – это аппаратура формирования требуемых для работы РЛС сигналов и синхронизации, включающая: многоканальное приёмное устройство, вычислитель, обеспечивающий адаптивное формирование ДН, первичную и вторичную обработку радиолокационного сигнала элементной базы и эта аппаратура может быть совмещена и интегрирована в едином модуле. Развитие аналоговой фотоники несомненно окажет своё влияние на структуру антенных модулей, и в XXI веке обзорные РЛС целеуказания превратятся в своеобразный технический аналог глаза, обеспечивающий радиовидение [8].

ЛИТЕРАТУРА

1. Вопросы перспективной радиолокации / под ред. д.т.н., проф. А. В. Соколова. – М., Радиотехника, 2003. – 508 с.
2. Петухов С. И. История создания и развития вооружения и военной техники ПВО сухопутных войск России / С. И. Петухов, И. В. Шестов. – М.: Межакадемическое изд-во «Вооружение. Политика. Конверсия», 2003. – 610 с.
3. Нечаев Е. Е. Ретроспективный обзор создания и развития наземных радиолокационных станций целеуказания в России (Часть 1) / Е. Е. Нечаев, Ю. П. Большаков // Научный вестник МГТУ ГА. – Серия «Радиофизика и радиотехника». – 2006. – № 98. – С. 108–131.
4. Нечаев Е. Е. Посадочные радиолокаторы гражданской авиации и тенденции развития техники их построения Е. Е. Нечаев, Ю. П. Большаков // Научный вестник МГТУ ГА. – Серия «Радиофизика и радиотехника». – 2006. – № 98. – С. 97–102.
5. Активные фазированные антенные решётки / под ред. Д. И. Воскресенского, А. И. Канащенкова. – М.: Радиотехника, 2004. – 488 с.
6. Логвин А. И. Состояние и перспективы развития антенных систем РЛС средств УВД / А. И. Логвин, Е. Е. Нечаев, Ю. П. Большаков, В. А. Лысов // Научный вестник МГТУ ГА. – Серия «Радиофизика и радиотехника». – 2002. – № 51. – С. 7–21.

7. Синани А. И. Активные ФАР. Концепция построения и опыт разработки. Антенны / А. И. Синани, О. С. Алексеев, В. Ф. Винярский. – М., 2005. – Вып.2 (93). – С. 64–68 с.
8. Зайцев Д. Ф. Применение фотоники в активных ФАР. Антенны / Д. Ф. Зайцев – М., 2003. – Вып.5 (72). – С. 34–40.

РАДИОВЫСОТОМЕРЫ

Мартемьянов В. К.¹, Назметдинов А. З.²
¹volod9_goctb@mail.ru, ²aallmaz1993@yandex.ru

Идиатуллов З. Р.
(научный руководитель)

*Кафедра нанотехнологии в электронике
Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А. Н. Туполева
(г. Казань)*

В докладе представлена полезная и интересная информация о радиовысотомерах, которые предназначены для определения истинной высоты полета летательного аппарата над поверхностью Земли радиотехническими методами. Подробно описывается принцип действия радиовысотомера который основан на отражении электромагнитных волн от земной поверхности. По характеру излучения радиоволн в докладе рассматриваются два типа радиовысотомеров: а) радиовысотомеры непрерывного излучения; б) радиовысотомеры импульсного излучения, где указываются достоинства и недостатки каждого из них.

Действие радиовысотомеров основано на отражении электромагнитных волн от земной поверхности. Источником электромагнитных волн служит специальный радиопередатчик, установленный на самолете. Электромагнитные волны излучаются в пространство антенной радиопередатчика и после отражения от земной поверхности поступают в антенну приемника (рис. 1). Время прохождения радиоволн от самолета до земли и обратно, так же как и в звуковом высотомере, зависит от высоты, полета:

$$t = \frac{2H}{c}, \quad (1)$$

где $c = 3 \cdot 10^8$ м/сек – скорость распространения радиоволн, равная скорости распространения света.

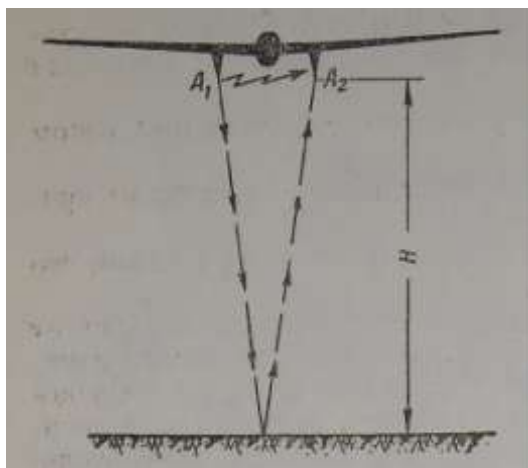


Рисунок 1 – Отражение электромагнитных волн от земной поверхности

Поскольку скорость распространения радиоволн несоизмеримо больше скорости самолета, время прохождения радиоволн от самолета до земли и обратно практически не зависит от скорости самолета.

Следовательно, формула (1) справедлива для любой скорости полета. Чтобы измерить интервал времени между моментом посылки сигнала и моментом приема отраженного сигнала, необходимо регистрировать оба эти момента. Регистрация сигналов осуществляется приемником, антенна которого воспринимает последовательно два сигнала: первый сигнал поступает непосредственно от антенны передатчика (по кратчайшему пути) в момент посылки радиопередатчиком сигнала; второй сигнал поступает в приемную антенну после отражения радиоволн от земной поверхности. Интервал времени между двумя сигналами равен:

$$\tau = t_1 - t_2, \quad (2)$$

где t_1 – время прохождения радиоволн от передатчика до земли и обратно до приемной антенны; t_2 – время прохождения радиоволн расстояния от антенны передатчика до приемной антенны.

Время t_1 определяется по формуле (1). Время t_2 постоянно и равно:

$$t_2 = \frac{l}{c} \quad (3)$$

где l – расстояние между антеннами.

Таким образом, регистрируемый приемником интервал времени равен:

$$\tau = t_1 - t_2 = \frac{2H}{c} - \frac{l}{c} = \frac{2H-l}{c}, \quad (4)$$

Истинная высота полета равна:

$$H = \frac{c\tau + l}{2}, \quad (5)$$

Интервалы времени, измеряемые радиовысотомером, составляют миллионные доли секунды. Существующие радиовысотомеры можно подразделить по характеру излучения радиоволн на два типа:

- радиовысотомеры непрерывного излучения;
- радиовысотомеры импульсного излучения.

1 РАДИОВЫСОТОМЕР НЕПРЕРЫВНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Радиовысотомеры такого типа применяются для измерения высот, не превосходящих 1500 м. В приборе имеется радиопередатчик с передающей антенной и приемник с приемной антенной.

Антенна радиопередатчика непрерывно излучает в пространство электромагнитные волны, частота которых имеет порядок 400-600 мгц.

Частота волн, излучаемых передатчиком, задается специальным модулятором, который устроен так, что частота не остается постоянной, а непрерывно изменяется в некоторых пределах от среднего значения.

Обычно радиовысотомеры непрерывного излучения имеют два диапазона, измерения. Первый диапазон предназначен для измерения высоты при взлете и посадке и равен от 0 до 150 м. Амплитуда изменения частоты передатчика на этом диапазоне равна +5% среднего значения. Второй диапазон рассчитан на измерение высот до 1500 м, причем амплитуда изменения частоты передатчика уменьшается в 10 раз (до 0,5% среднего значения). Переход с одного диапазона на другой осуществляется с помощью переключателя. Закон изменения частоты во времени имеет вид пилообразной кривой (рис. 2): сначала частота плавно убывает, затем плавно возрастает и т. д. Частота модуляции равна 120 гц, т. е. изменение частоты радиопередатчика происходит 120 раз в секунду; Сплошная пилообразная линия на рис. 2, а показывает закон изменения частоты радиоволн, принятых радиоприемником непосредственно от радиопередатчика.

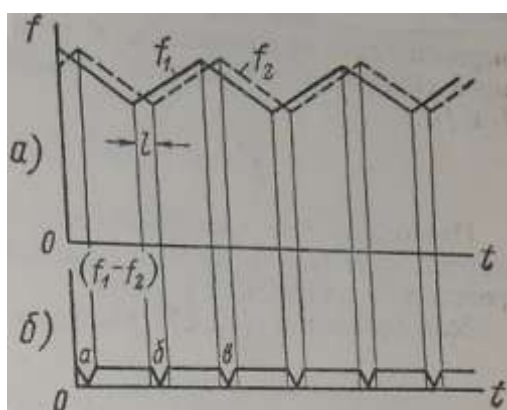


Рисунок 2 – График изменения частоты колебаний в радиовысотомере непрерывного излучения: а) зависимость частот f_1 и f_2 от времен; б) зависимость разности частот от времени

Частота отраженных от земли радиоволн, принятых приемником, изменяется по такому же закону, но со сдвигом (отставанием) во времени на величину:

$$\tau = \frac{2H-1}{c}, \quad (6)$$

Пунктирная линия на рис. 2а показывает закон изменения частоты отраженных радиоволн. Как видно по рис. 2б, в каждый момент времени частота прямого сигнала отличается от частоты отраженного на величину, равную изменению частоты передатчика за время прохождения радиоволн от самолета до Земли и обратно к самолету (за исключением малых отрезков времени на участках а, б, в и т. д., где разность частот уменьшается до нуля). Разность частот прямого и отраженного сигналов:

$$F = f_1 - f_2, \quad (7)$$

можно определить, если принять во внимание, что частота передатчика в пределах полупериода модуляции изменяется по линейному закону:

$$f_1 = f_0 \cdot (1 \pm \acute{\alpha}t), \quad (8)$$

где $\acute{\alpha}$ – коэффициент пропорциональности, зависящий от частоты и амплитуды модуляции. Соответственно:

$$f_2 = f_0 \cdot [1 \pm \acute{\alpha}(t - \tau)]. \quad (9)$$

Колебания высокой частоты f_1 и f_2 подаются на электронную лампу первого каскада приемника, и в результате детектирования с анодной цепи снимается напряжение низкой частоты, равной разности частот f_1 и f_2 :

$$F = f_1 - f_2 = f_0 \cdot \acute{\alpha} \cdot \tau = f_0 \cdot \acute{\alpha} \left(\frac{2H-1}{c} \right). \quad (10)$$

Низкочастотные колебания усиливаются и измеряются электронным частотомером со стрелочным указателем, который градуируется непосредственно в единицах высоты. Если уравнение (10) решить относительно H , то получим:

$$H = \frac{1}{2} \left(\frac{c \cdot F}{f_0 \cdot \acute{\alpha}} + 1 \right). \quad (11)$$

Из формулы (11) видно, что точность измерения высоты зависит от точности измерения частоты F , от стабильности средней частоты f_0 и от постоянства коэффициента. Существующая конструкция радиовысотомера малых высот позволяет измерять истинную высоту самолета в пределах от 0 до 1500 м с точностью около 5%+2 м. Такая высокая, точность позволяет пользоваться радиовысотомером малых высот при посадке по приборам и для автоматического управления посадкой. Радиовысотомер с непрерывным излучением неприменим для измерения

больших высот, так как при непрерывном излучении требуется большая мощность радиопередатчика, а с увеличением высоты потребляемая мощность растет пропорционально четвертой степени измеряемой высоты. Например, если в существующем высотомере малых высот (до 1500 м) мощность высокочастотных колебаний составляет около 1 Вт, то для увеличения диапазона его работы в 10 раз (до 15 000) потребовалась бы мощность радиопередатчика в 10^4 Вт, т. е. 10 кВт, что практически неприемлемо.

2 РАДИОВЫСОТОМЕР ИМПУЛЬСНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Измерение больших высот методом отраженных радиоволн стало возможным после создания импульсного радиопередатчика, посылающего периодические кратковременные импульсы высокой мощности при большой средней мощности передатчика.

Радиовысотомер для измерения больших высот содержит приемник передатчик, причем излучение электромагнитных волн производится передатчиком не непрерывно, а в виде отдельных импульсов электромагнитных колебаний ультравысокой частоты (рис. 3).

Обозначим период времени между сигналами через T , а длительность импульса через τ_0 . Соотношение между мгновенной мощностью, излучаемой в пространство в импульсе, и средней мощностью передатчика равно:

$$\frac{P_{\text{имп}}}{P_{\text{ср}}} = \frac{T}{\tau_0} . \quad (12)$$

Если, например, $T=1$ миллисек., а $\tau_0=1$ микросек., то $\frac{T}{\tau_0} = 1000$, и, следовательно, мгновенная мощность в импульсе будет в 1000 раз превосходить среднюю мощность передатчика.

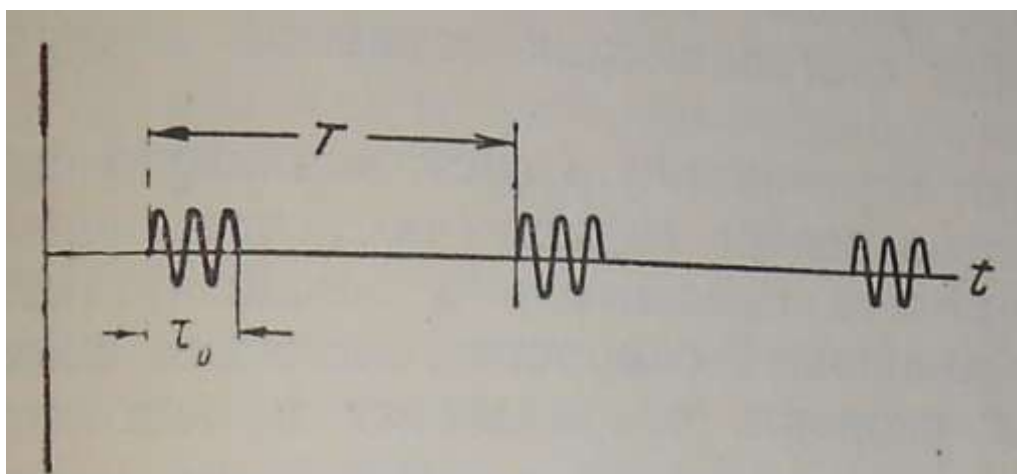


Рисунок 3 – Импульсы высокочастотных колебаний

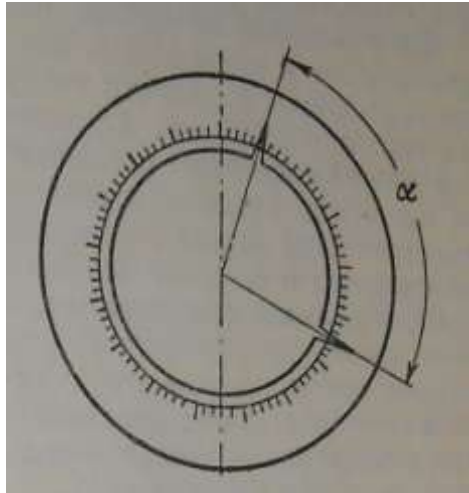


Рисунок 4 – Экран с катодно-лучевой трубки с круговой разверткой луча

Такой выигрыш в мощности позволяет применить метод отраженных радиоволн для измерения больших высот, несмотря на то, что потребная мощность пропорциональна четвертой степени высоты. Приемная антенна воспринимает два последовательных импульса – прямой и отраженный от земли. Оба импульса усиливаются и подаются на катодно-лучевую трубку, экран которой служит шкалой высотомера (рис. 4).

Электронному лучу дается круговое движение (развертка) с постоянной угловой скоростью ω ; при этом след электронного луча на экране образует непрерывную окружность, на которой видны два импульса – прямой и отраженный.

Интервал времени между импульсами определяется по формуле:

$$\tau = \frac{2H-1}{c}. \quad (13)$$

Видимый на экране угол α (рис.4) между импульсами равен:

$$\alpha = \omega \cdot \tau = \omega \cdot \left(\frac{2H-1}{c} \right) = \frac{2\omega}{c} \cdot H. \quad (14)$$

Таким образом, на экран катодно-лучевой трубки можно нанести шкалу, градуированную непосредственно в метрах высоты. Точность отсчета может быть сколько угодно увеличена, путем увеличения угловой скорости развертки ω . При этом может оказаться, что прямой и отраженный импульсы будут сдвинуты один относительно другого более чем на один оборот, что привело бы к неопределенности показаний. Для получения однозначных показаний можно применить переключение диапазонов: сначала включается малая скорость развертки и делается грубый отсчет высоты, затем включается большая скорость и производится точный отсчет.

ЛИТЕРАТУРА

1. Чердынцев В. А. Радиотехнические системы: учебное пособие / В. А. Чердынцев. – М.: «Высшая школа», 1988.
2. Силяков В. А. Обнаружение отражённых сигналов в системах поиска радиовысотомеров с линейной частотной модуляцией / В. А. Силяков, В. В. Горбацкий, В. Н. Красюк // «Датчики и системы». – 2003. – № 2
3. Бакулев П. А. Радиолокационные системы: учебник для вузов / П. А. Бакулев – М.: «Радиотехника», 2004.

СЕНСОРНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ В КАБИНЕ САМОЛЁТА

Мартемьянов В. К.¹, Назметдинов А. З.²
¹volod9_gocbt@mail.ru, ²aallmaz1993@yandex.ru

Идиатуллов З. Р.
(научный руководитель)

*Кафедра нанотехнологии в электронике
Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А. Н. Туполева
(г. Казань)*

В докладе представлена полезная и интересная информация о сенсорных технологиях, которые предполагается устанавливать в кабину самолета в качестве органов управления авиационного радиоэлектронного оборудования. Сенсорные экраны имеют некоторые преимущества, которые позволяют совершенствовать существующее РЭО летательных аппаратов. Сенсорное управление полностью адаптируется к любой компоновке, так как для изменения функций кнопок, иконок, ползунков или других элементов ввода информации требуется лишь изменить установленную программу оборудования. А также применение сенсорных технологий поможет сократить число кнопок и регуляторов в кабине самолета и уменьшить количество проводов РЭО. Однако, до установки в качестве основных органов управления самолета сенсорные экраны, применяемые в портативных электронных устройствах, необходимо разобраться во многих проблемах, связанных с возможными рисками и ошибками применения данных технологий.

Многофункциональные сенсорные экраны являются важными новейшими технологиями, обеспечивающими достижение функциональных показателей и возможностей новой системы воздушных перевозок. Такие органы управления все больше устанавливаются в кабину экипажа. Автоматические системы требуют более эффективных, точных

методов, облегчающих пилоту ввод информации для обеспечения оптимальной деятельности экипажа в новой системе авиаперевозок. Сенсорный ввод информации многими рассматривается как более удобный (подходящий) способ осуществления этих методов. До установки в качестве основных органов управления самолета сенсорные экраны, применяемые в портативных электронных устройствах, необходимо разобраться во многих проблемах, связанных с возможными рисками и ошибками. Для успешной установки сенсорных органов управления радиоэлектронным оборудованием (Touch screen controller – TSC) в кабине самолета, необходимо исследовать их практичность и удобство для пилотов в реальных условиях. Существует ряд факторов, в том числе человеческий фактор, которые в то же время негативно влияют на качество управления самолетом. Сенсорные экраны имеют много преимуществ, которые и делают их привлекательными для установки в кабине самолета.

Главным преимуществом сенсорного управления является то, что оно полностью адаптируется к любой компоновке, так как для изменения функций кнопок, иконок, ползунков или других элементов ввода информации требуется лишь изменить установленную программу оборудования. Многие формы пользовательского интерфейса могут быть отображены на экране, например, виртуальные клавиатуры, виртуальные регуляторные ручки, виртуальные циферблаты, виртуальные кнопки и т. д. Поэтому установка сенсорных экранов в кабине пилота является приоритетной.

Еще одним преимуществом TSC является совместное расположение дисплея отображения информации и органов управления. Нет необходимости смотреть на другой экран для того, чтобы увидеть вводимую информацию, как это было ранее при использовании механических вращаемых регуляторов и кнопок. Например, при использовании сенсорного экрана для выбора какой-либо иконки или кнопки на экране и/или активации функции дисплея нет необходимости в управлении курсором (указателем). Вместо этого пользователь просто находит нужную иконку или кнопку на экране и пальцем касается на него.

Возможность прямого ввода данных представляет собой ещё одно преимущество сенсорных экранов: это их быстрое действие. По сравнению с другими устройствами ввода данных сенсорные экраны быстрее осуществляют обработку запроса и выдачу результата.

Однако, у сенсорных экранов есть некоторые недостатки. Например, при использовании сенсорных экранов существует компромиссное отношение между скоростью и точностью ввода информации сенсорных экранов. Хотя пользователи и часто могут выполнить задание быстрее, и, как правило, они допускают больше ошибок, особенно чем при работе

с обычной мышкой в качестве устройства ввода информации. В результате получается, что при работе с сенсорным экраном частота появления ошибок выше, чем при использовании обычных способов воздействия на экран.

Другой недостаток сенсорных экранов – это отсутствие выдачи физической обратной связи прибора на пользователя, которая информирует о том, что прибор «понял» какую команду необходимо выполнить. Например, при нажатии на механическую кнопку чувствуется противодействие внутренней пружины, и обычно раздается характерный «щелчок». Часто все кнопки в кабине пилота имеют положения «вкл» или «выкл» или индицируются состоянием «подсвечено» или «выключено» для информирования пилота соответствующем состоянии этой кнопки. Многие функции, являющиеся первостепенными по приоритетности, управляются рычажными или шнуровыми выключателями, которые могут находиться в разных положениях и обеспечивают прямую обратную связь с пилотом, тем самым информируя его о состоянии выключателя. Сенсорные органы управления не обеспечивают такого обратного физического воздействия на пользователя, кроме имитационной тактильной обратной связи, представляющая собой вибрирование (вибрация) сенсорного экрана, для создания которых используются небольшие электромоторы или приводные механизмы.

Многие пилоты уже пользуются iPad (Айпадом) или другими портативными электронными устройствами с сенсорным экраном при выполнении множества задач в кабине пилота, в том числе для просмотра карт аэродромов и анализа метеорологической обстановки. В дополнение к широкому использованию этих устройств в кабине самолета также прилагаются большие усилия для решения вопроса о стационарной установке (постоянном креплении) сенсорного экрана на передней панели кабины (т. е. постоянная установка). Как правило, индикаторы (экраны) передней панели превосходят по размерам экраны, расположенные слева и справа от пилота (т. е. на корневой и консольной панелях), но проблема влияния размера и расположения дисплея на деятельность летчика требует дополнительного изучения. Подобная установка в кабине пилота TSC это их интеграция как части приборной панели, которая позволяет взаимодействовать на более качественном уровне, например, поскольку в данном случае приборная панель будет представлять собой единую сенсорную поверхность.

Главным преимуществом TSC для производителей является то что они легко перенастраиваются путем изменения их программного обеспечения. Это значит, что для изменения функционального назначения прибора не требуется демонтаж и/или монтаж устройства ввода

информации (например, механические ручки-регуляторы, кнопки) и наличие соответствующих соединительных проводов, которые применяются в обычном бортовом оборудовании. Такие характеристики сенсорных технологий приводят к снижению веса и стоимости бортового радиоэлектронного оборудования, что в дальнейшем будет способствовать широкому повсеместному использованию TSC в кабине самолета.

Для обнаружения прикосновения на экран и дальнейшего преобразования его в сигнал ввода в TSC применяются разные технологии. В то время как с помощью некоторых технологий определяется величина силы, с которой надавливает человеческий палец на экран (например, резистивная технология), с помощью других определяется электрическая емкостная нагрузка пальца (например, проекционно-емкостная технология) при осуществлении ввода. Принцип работы инфракрасного сенсорного экрана основан на обнаружении датчиком ИК-излучения, расположенным на поверхности экрана, преломления инфракрасного луча, вызванного касанием пальца на экран. Однако, такая технология имеет особенность самопроизвольной активации. Данный эксперимент нацелен на исследование возможности применения резистивного и проекционно-емкостного методов. Для активации резистивных TSC требуется нажатие пальцем с определенной силой на экран; Однако, как мы видим из результатов предыдущих испытаний, такая технология в наименьшей степени подвержена произвольной активации. Проекционно-емкостная технология становится одной из самых все более и более широко применяемых, но тем не менее имеет некоторые ярко выраженные недостатки (например, интерференция электромагнитной волны, самопроизвольная активация), что необходимо иметь в виду до их установки в кабине самолета.

Исходя из выше сказанного следует: каждая технологии имеют свои преимущества и недостатки, которые до их применения в сфере авиации должны быть в дальнейшем дополнительно изучены. Для того чтобы применить какую-либо из технологи, необходимо провести исследование с целью выявления решение задач, связанных с каждой отдельной технологией.

У пилотов могут возникнуть трудности с выполнением действий, когда TSC установлен на панели или встроен в приборную панель воздушного судна, так как дисплей вибрирует или движется так же как и рука пилота. Отрицательное воздействие турбулентности на работоспособность и хорошее самочувствие человека довольно хорошо изучено, но неясно как этот присутствующий в условиях стресс-фактор, в частности, влияет на работу сенсорного оборудования (экрана).

Цель данного исследования: выявить в какой степени размер, тип применяемой технологии сенсорного экрана и расположение TSC влияют

на выполнение пилотами определенных задач, информационную загрузку и на степень утомляемости пилотов с помощью авиационного тренажера средней точности при различных уровнях турбулентности.

Результаты исследования показывают, что место расположения дисплея, размер дисплея и тип сенсорной технологии могут оказывать влияние на качество выполнения задания с точки зрения скорости и точности ввода данных, особенно в условиях влияния турбулентности. В целом, как представляется, наличие большего количества проблем и вопросов, связанных с выполнением работ на дисплеях верхнего и консольного расположений, с дисплеем среднего размера (возможно, ввиду малых размеров виртуальных кнопок) и с экраном, разработанным по РСАР технологии. Однако имеется много особенностей, описанных ниже, которые указывают, что сделанные общие выводы не являются окончательными, то есть имеют некоторые ограничения.

1. Чем больше размер виртуальных кнопок сенсорного экрана, тем меньше ошибок допускается при вводе данных, что справедливо для всех расположений дисплеев, за исключением верхнего, где размер кнопок никакого влияния не оказывал на количество ошибок.

2. Панорамирование карты маршрута осуществлялось быстрее при использовании РСАР дисплея в отличие от времени работы с резистивным дисплеем, однако на большом экране, независимо от его технологии его изготовления, выполнение задания требует меньше времени, чем на экране среднего размера.

3. Резистивная сенсорная технология показала более высокую производительность (скорость отработки данных) при работе с экраном среднего размера, в то время как технология сенсорного экрана на производительность большего дисплея никакого влияния не оказывала.

4. При вводе данных с помощью сенсорного экрана корневого расположения и экрана, интегрированного в переднюю панель, количество допущенных ошибок было меньше, чем при вводе с помощью экранов консольного и верхнего расположений.

5. Применение сенсорных органов управления (независимо от их технологии изготовления) верхнего расположения считается недопустимым.

В заключение следует отметить, что место расположения сенсорных дисплеев, их размер и принцип работы оказывают влияние на качество выполнения задания, когда сенсорные органы управления интегрированы в панель кабины самолета. Разработчикам следует тщательно рассмотреть вопрос об использовании сенсорных экранов консольного и верхнего расположений с учетом их сильного влияния на физическую нагрузку, степень утомляемости и качество выполнения работы и насколько могут усугубиться данные проблемы при воздействии турбулентности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Интернет сайт журнала IEEE [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.ieee.org/index.html> (дата обращения 17.11.2015).
2. Асмаков С. В. Многообразие сенсорных дисплеев / С. В. Асмаков // Компьютер Пресс. – 2010. – № 8. – С. 60–67.
3. Проекционно-емкостные сенсорные панели Zytronic [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.konkurel.ru/zytronic/index.php> (дата обращения 05. 11.2015).
4. Мухин И. А. Сенсорные экраны – решение проблем / И. А. Мухин // BROADCASTING Телевидение и радиовещание. – 2006. – № 7. – С. 64–66.

ОБНАРУЖЕНИЕ СДВИГА ВЕТРА С ПОМОЩЬЮ БОРТОВОЙ МЕТЕОНАВИГАЦИОННОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ

Двужильная Д. А.

Лежанкин Б. В.

(научный руководитель)
lezhbor@mail.ru

*Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Повышение безопасности полетов ВС ГА возможно путем расширения функциональных возможностей бортовой метеонавигационной радиолокационной станции за счет обнаружения сдвига ветра и своевременного оповещения экипажа о месте и величине интенсивности этого явления.

Сдвига ветра (СВ) – метеорологического явления, отнесенного к категории опасных внешних воздействий в виду ряда катастроф, причиной которых признано исключительно это явление. Кроме того, актуальность проблемы обеспечения безопасности полетов в условиях СВ в последнее время объясняется возросшей интенсивностью воздушных перевозок, снижением допустимых погодных минимумов, расширением географии полетов, что увеличивает вероятность столкновения с сильным СВ. Катастрофа Boeing 707 произошедшая 30 января 1974 года у аэропорта Паго-Паго. Снижение происходило ночью в условиях тропического ливневого дождя и сильных ветров. Экипаж не уследил за вертикальной скоростью, из-за чего в километре от аэропорта самолёт упал в джунгли и разрушился рис. 1.



Рисунок 1 – Катастрофа Boeing 707

На месте падения возник пожар, который уничтожил авиалайнер и убил 97 человек из 101 на борту. Комиссия пришла к заключению, что определяющим фактором в катастрофе стала погода. Высокая вертикальная скорость стала результатом попадания самолёта под воздействие сдвига ветра, в котором присутствовали горизонтальные и вертикальные воздушные потоки. В результате лайнер на самом деле стал уходить выше глиссады, что и попытался исправить экипаж, но был дезориентирован во время ночного полёта в дождь, над совершенно тёмной местностью. При этом экипаж не обращал внимание на показания приборов, в результате чего, в течение 15 секунд скорость снижения превышала максимально допустимую.

Сдвиг ветра это неожиданное и резкое изменение скорости и/или направления ветра на небольшом расстоянии в горизонтальной или вертикальной плоскости. Попадание в сдвиг ветра – очень динамичное событие, возникающее так неожиданно и резко, что даже опытные пилоты могут оказаться не в состоянии благополучно из него выйти. Попадание в сдвиг ветра может привести к опасному сближению с землёй, грубому приземлению или полному разрушению самолёта рис. 2.



Рисунок 2 – Сдвиг ветра

С точки зрения прогнозирования удобно классифицировать сдвиги ветра как неустойчивые и устойчивые.

Устойчивый сдвиг, который может быть связан с заметными температурными инверсиями на малых высотах, горными волнами, или обтеканием потоком препятствий, имеет тенденцию затрагивать определенный район, и сохраняется в течение относительно длительных периодов времени (измеряемых часами). Неустойчивый сдвиг ветра обуславливается конвективной облачностью и особенно грозами, обычно скоротечен (измеряется минутами), маломасштабен, перемещается с большой скоростью и обладает высокой интенсивностью.

Влияние сдвига ветра на полет воздушного судна основывается на том, что благодаря большой массе ($m = 50\text{--}200\text{т}$) самолет обладает высокой инерцией, которая препятствует быстрому изменению его путевой скорости, в то время как приборная («воздушная») скорость изменяется соответственно изменению ветра. Если бы самолет под действием изменений ветра мог мгновенно ускорять или замедлять свое движение относительно земной поверхности, проблемы сдвига ветра не существовало бы. В слое воздуха выше линии раздела наблюдается ветер скоростью 40 км/ч, ниже ее скорость ветра резко уменьшается до 10 км/ч. Приборная скорость самолета составляет 280 км/ч, а путевая соответственно 240 км/ч. При дальнейшем снижении самолета по глиссаде происходит резкое уменьшение скорости ветра. Приборная скорость самолета в этой точке резко уменьшается на величину изменения встречного ветра и становится равной 250 км/ч. Чтобы сохранить приборную скорость и положение на глиссаде, необходимо мгновенно увеличить путевую скорость самолета на 30 км/ч, однако в связи с инерцией самолета на это требуется значительное время (на восстановление 18–20 км/ч скорости без вмешательства пилота затрачивается 70–100 сек). Временное уменьшение приборной скорости вызовет резкое уменьшение подъемной силы и отклонение самолета вниз от глиссады рис. 3.

Взлёт в условиях сдвига ветра, не связанного с грозовой деятельностью, представляет гораздо меньшие затруднения, чем посадка, так как по мере разгона самолета его аэродинамические характеристики улучшаются.

В ходе анализа ситуаций воздействия СВ на ВС необходимо сформулировать действия экипажа для снижения его влияния. Если вы попали в сдвиг ветра после взлёта или при заходе на посадку необходимо сразу же проинформировать диспетчера. Эта информация поможет другим пилотам избежать или противодействовать сдвигу ветра. Рекомендуется сообщить на какую величину, и в какую сторону, менялась приборная скорость и возможно высота.



Рисунок 3 – Влияние сдвига ветра на полет воздушного судна

Для определения величины сдвига ветра в первом приближении во всех аэропортах проводятся шаропилотные измерения скорости и направления ветра на высоте 100 м и высоте круга. Зная ветер у земли и на высоте 100 м, можно определить среднюю величину и характер сдвига ветра и принять необходимое решение. Точное измерение параметров СВ возможно путем использования системы обнаружения маловысотного сдвига ветра (LLWSAS – Low Level Wind Shear Alerting System), которая предназначена для обеспечения безопасности полетов при осуществлении взлетно-посадочных операций. Измерения скорости и направления ветра по высотам обеспечиваются посредством применения профилометров лидарных ветровых (ПЛВ-300 и ИЛВ-5000). ПЛВ-300 является базовой компонентой первой российской системы обнаружения маловысотного сдвига ветра в ближней аэродромной зоне.

Устройство ПЛВ-300



Рисунок 4 – Профилометр лидарный ветровой ПЛВ-300



Рисунок 5 – Метеонавигационная радиолокационная станция

Принцип действия ПЛВ-300 заключается в том, что при распространении в атмосфере лазерного (зондирующего) сигнала с известной частотой происходит рассеяние (отражение) сигнала от частиц (аэрозоль, молекулы), увлекаемых ветровым потоком, вызывающее изменение частоты отраженного сигнала (доплеровский сдвиг).

ПЛВ-300 способен определять:

- вертикальную компоненту скорости ветра;
- горизонтальную компоненту скорости ветра;
- направление вектора скорости относительно направления на север;
- встречно/попутную составляющую скорости ветра относительно ВПП;
- вертикальный сдвиг ветра по продольной составляющей скорости ветра относительно направления ВПП.

Метод позволяющий измерять значения СВ на борту ВС реализуется путем использования МНРЛС. МНРЛС предназначена для использования на борту самолетов различного класса в составе комплекса бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) рис. 5. Обеспечивает: обнаружение гидрометеообразований и оценку их опасности для полета самолетов; обнаружение турбулентных зон в метеообразованиях; обнаружения зон опасных сдвигов ветра при взлете и посадке самолетов; навигационного ориентирования самолета по характерным наземным объектам.

МНРЛ обеспечивает работу в режимах «Метео», «Земля», «Контроль», «Сдвиг ветра». При работе в режиме обнаружения сдвига ветра МНРЛС обнаруживает области опасного сдвига ветра при выполнении взлета и посадки, формирует изображение опасных для полета зон сдвига ветра на экране индикатора, формирует световые и звуковые сигналы, а также речевые сообщения для оповещения экипажа об опасности, передает данные об опасности в СЭИ БРЭО.

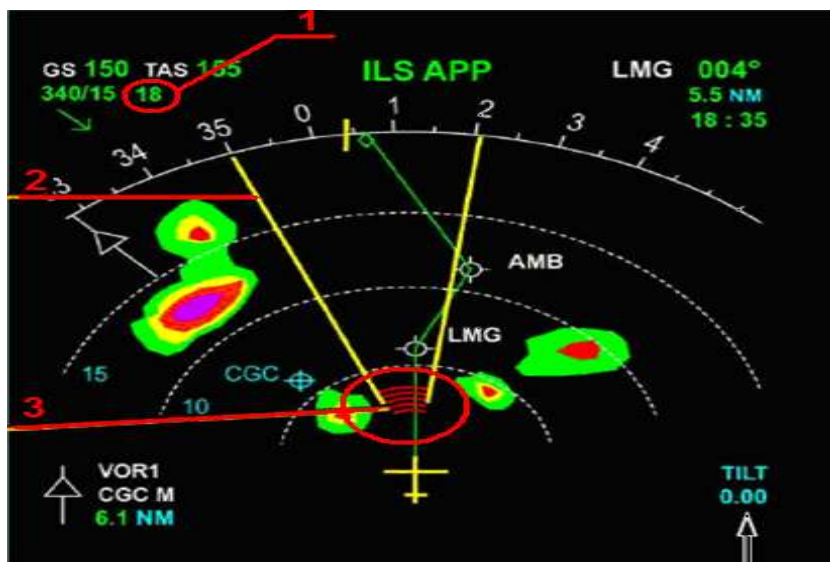


Рисунок 6 – Индикация СВ

Режим обнаружения сдвига ветра включается автоматически при высоте менее 700 м при любом положении переключателя режимов работы МНРЛС. На высоте более 700 м МНРЛС автоматически переходит в тот режим работы, который выбран переключателем режимов работы.

В режиме обнаружения сдвига ветра МНРЛ выдает сигналы оповещения о сдвиге ветра трех уровней:

- уровень 3 (сигнал предупреждающего оповещения);
- уровень 2 (сигнал предостерегающего оповещения);
- уровень 1 (сигнал сообщения) (рис. 6).

Поскольку сдвиг ветра опасен для полета, особенно при взлете и посадке, актуальной задачей является разработка систем обнаружения и предупреждения сдвига ветра. В основу обнаружения СВ положен принцип выделения доплеровских частот из отраженного от подвижных метеообразований сигнала, это явление напрямую связано с перемещением в пространстве объемов воздуха, содержащих микрочастицы. Задача сводится к измерению в каждом элементе разрешения по дальности (в канале дальности) доплеровской частоты и сравнению измеренных значений в соседних элементах. Если значения доплеровских частот отличаются, что соответствует разным скоростям перемещения воздушных масс в пространстве и это свидетельствует о СВ, а значение разности доплеровских частот – о величине СВ.

Важно также совершенствовать летную подготовку пилотов с помощью имитации сдвига ветра на тренажерных комплексах. Разработаны рекомендации по технике пилотирования, чтобы пилот мог восстановить нормальное положение ВС при встрече со сдвигом ветра. Проблема продолжает быть актуальной. Экипаж ВС не располагает 100%-но достоверной информацией о сдвиге ветра в районе аэродрома.

Динамика ВС при попадании в условия сдвига ветра зависит от многих факторов и в каждый момент полета предельные значения сдвига ветра, при которых возможен благополучный исход полета, могут меняться.

ЛИТЕРАТУРА

1. К. Г. Абрамович, А. А. Васильева. Руководство по прогнозированию метеорологических условий для авиации.
2. Международная организация гражданской авиации. Руководство по сдвигу ветра на малых высотах. Издание первое – 2005.
3. Сдвиг ветра [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://vmireneba.ru/articles/855-sdvig-vetra> (дата обращения 20.11.2015).
4. Википедия – свободная энциклопедия [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://ru.wikipedia.org/wiki> (дата обращения 20.11.2015).
5. Катастрофы Ту-154: почти сорок лет полётов, почти сорок лет падений – Алма-Атинская [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.chuchotezvous.ru/technogenetics-disasters/144/page-2.html> (дата обращения 20.11.2015).
6. Система обнаружения маловысотного сдвига ветра (LLWSAS – Low Level Wind Shear Alerting System) [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://bans-avia.ru/proekty/lidar#> (дата обращения 20.11.2015).
7. Спутниковая и ОЭС система навигации, посадки и мониторинга сигналов ГЛОНАСС/GPS (ЛККС-А-2000, ЛКС-А-2008, ЛККС-ЛОЦМАН) [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.nttaero.com/index.php/catalog> (дата обращения 20.11.2015).

СЕКЦИЯ
«АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ»

Председатель – к.т.н., доцент Попов Владимир Михайлович
Секретарь – к.т.н., доцент Чигвинцев Андрей Алексеевич

РАЗРАБОТКА АВТОМАТА ПЕРЕКАЧКИ ТОПЛИВА
ДЛЯ САМОЛЕТА АН-148

Кравченко А. В.
edelveys_93@mail.ru

Лайков М. И.
(научный руководитель)

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Топливная система является одной из самых важных на борту летательного аппарата. От правильной работы топливной системы зависит жизнь и безопасность пассажиров воздушного судна. Одним из критериев правильного функционирования является равномерная выработка топлива из баков. Устройство, отвечающее за это, называется автомат перекачки топлива. В статье рассматривается его разработка и принцип действия.

Топливная система (ТС) сконструирована для размещения, учета и подачи топлива к двигателям и ВСУ (вспомогательная силовая установка) самолета. Она включает в себя: топливные баки, предназначенные для хранения топлива, трубопроводы, топливные насосы, системы управления измерения топлива (СУИТ), системы измерения расхода топлива (СИРТ), дренажные системы топливных баков. Устройство топливной системы воздушных судов в целом схожи, но каждый тип имеет свои особенности. Рассмотрим топливную систему на примере самолета Ан-148 [1].

Топливная система самолета Ан-148 обеспечивает, помимо вышеперечисленных, следующие функции:

– выдачу необходимой информации о состоянии топливной системы экипажу на многофункциональные индикаторы (МФИ) и рекомендации по парированию отказов и неисправностей;

– выдачу информации в систему управления общим самолетным оборудованием (СУОСО), в бортовую систему технического обслуживания

(БСТО), в самолетный ответчик (СО-96) и в бортовое устройство регистрации (БУР-92);

– прием информации от информационного комплекса высотно-скоростных параметров (ИКВСП-148).

При вышеуказанных характеристиках в ТС Ан-148 отсутствует автомат перекачки топлива, устанавливаемый на самолетах подобного класса.

Автомат перекачки топлива – это устройство, предназначенное для ликвидации разности по массе топлива в крыльевых группах топливных баков путем включения перекачивающих насосов. На Ан-148 вместо автомата на самолете используется ручной способ включения перекачки топлива по магистрали кольцевания. Процесс открытия крана кольцевания происходит следующим образом: при возникновении рассогласования по количеству топлива более чем в 300 кг, СУИТ-148 подает информацию на МФИ, отображая это соответствующей светосигнализацией. После чего экипаж производит открытие крана кольцевания путем нажатия кнопки «КРАН КОЛЬЦ» [2]. Несмотря на простоту и дешевизну исполнения подобный способ перекачки топлива занимает внимание пилота, что в экстренной ситуации может быть немаловажным.

С целью улучшения эксплуатационных характеристик предлагается автомат перекачки топлива (АПТ-148). АПТ-148 предназначен для открытия и закрытия крана кольцевания при достижении рассогласования по топливу в крыльевых баках в 100 кг. Его параллельная (ручному режиму) установка позволяет открыть кран кольцевания даже в случае неисправности АПТ-148.

АПТ-148 включает в себя:

- устройство сравнения (УС), построенное на разностных усилителях;
- электронный ключ (ЭК), построенный на биполярном транзисторе.

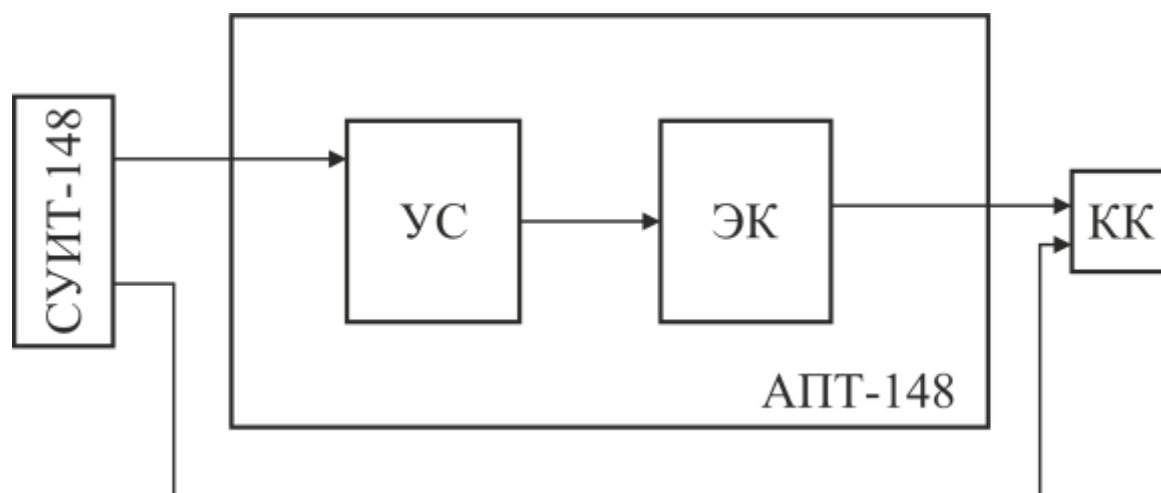


Рисунок 1 – Структурная схема АПТ-148

АПТ-148 работает следующим образом – электрический сигнал с групп топливных датчиков поступает в УС. После достижения электрического сигнала, эквивалентного рассогласованию в 100 кг, выходной сигнал усиливается до 5 В постоянного тока и подается на базу транзистора ЭК. После того как транзистор откроется, 27 В поступает на кран колецевания, открывая его, что обеспечивает перекачку топлива [3].

Таким образом, внедрение предложенной системы приведет к снижению нагрузки на летный состав самолета, улучшению эксплуатационных характеристик воздушного судна, повышению надежности и безопасности полетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Коллектив авторов. Руководство по технической эксплуатации Ан-148. – Раздел 28.
2. Википедия [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Ан-148> (дата обращения 10.11.2015).
3. Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.ssau.ru/resources/ump/schemo/1/> (дата обращения 10.11.2015).

ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ САМОЛЕТНЫХ ДЕМПФЕРОВ В СРЕДЕ MATHCAD

Гамаюнова К. Н.
singlelife@yandex.ru

Диль В. Ф.
(научный руководитель)

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В статье рассматривается вопрос о разработке лабораторной работы по исследованию самолётных демпферов в программе Mathcad с визуализацией положения самолёта в программной среде Unity3D.

ВВЕДЕНИЕ

Демпфер является необходимым устройством системы автоматического управления воздушных судов.

На всех современных самолётах используются демпферы. Их применение вызвано ухудшением аэродинамической устойчивости из-за малой площади оперения, связанной с увеличением высот и скоростей полета.

1 ОПИСАНИЕ ИССЛЕДОВАНИЙ ДЕМПФЕРА

Для выполнения исследований демпфера используются математическая модель продольного короткопериодического управляемого движения самолёта [1]:

$$\begin{cases} (p + a_{m_z}^{\omega_z})\omega_z + (a_{m_z}^{\dot{\alpha}} p + a_{m_z}^{\alpha})\alpha = -a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B \\ -\omega_z + (p + a_y^{\alpha})\alpha = 0 \\ \delta_B = W_{дi} \omega_z \end{cases} \quad (1)$$

Все выбранные коэффициенты соответствуют выбранному режиму полёта, определяемому высотой и скоростью полета.

Передаточные функции демпферов $W_{дi}$, $i=1,2,3$, при различных законах управления, выглядят следующим образом [2]:

$$\begin{aligned} W_{д1}(p) &:= k_{B\omega Z}, \\ W_{д2}(p) &:= k_{B\omega Z} \cdot \frac{T_{1д}}{T_{1д} \cdot p + 1}, \\ W_{д3}(p) &:= k_{B\omega Z} \cdot \left(\frac{T_{1д} \cdot p}{T_{1д} \cdot p + 1} + k_1 \right), \\ W_{д0}(p) &:= 0. \end{aligned} \quad (2)$$

Передаточная функция $W_{д0}(p)$ соответствует отсутствию демпфера.

Исследование свойств демпфера осуществлялось с помощью программы Mathcad при различных законах управления воздушным судном. Результаты исследования представлены на рис. 1, 2, 3, на которых представлены графики изменения угловой скорости и угла тангажа, положения руля высоты при различных законах управления.

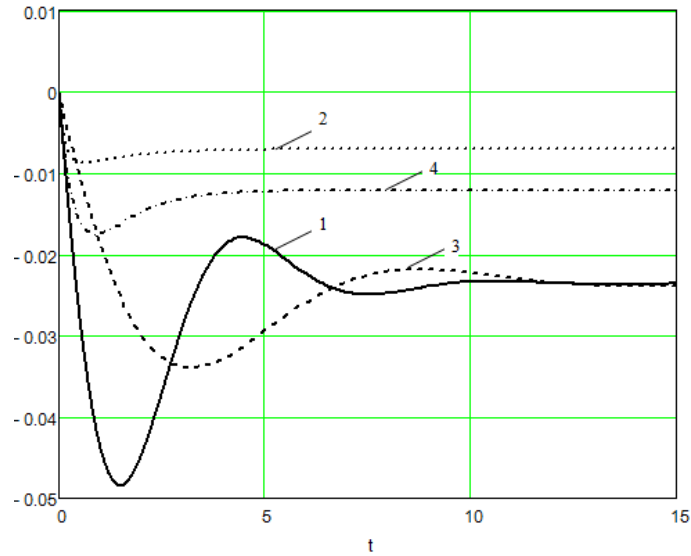


Рисунок 1 – Графики изменения угловых скоростей ВС при различных законах управления демпфера: 1 – $\omega_{z0}(t)$ – угловая скорость при отсутствии демпфера; 2 – $\omega_{z1}(t)$ – угловая скорость при первом законе управления; 3 – $\omega_{z2}(t)$ – угловая скорость при втором законе управления; 4 – $\omega_{z3}(t)$ – угловая скорость при третьем законе управления

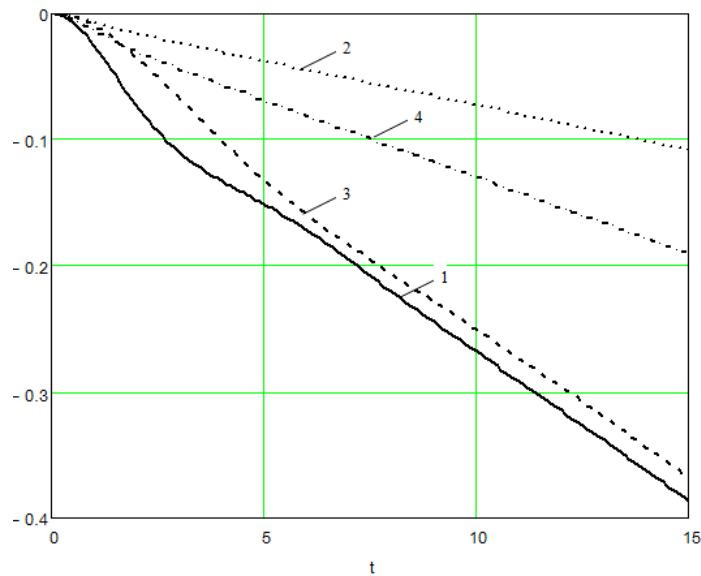


Рисунок 2 – Графики изменения угловых тангажа при различных законах управления демпфера: 1 – $v_0(t)$ – угол тангажа при отсутствии демпфера; 2 – $v_1(t)$ – угол тангажа при первом законе управления; 3 – $v_2(t)$ – угол тангажа при втором законе управления; 4 – $v_3(t)$ – угол тангажа при третьем законе управления

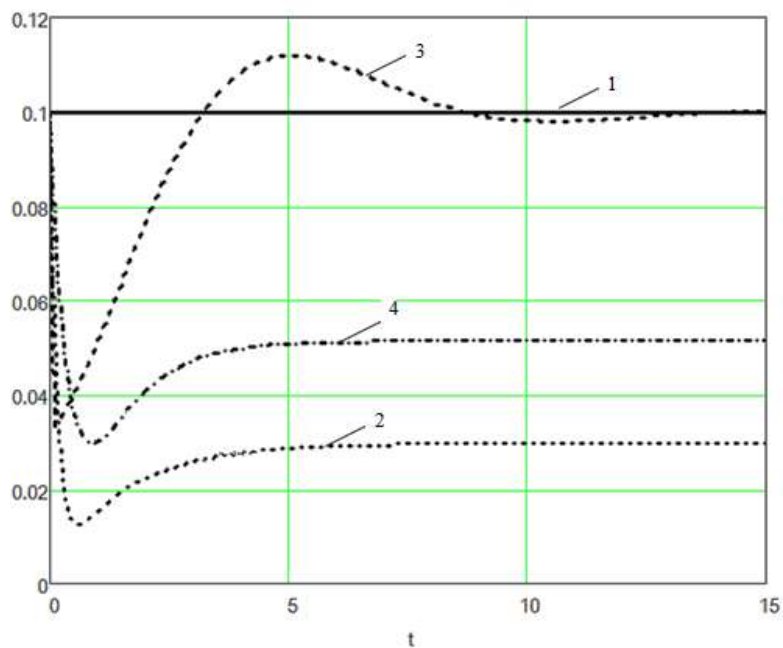


Рисунок 3 – Графики изменения положения руля высоты при различных законах управления демпфера: 1 – $\delta_{B0}(t)$ – положения руля высоты при отсутствии демпфера; 2 – $\delta_{B1}(t)$ – положения руля высоты при первом законе управления; 3 – $\delta_{B2}(t)$ – положения руля высоты при втором законе управления; 4 – $\delta_{B3}(t)$ – положения руля высоты при третьем законе управления

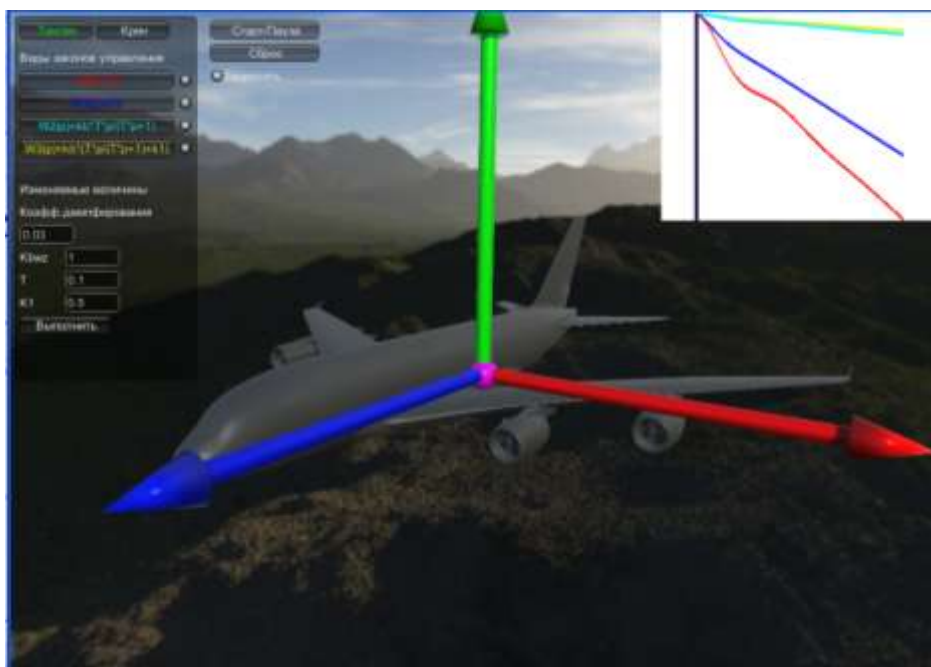


Рисунок 4 – Кадр визуализации

Для лучшего восприятия информации в программной среде Unity3D, была создана программа визуализации движения воздушного судна, управляемого демпфером, что позволило более реально представить его движение в пространстве.

В процессе исследования осуществлялось варьирование законов управления демпфера, коэффициентов демпфирования и коэффициентов, описывающих свойства летательного аппарата.

На рис. 4 представлен кадр визуализации программы.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Результаты исследования подтверждают свойства демпфера – улучшать динамические характеристики самолёта. Графическое представление информации облегчает восприятие динамики движения самолёта.

Обучение студентов способам самостоятельного представления вербальной учебной информации в графической форме способствует увеличению темпа мышления, формированию умения работать с большими объемами учебной информации, а также концептуально структурировать и упорядочить полученные знания. Визуализация динамики движения самолёта помогает не только эффективному усвоению студентами соответствующей информации, но и активизирует их познавательную деятельность, развивает у них способность связывать теорию с практикой, формирует навыки визуальной культуры, воспитывает внимание и аккуратность; повышает интерес к учению.

Таким образом, использование программ численного моделирования типа Mathcad и визуализации Unity3D является одним из наиболее перспективных направлений повышения эффективности анализа и представления информации, что способствует повышению успеваемости студентов и улучшению качественного уровня выпускника вуза.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьёв В. Г. Автоматическое управление самолётом / В. Г. Воробьёв, С. В. Кузнецов. – М: «Транспорт», 1995. – 448 с.
2. Васильев А. Н. Mathcad 13 на примерах / А. Н. Васильев. – СПб., 2007. – 528 с.
3. Unity3D Видеоуроки /unitytechnologies/

МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ И ОТОБРАЖЕНИЯ ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ НА СОВРЕМЕННЫХ ВС

Равоткина И. К.

ravotkina20@mail.com

Махмудов Р. Ф.

(научный руководитель)

*Цикловая комиссия авиационного оборудования
Курсановский филиал МГТУ ГА
(г. Курсанов)*

В данной статье рассматриваются методы измерения и отображения высотно-скоростных параметров на современных воздушных судах Russian Regional Jet-95B (RRJ-95B) (Sukhoi Superjet-100) (SSJ-100).

ВВЕДЕНИЕ

Безопасность полетов представляет собой состояние авиационной транспортной системы, при котором риск причинения вреда лицам или нанесения ущерба имуществу снижен до приемлемого уровня и поддерживается более низким уровнем посредством непрерывного процесса выявления источников опасности и контроля фактов риска [1, 2, 6].

Развитие гражданской авиации характеризуется повышением безопасности и регулярности полетов [1, 2, 6].

Знание пилотом таких важных параметров, как высота и скорость полета, обеспечит безопасное пилотирование ВС [2, 6] из одного пункта в другой по оптимальной траектории в установленное время.

Если экипаж с требуемой точностью в любой момент полета имеет данные о том, с какой скоростью ВС летит и на какой высоте находится, то он сумеет точно провести самолет по заданному маршруту. Для этого информация о высотно-скоростных параметрах предоставляется экипажу на многофункциональных индикаторах системы электронной индикации (СЭИ) и резервных пилотажных приборах, а так же поступает в различные самолетные системы, например в вычислительную систему самолётовождения (ВСС), многоканальную систему регистрации параметров (МСРП) [1, 2, 3, 5, 6].

1 ВЫСОТА ПОЛЁТА И МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТ ПОЛЁТА

Высотой полета называется расстояние до самолета, отсчитанное по вертикали от некоторого уровня, принятого за начало отсчета [1, 2, 4, 6].

Знание высоты полета необходимо для выдерживания заданного профиля полета, решения некоторых задач самолетовождения и обеспечения безопасности полета. Высоту полета принято измерять в метрах или в футах.

Различают три высоты полета (рис. 1): абсолютную – высоту относительно уровня моря; относительную – высоту относительно какого-либо места, например, аэродрома взлета или посадки; истинную – высоту над пролетаемой местностью [1, 2, 3].

Известны следующие методы измерения высоты полета: барометрический, радиотехнический, инерциальный, ионизационный [1, 2, 6].

Барометрический метод основан на зависимости между абсолютным давлением в атмосфере и высотой. В этом методе измерение высоты сводится к измерению абсолютного давления с помощью барометра [2, 3, 6].

Радиотехнический метод определения высоты основан на измерении промежутка времени прохождения радиосигналом пути от самолета до земли и обратно до самолета. На этом же принципе измерения времени прохождения отраженным лучом основаны оптические методы измерения высоты [1, 2, 6].

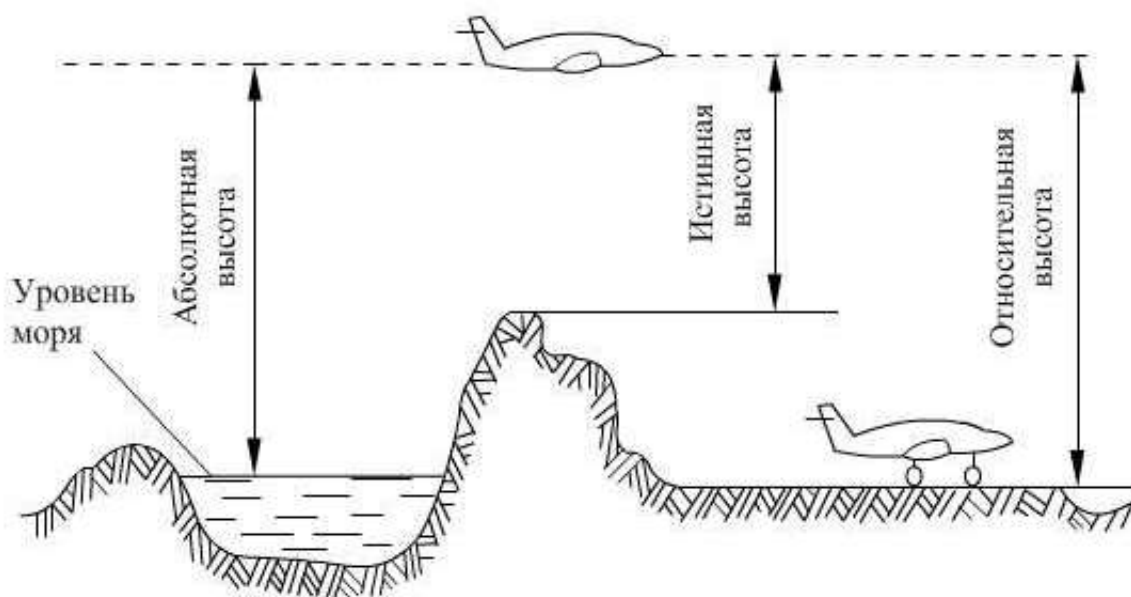


Рисунок 1 – Виды высот полета

Инерциальный метод измерения высоты полета основан на измерении вертикальных ускорений самолета и двойном интегрировании этих сигналов [1, 2, 3].

Ионизационный метод измерения высоты полета основан на зависимости ионосферной ионизации атмосферы от расстояния до Земли [1, 2, 3].

На высотах 20–80 км степень ионизации воздуха возрастает с увеличением высоты.

Наибольшее распространение получили барометрический и радиотехнический методы. Перспективными являются приборы, основанные на комплексировании барометрического, радиотехнического и инерционного методов измерения высоты [2].

2 СКОРОСТЬ ПОЛЁТА И МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ СКОРОСТЕЙ ПОЛЁТА

Скорость полета самолета измеряют относительно воздушного потока и относительно поверхности земли. Причем рассматривают как горизонтальную, так и вертикальную составляющие скорости [2]. Различают истинную скорость – скорость полета самолета относительно воздушного потока, приборную (индикаторную) скорость – скорость полета самолета относительно воздушного потока у земли при таком же динамическом давлении (скоростном напоре) как на данной высоте, и путевую скорость – скорость полета самолета относительно поверхности земли [1, 2]. Путевая скорость равна геометрической сумме горизонтальных составляющих истинной скорости и скорости ветра [2]. Безразмерной характеристикой скорости полета самолета является число M , равное отношению истинной воздушной скорости к скорости звука [3].

Приборы, предназначенные для измерения приборной скорости, называются указателями приборной скорости, а приборы, определяющие истинную скорость, указателями истинной скорости. Часто применяются комбинированные указатели скорости (КУС), сочетающие в себе оба выше названных. Приборы, предназначенные для измерения числа M , называются M -метрами или указателями числа M [1, 2].

Известно несколько методов измерения скорости полета самолета. Среди них следует отметить аэродинамический, доплеровский и инерциальный [1, 2, 3, 5].

Аэродинамический метод измерения скорости полета основан на измерении динамического давления скоростного напора воздуха, функционально связанного со скоростью полета. Этот метод положен в основу большинства существующих указателей приборной (индикаторной) скорости и истинной скорости, а также указателей числа M [2, 6, 7].

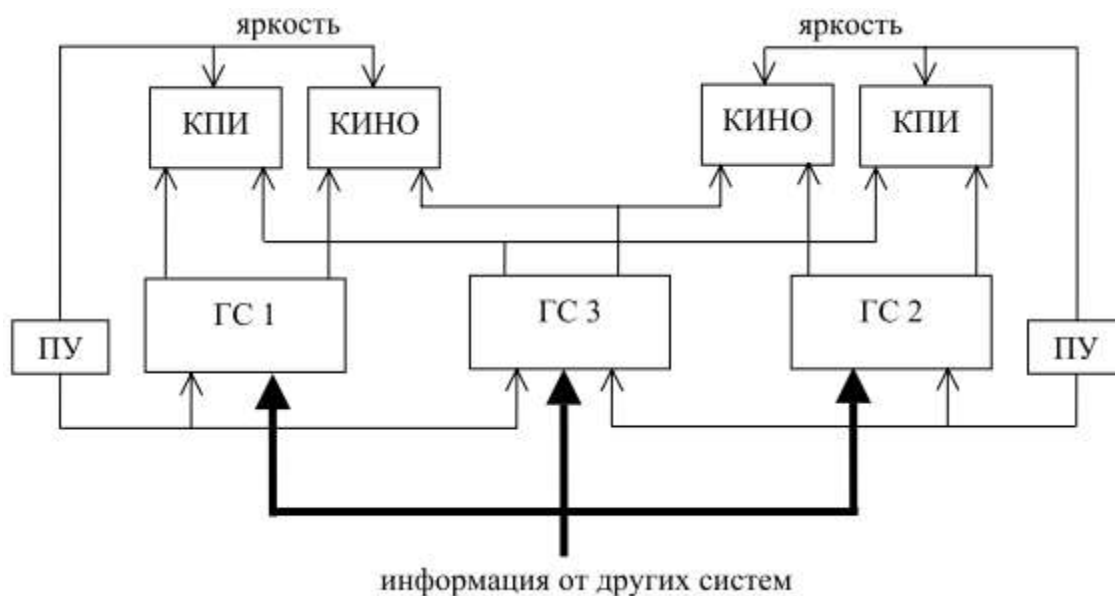


Рисунок 3 – Структура системы электронной индикации: ПУ – пульт управления, ГС – генератор символов, КПИ – комплексный пилотажный индикатор, КИНО – комплексный индикатор навигационной обстановки

У каждого пилота имеется два индикатора. На экране одного индицируется пилотажная информация, на экране другого – навигационная.

Конкретный состав информации на экране может изменяться в зависимости от этапа полета и от того, что в данный момент интересует пилота. Для выбора изображения на индикаторах у каждого пилота есть пульт управления. Каждый из двух основных генераторов символов управляет парой индикаторов, третий генератор символов – резервный, он участвует в работе системы только при отказе одного из основных.

СЭИ самолета RRJ-95В приведена на рис. 4. Пилотажная информация отображается на индикаторах PFD (Primary Flight Display – индикатор основной полетной информации).



Рисунок 4 – Приборная доска ВС RRJ-95В

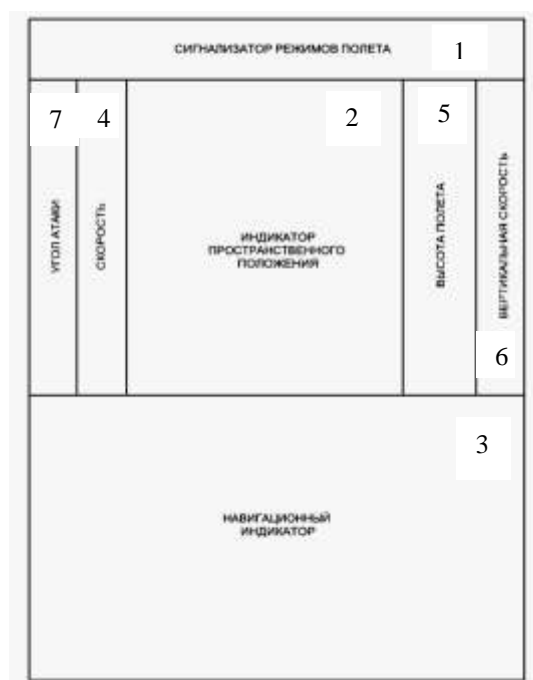


Рисунок 5 – Изображение зон формата PFD

Изображение формата Primary Flight Display – Индикатор основной полетной информации (PFD) – поделено на семь зон (рис. 5):

- 1 – зона сигнализатора режимов полёта;
- 2 – зона индикатора пространственного положения;
- 3 – зона навигационного индикатора;
- 4 – зона скорости полёта;
- 5 – зона высоты полёта;
- 6 – зона вертикальной скорости;
- 7 – зона угла атаки.

Знание высоты и скорости полета необходимо для решения задач самолетовождения и обеспечения безопасности полета. В настоящее время на современных ВС используются информационные комплексы высотно-скоростных параметров, в которых первичная информация выдается датчиками в цифровой или частотной форме, а решение уравнений осуществляется специализированной или универсальной вычислительной системой самолетовождения ВСС.

ЛИТЕРАТУРА

- 4. Датчики высоты полета [Электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://userdocs.ru/astromoiya/19950/index.html> (дата обращения 17.11.2015).

5. Датчики высоты полета [Электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://window.edu.ru> «Авиационные приборы» (дата обращения 17.11.2015).
6. Библиотека [Электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://bib.convdocs.org> (дата обращения 17.11.2015).
7. Датчики измерения скорости полета [Электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.studfiles.ru/dir/cat34/subj1118/file8168/view78323.html> (дата обращения 17.11.2015).
8. Руководство по технической эксплуатации ВС RRJ-95B (SSJ-100). Раздел 31 «Приборное оборудование».
9. Руководство по летной эксплуатации ВС RRJ-95B (SSJ-100).
10. Молоканов Г. Ф. «Самолетовождение». Ч. 1. Геотехнические средства самолетовождения и их применение // Г. Ф. Молоканов. – М., 1972.
11. «Наставление по технической эксплуатации и ремонту авиационной техники в гражданской авиации», НТЭРАТ ГА-93 приказ ДВТ Министра РФ от 20 июня 1994г с изменениями от 30 ноября 1995г.

ТЕХНОЛОГИЯ СБОРКИ И РЕГУЛИРОВКИ ГИБРИДНЫХ ИНТЕГРАЛЬНЫХ СХЕМ МИКРОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ НА ПРИМЕРЕ УСИЛИТЕЛЯ НИЗКОЙ ЧАСТОТЫ УНЧ-014

Игнатъева М. П.

Кивокурцев А. Л.
(научный руководитель)
kivokurtsev_al@mail.ru

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Представлен краткий обзор гибридных интегральных схем УНЧ-014. Особое внимание уделяется технологии сборки и регулировки гибридных интегральных схем микросхемной аппаратуры, оборудование рабочего места, инструменты, приспособления, основные детали и материалы, основные технологические операции сборки изделия, аппаратура и основные технологические операции регулировки.

Усилитель низкой частоты УНЧ-014 (6С2.032.014) предназначен для применения в усилительных устройствах в качестве каскада предварительного усиления сигналов, характерных для изделий авиационной техники, рассчитан на эксплуатацию в условиях повышенной жесткости. Внешний вид УНЧ-014 представлен на рис. 1 [4].

Усилителем называется устройство, которое позволяет получить электрические колебания большей мощности, чем мощность колебаний, управляющих его работой. Получаемая от усилителя энергия электрических колебаний создается за счет расхода энергии источника питания усилителя. Преобразователем энергии постоянного тока источника питания в энергию усиленных колебаний служит электронная лампа или транзистор, которые управляются усиливаемыми колебаниями.

Зажимы усилителя, к которым подводятся управляющие колебания, называются входными зажимами, или входом усилителя. Источник усиливаемых колебаний создает на входе переменное напряжение с амплитудой U_{m1} . Для источника усиливаемых колебаний сам усилитель представляет собой некоторое сопротивление $R_{вх}$, называемое входным сопротивлением усилителя [4].

Основные материалы: клей ЭК-9, клей ЭК-115Т (допускается клей ЭКПТ-1 с наполнителем тальк), провода, трубки, склеивающие ленты, пленка, припой.

Вспомогательные материалы: бязь, спирто-нефрасовая смесь 1:1, флюс, краска.

Сборочные единицы (детали):

- плата 9ЯЭ. 102. 010;
- прочие изделия 2Д103А1 диод;
- конденсаторы с1, с3, с4;
- резистор Р10;
- стабилитрон Д2;
- транзистор ПП1.



Рисунок 1 – Усилитель низкой частоты УНЧ-014

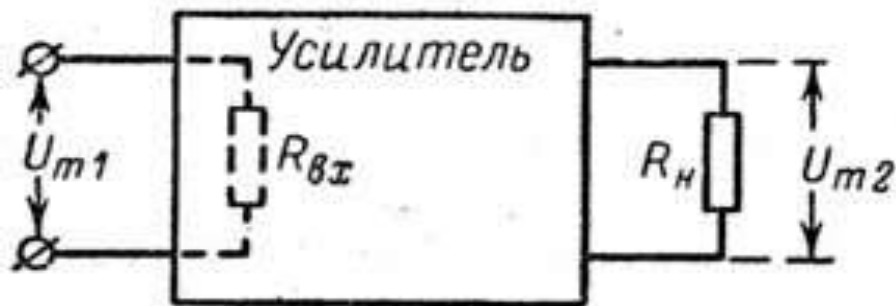


Рисунок 2 – Структурная схема включения усилителя

Аппаратура:

- электрообжигалка;
- электrolудилка;
- электропаяльник;

Подготовка к работе:

- обработка рук формалином (утром и после обеда);
- заземление (подключение к столу);
- диодный браслет.

Основные технологические операции сборки и регулировки изделия:

- отрезка ленты;
- проверка радиоэлементов;
- правка;
- обрезка;
- лужение (электrolудилка 09-0262);
- изолирование элементов;
- маркирование;
- склеивание;
- гибка;
- конечная проверка работоспособности.

Проверка на виброустойчивость на вибростенде: проверка с использованием частот от 5 Гц до 300 Гц с ускорениями до 10 g и амплитудами до 1 мм.

Проверка на ударную устойчивость: проверка с ускорениями до 12 g и длительностью амплитуд 20–50 мс [1, 2, 3, 5, 6].

Важным показателем гибридных интегральных схем УНЧ-014 является их сборка и регулировка, так как от этого зависит качество всех изделий в целом. Чем качественнее прошла сборка и регулировка, тем качественнее будет изделие в целом. Поэтому для того, чтобы качественно произвести сборку и регулировку, надо не только изучить всю техническую документацию, но и с полной серьезностью относиться ко всей работе.

ЛИТЕРАТУРА

1. Техническое описание (сборка УНЧ-014). – Москва, 2012.
2. Техническое описание и монтаж УНЧ-014. Серия 2. – Москва, 2012.
3. Техническое описание (текстолитовая плата, обработка в гальванических ваннах). Рыльск, 2000.
4. Доброленский Ю. П. Авиационное оборудование / Ю. П. Доброленский – М.: Военное издательство, 1989. – 248 с.
5. КИП Комплект Сервис: Авиационное метрологическое оборудование [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://kip.tatar> (дата обращения 17.11.2015).
6. Ту-154 Б. Технологические указания по выполнению регламентных работ – 2003.

ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИИ ПРОВЕРКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СТАТИЧЕСКОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ПТС-800

Кирносов А. Н.

Кивокурцев А. Л.
(научный руководитель)
kivokurtsev_al@mail.ru

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Представлен краткий обзор технологии проверки работоспособности статического преобразователя (ПТС-800). Особое внимание уделяется проверке работоспособности преобразователя. В статье представлены краткие сведения по проверке работоспособности ПТС-800.

Преобразователь трехфазный статический предназначен для преобразования постоянного тока напряжением 27 В в переменный трехфазный ток с силовой нейтралью напряжением 115В (фазное), частотой 400 Гц.

Далее в табл. 1 представлены основные технические и эксплуатационные характеристики статического преобразователя.

Таблица 1 – Основные технические характеристики ПТС-800

Основные технические и эксплуатационные характеристики	численное значение характеристики
Напряжение на входе, В	27 постоянного тока
Напряжение на выходе, В	115 переменного тока
Число фаз на выходе	3
Частота на выходе	400
Выходная мощность, В•А	800
Коэффициент мощности (индуктивный)	0,8
КПД, не менее	0,67
Режим работы	продолжительный
Основное положение на объекте	горизонтальное
Масса ПТС-800 с амортизационной рамой, кг	15
Масса ПТС-800 без амортизационной рамы, кг	14
Габаритные размеры, мм	418x200x260
Ресурс	6 лет или 1500 часов

Преобразователь используется в качестве вторичного источника питания в бортовых системах электроснабжения и в частности служит для питания пилотажно-навигационной аппаратуры. Преобразователь устанавливают на амортизационную раму. Основные элементы преобразователя – блоки управления и питания, стабилизатор напряжения, задающий генератор, инверторы, трансформаторно-фильтрующее устройство, электровентилятор, фильтры радиопомех [1, 2, 3].

Форма кривой выходного напряжения – синусоидальная. Преобразователи выдерживают кратковременную (до 5 мин) перегрузку по току, равную 25% номинального значения. Преобразователи имеют защиту от коротких замыканий в цепи нагрузки. После окончания короткого замыкания преобразователи восстанавливают свои выходные параметры.



Рисунок 1 – Внешний вид ПТС-800

Проверка прибора ПТС-800 осуществляется на стенде проверки 2.88-157-00.0000. Проверяется ПТС на холостом ходу, измерения производятся выносными приборами. Мощность источника не менее 6 кВт. Качество энергии по ГОСТ 19705-74.

Алгоритм проверки ПТС-800:

- соединить ПТС со стендом проверки;
- установить положение «200 В» переключатель Б20, и по вольтметру на контактах источника питания напряжения 24 В;
- включить преобразователь и по вольтметру установить 24 В;
- измерить фазное напряжение, частоту и проверить чередование фаз, работоспособность электровентилятора;
- аналогично провести измерения на напряжении 29,4 В.

Преобразователь годен и устанавливается на ВС если:

- выходные напряжения находятся в пределах 110–125 В;
- частота находится в пределах 394–406 Гц;
- чередование фаз правильное-горит лампочка Л 1 с надписью «Верно»;
- крыльчатка вентилятора вращается [1, 2].

В ходе технологической практике изучены особенности технологии проверки работоспособности ПТС-800. Проверка осуществляется на стенде проверки, в полном соответствии с техническим процессом, отступить от которого нельзя. Необходимо четко действовать в соответствии с алгоритмом проверки, иначе можно вывести прибор из строя.

ЛИТЕРАТУРА

1. Технологический процесс по проверке работоспособности электрооборудования воздушных судов.
2. Технический регламент авиационных приборов.
3. Доброленский Ю. П. «Авиационное оборудование», 1989.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ БЛОКА ИМИТАТОРА ПРИВОДА ДЛЯ КОНТРОЛЯ НА СТЕНДЕ ПРОДОЛЬНОГО КАНАЛА АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ШТУРВАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ АСШУ-204 САМОЛЁТА ТУ-204-300

Татарина А. А.

Голованов И. Г.
(научный руководитель)

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Рассмотрен вопрос о применении блоков имитаторов рулевых приводов на стенде по проверке комплекта АСШУ-204. Это позволяет снизить трудозатраты по выполнению работ, снизить их стоимость выполнения и экологическую нагрузку на человека из-за агрессивности гидравлического масла.

Ужесточение требований к характеристикам устойчивости и управляемости современного воздушного судна (ВС) и, как следствие, усложнение законов управления, привели к необходимости реализации систем автоматического управления (САУ) на микропроцессорной технике.

В последнее время наблюдается тенденция к постепенной утрате самостоятельной роли задачи автоматического управления и стабилизации угла тангажа [1]. Это обусловлено переходом к непосредственному автоматическому управлению продольным движением центра масс самолета, которое обеспечивают контуры управления углом тангажа и нормальной перегрузки. Управление движением центра масс самолета через контур нормальной перегрузки имеет ряд преимуществ, но эта задача может решаться только автоматическими средствами, так как режима ручного управления нормальной перегрузкой по приборам не существует.

На самолёте ТУ-204-300 данное управление обеспечивает автоматизированная система штурвального управления (АСШУ-204). На рис. 1 представлена структурная схема цифроаналогового автопилота тангажа и нормальной перегрузки АСШУ-204[1].

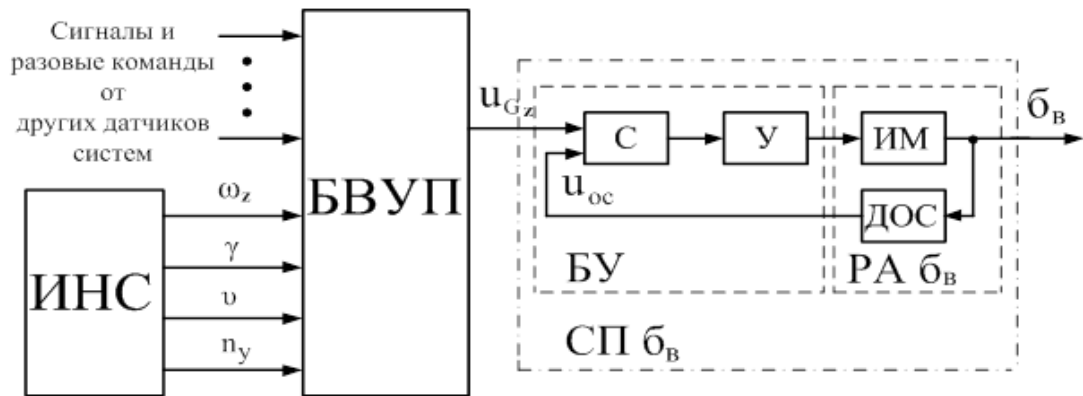


Рисунок 1 – Структурная схема цифроаналогового автоплота тангажа и нормальной перегрузки АСШУ-204

Датчиком текущих параметров движения самолета является инерциальная навигационная система ИНС, которая вырабатывает в виде последовательного биполярного кода сигналы, пропорциональные $\omega_z, \vartheta, \gamma, \Delta n_y$. Эти сигналы, а также сигналы и разовые команды от других датчиков и систем принимает цифровой блок вычислителя управления полетом БВУП, где формируются законы управления. Сервопривод обеспечивает перекладку руля высоты согласно работе управляющего сигнала. Управление ведётся совмещённое, т. е. и от автопилота, и от лётчика.

Рулевые агрегаты РА-86 ($РА_{\delta_g}$) имеют высокую надёжность и по статистике отказывают реже, чем блоки системы автоматического управления. Углубленная проверка работоспособности и поиск неисправности блоков выполняются на проверочном стенде АСШУ-204 [3, 4]. В этом случае вместо реального электрогидравлического рулевого агрегата РА-86 можно использовать блок имитатора привода (БИП-86). Это позволяет:

- не использовать агрессивные гидравлические масла в лабораториях для обеспечения технической безопасности (высокое давление в гидросистеме), пожаробезопасности (пары гидравлического масла горючи);
- не использовать специальные гидравлические станции, для создания рабочего давления в приводах;
- не снимать рулевые привода с воздушного судна для обеспечения работоспособности комплекта АСШУ-204 при проверке на стенде;
- снизить экологическую нагрузку на организм человека из-за вредности масел.

На рис. 2 представлена структурная схема блока имитатора привода БИП-86.

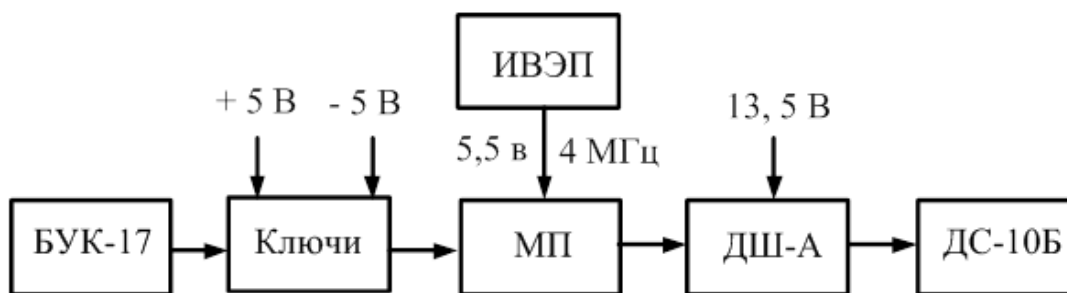


Рисунок 2 – Структурная схема блока имитатора БИП-86

Сигналы управления в БИП-86 поступают из блока коммутации и управления БУК-17 системы АСШУ-204. Электронные ключи в зависимости от полярности входного сигнала активизируют (коммутируют) схему управления микроконтроллера (МП) PIC16F83/84-4 и запускают программу управления шаговым двигателем ДШ-А [2]. Шаговый двигатель перемещает измерительное устройство датчика отклонения руля высоты ДС-10Б из комплекта АСШУ-204. Источник вторичного электропитания ИВЭП обеспечивает электропитание, контроллер PIC16F83/84–4напряжением 5,5 В и частотой 4 МГц. Электропитание шагового двигателя ДШ-А 13,5 В. На электронные ключи подаётся ± 5 В. Электропитание ИВЭП шагового двигателя ДШ-А и транзисторных ключей обеспечивается от электропитания стенда + 27 В, через делитель напряжения.

Данный имитатор привода может применяться и для бокового канала управления системой автоматического управления воздушного судна.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьёв В. Г., Кузнецов С. В. Автоматическое управление полётом самолётов: учеб. для вузов / В. Г. Воробьёв, С. В. Кузнецов – М.: Транспорт, 1995. – 448 с.
2. Абрамов В. М. Электронные элементы устройств автоматического управления: схемы, расчёт, справочные данные / В. М. Абрамов – М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. – 680 с.
3. Техническое описание и инструкция по эксплуатации АСШУ-204.
4. Контрольно-проверочная аппаратура. АСШУ-204. Техническое описание и инструкция по эксплуатации.

ЭЛЕКТРИЧЕСТВО И ЕГО ПРИМЕНЕНИЕ В АВИАЦИИ

Рыбаков А. Н.

Курилова И. С.

(научный руководитель)

*Сызранский филиал ВУНЦ ВВС «ВВА»
им. профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина»
(г. Сызрань, Самарская обл.)*

В статье рассматривается история развития самолетного электрооборудования, классификация бортовых систем электроснабжения и потребителей электроэнергии на воздушном судне, способы защиты источников и потребителей при нарушении нормального режима в системе электроснабжения.

Историю самолетного электрооборудования можно разделить на несколько этапов. Электрооборудование воздушных судов (ВС) по назначению отдельных его элементов подразделяют на три основные группы:

- источники, преобразователи электроэнергии и их пускорегулирующие устройства;
- системы передачи и распределения электроэнергии;
- потребители электроэнергии [1].

С развитием авиации все более распространенным становится применение на борту самолетов электрической энергии. Термин «авиационное оборудование» (АО) на современных летательных аппаратах (ЛА) объединяет большое количество разнообразных бортовых систем и комплексов.

Историю самолетного электрооборудования можно разделить на несколько этапов.

Первый этап (1869–1910 гг.) охватывает время от первых проектов и попыток использования электричества в авиации до начала практического применения его на самолетах. Первый проект самолетного электрооборудования разработал в 1869 г. выдающийся русский электротехник А. Н. Лодыгин. На его вертолете («электролете») предусматривался электрический движитель, комплекс электрооборудования, включавший аккумулятор, и изобретенные автором проекта лампы накаливания.

Второй этап (1910–1930 гг.) – этап формирования самолетного электрооборудования. На первых самолетах источником электроэнергии служил аккумулятор. Затем на отдельных самолетах появились и генераторы. Так, в 1912 г. для освещения, обогрева и радиосвязи на

бомбардировщике «Илья Муромец» был установлен генератор переменного тока (1000 Гц, 2 кВт); он был разработан под руководством В. П. Вологодина. С 1919 г. на самолетах стали применять постоянный ток напряжением 8 В.

Третий этап (1930–1945 гг.) характерен стремительным развитием самолетного электрооборудования, обусловленным быстрым совершенствованием поршневой авиации. В 1936 г. впервые в авиации на некоторых бомбардировщиках типа СБ была применена однопроводная система электроснабжения. Важной вехой в истории авиационного электрооборудования стал 1939 г. На бомбардировщике Пе-2 впервые в авиации широко был использован электропривод. В 1943 г. на самолетах широко стали применяться угольные регуляторы напряжения. В 1944 г. появились новые провода (типа БПВЛ) с хлорвиниловой изоляцией. К 1945 г. для авиации была разработана серия генераторов типа ГСР мощностью до 9 кВт, высотой до 15–18 км с охлаждением путем продува.

Четвертый этап (1946–1959 гг.) характеризуется широким практическим применением реактивных самолетов. Тяжелые самолеты продолжали выпускаться с поршневыми двигателями. К таким самолетам относится Ту-4 (1947 г.), для которого были разработаны новые системы электроснабжения и электропривода; электрические механизмы; осветительные устройства. В 1956 г. был создан первый в мире пассажирский реактивный самолет Ту-104. В середине 50-х годов появились надежные силовые кремниевые выпрямители, на базе которых началось производство бесщеточных генераторов переменного тока и статических преобразователей.

Пятый, современный, этап, начавшийся примерно с 1960 г., связан с ростом производства тяжелых реактивных самолетов, увеличением скорости, дальности и высоты полета. Для них в качестве основного был принят переменный трехфазный ток 208/120 В фиксированной частоты, разработаны принципиально новые бесконтактные генераторы трехфазного тока (серии ГТ), ППС и статические преобразователи рода тока. Новая система электроснабжения была осуществлена на самолете Ил-62, а затем и на других самолетах С. В. Ильюшина, А. Н. Туполева, П. О. Сухого. На легких и средних самолетах сохранились электрические системы постоянного тока со щеточными генераторами и преобразователями. К началу семидесятых годов на смену им пришли бесконтактные генераторы (серии ГСБК) с бесконтактной аппаратурой управления. Таким образом, продолжается совершенствование и систем постоянного тока, базирующееся на новой технической базе источников электроэнергии. В течение рассматриваемого этапа были созданы новые герметичные коммутационные и защитные аппараты; электромеханизмы

переменного тока; осветительные и светосигнальные устройства, система красного света в кабинах и маяки.

Электрооборудование воздушных судов (ВС) по назначению отдельных его элементов подразделяют на три основные группы:

- источники, преобразователи электроэнергии и их пускорегулирующие устройства;
- системы передачи и распределения электроэнергии;
- потребители электроэнергии.

В первую группу входят: генераторы постоянного и переменного токов; химические источники тока; преобразователи электрической энергии; выпрямители, трансформаторы, умножители напряжения и другие устройства; устройства для защиты генераторов от перенапряжений, перегрузок и обратных токов; устройства, обеспечивающие равномерное распределение активных и реактивных мощностей между параллельно работающими генераторами; регулирующая аппаратура, в которую входят регуляторы напряжения и частоты.

Состав второй группы включает в себя: электрическую сеть (различные провода и жгуты); аппаратуру управления, защиты и коммутации; аппаратуру распределительных устройств; монтажно-установочное оборудование (разъемы, распределительные устройства, пульты и др.); контрольно-измерительную аппаратуру.

В третью группу входят: осветительные и светосигнальные устройства; электропривод (электродвигатели, электромагниты и другие устройства, предназначенные для приведения в действие различных исполнительных механизмов ВС); противообледенительные и обогревательные устройства, холодильные установки; пусковые устройства для запуска авиационных двигателей; установки автоматического управления, вычислительные машины; средства связи и радиоаппаратура (навигационная и локационная); аппаратура аэрофотосъемки; электроприборы; системы электрозажигания [2].

Бортовые системы электроснабжения ВС разделяются на первичные, вторичные и резервные (аварийные).

Система электроснабжения называется первичной, если генераторы приводятся во вращение маршевыми двигателями, вторичной – если электрическая энергия в ней получается преобразованием электрической энергии первичной системы.

Резервной (аварийной) системой электроснабжения называется такая, в которой электрическая энергия получается от резервных источников; аккумуляторных батарей, генератора с приводом от вспомогательной силовой установки или ветряного двигателя.

Системы электроснабжения разделяются на следующие виды:

постоянного тока; переменного трехфазного (однофазного) тока постоянной частоты; переменного трехфазного (однофазного) тока переменной частоты. Выбор той или иной системы обусловлен многими факторами: назначением ВС, требованиями к качеству электрической энергии, требованиям по надежности, удобством эксплуатации, технико-экономическими показателями и др. Наименование системы электроснабжения присваивается по виду первичной системы.

В настоящее время в качестве типовых систем электроснабжения приняты: система трехфазного переменного тока постоянной частоты с номинальным напряжением $U = 200/115$ В и номинальной частотой $F = 400$ Гц. В качестве вторичной системы при этом используется система постоянного тока с $U = 27$ В. На многих типах самолетов используется вторичная система трехфазного переменного тока $U=36$ В и $F = 400$ Гц и первичная система постоянного тока с $U = 27$ В.

На ВС, эксплуатируемых в гражданской авиации, применяют системы электроснабжения, работающие как на постоянном, так и на переменном токах. На современных самолетах генераторы являются основными источниками электрической энергии. Генераторы постоянного тока применяются на малых и средних летательных аппаратах. На больших ЛА они, как правило, используются только для питания потребителей постоянного тока. В авиации широкое распространение получили генераторы серий ГСР, ГС и ГСК.

Все потребители электроэнергии на ВС можно разделить на четыре группы.

- безразличные к роду тока;
- требующие для своего питания переменный ток, но допускающие отклонения частоты в определенных пределах;
- требующие для своего питания переменный ток стабильной частоты;
- постоянного тока.

Первые три группы потребителей по использованию электрической мощности являются основными. Сравнительно недавно для питания всех потребителей переменного тока использовались электромашинные преобразователи постоянного тока в переменный. Сейчас такие преобразователи в большинстве случаев, особенно на тяжелых самолетах и вертолетах, обслуживают только те потребители, которые требуют стабильной частоты и служат аварийными источниками.

Для регулирования напряжения авиационных генераторов широко применяются два способа регулирования: изменением сопротивления цепи возбуждения и изменением напряжения на обмотке возбуждения. Для этой цели применяются угольные регуляторы напряжения и регуляторы напряжения, выполненные на магнитных усилителях и тиристорах.

Для защиты источников и потребителей при нарушении нормального режима в системе электроснабжения используют различные защиты, отключающие поврежденный элемент системы. Обязательными видами защит, входящими в состав энергоузлов практически всех самолетов, являются защиты от повышения и понижения напряжения, понижения и повышения частоты и от коротких замыканий внутри генератора и на его фидере.

Явления статической электризации могут служить причиной пожара или взрыва. В некоторых случаях разряд статического электричества может серьезно травмировать работающего. В гражданской авиации наиболее часто приходится встречаться с явлением статического электричества при заправке летательных аппаратов ГСМ (особенно топливом), а также при выполнении некоторых технологических операций технического обслуживания планера ЛА. Электризуются вертолеты и самолеты. Это происходит в полете и при торможении на взлетной полосе.

Важное значение имеет система оказания первой помощи пострадавшим, успех которой зависит от быстроты отключения от источника тока и правильности последующих действий. Известны случаи, когда пораженных электрическим током и находящихся в состоянии клинической смерти, благодаря своевременным мерам, возвращали к жизни. Первую помощь, пораженному током, должны уметь оказывать все работники авиации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Коптев А. Н. Монтаж, контроль и испытания электротехнического оборудования ЛА / А. Н. Коптев, А. А. Миненков, Б. Н. Марьин, Ю. Л. Иванов – М.: Машиностроение, 1998. – 295 с.
2. Барвинский А. П. Электрооборудование самолетов: учеб. для сред. спец. учеб. заведений / А. П. Барвинский, Ф. Г. Козлова. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Транспорт, 1990. – 320с.

РАЗРАБОТКА БИНАРНОЙ КУРСОВОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЕТА, ФУНКЦИОНИРУЮЩЕЙ В УСЛОВИЯХ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

Ашимов Е. К.

Ширяева О. И.

(научный руководитель)

*Академия гражданской авиации
(г. Алматы, Республика Казахстан)*

The main trend of the exchange rate systems is towards a more accurate, which are able to perform the specified function or procedure with an error of less than three percent. A modern airplane pilot provides flight control and special automatic systems that serve to facilitate the piloting, improve control and increase the effectiveness of aircraft.

В настоящее время актуальна задача разработки курсовых систем летательного аппарата (ЛА), являющихся более точными и способными выполнять заданные функции или процедуры с погрешностью менее трех процентов. Управление полетом современного самолета обеспечивается пилотом и специальными автоматическими системами, служащими для облегчения пилотирования, улучшения качества управления и повышения эффективности применения самолетов [1].

Курсовая система является централизованным устройством, объединяющим гироскопические, магнитные и астрономические средства определения курса на борту самолета и служит для измерения и выдачи потребителям ортодромического, истинного или магнитного курса. Известные методы измерения курса не обладают универсальностью. Каждый из рассмотренных способов не позволяет определить с высокой точностью курс самолета во всех районах Земли, в любое время суток, при различной погоде, а также при воздействии радиопомех. Целью данной работы является разработка курсовой системы самолета (при воздействии внешних возмущений), для достижения которой применяются одновременно несколько измерителей курса с различными принципами действия. Такое техническое решение позволяет в одних и тех же условиях полета скомпенсировать недостатки конкретного метода преимуществами другого способа определения курса летательного аппарата.

В соответствии с поставленной целью, получены результаты разработки курсовой системы в условиях воздействия случайных возмущений на основе методологии построения бинарных и стохастических систем. Курсовая система при этом представлена схемой, в которой курсовой гироскоп работает совместно с датчиком курса и системой согласования, задатчиком курса, кинематической или моментной широтной коррекции, системой горизонтальной

коррекции, выключателем коррекции, системой стабилизации гироагрегата по крену, датчиком широтной коррекции [2]. В среде MATLAB получены результаты моделирования движения курсовой системы с гироскопом как бинарной стохастической системы. Приведены алгоритмы для исследования данной системы на основе методов статистического анализа.

Одной из основных проблем, стоящих сегодня перед российскими эксплуатантами авиационной техники (АТ), является повышение эффективности использования воздушных судов (ВС) в условиях современного уровня развития гражданской авиации (ГА), который характеризуется высокой себестоимостью авиаперевозок и высокими требованиями к обеспечению безопасности полетов. Автоматическая бортовая система управления самолетом (АБСУ), обеспечивающая заданные характеристики устойчивости и управляемости самолета и автоматизацию управления самолетом, в значительной степени определяет безопасность полета. Все возрастающие требования к безопасности и регулярности полетов ВС приводят к усложнению бортовых пилотажно-навигационных комплексов, в частности, одной из жизненно важных его частей АБСУ. В результате чего растет трудоемкость технического обслуживания (ТО) АБСУ и ВС в целом, которые составляют 25-30% прямых эксплуатационных расходов. Решение данной проблемы на сегодня возможно только с помощью совершенствования системы технического обслуживания [4].

Одним из перспективных направлений по совершенствованию системы ТО ВС является внедрение в систему ТО технологий упреждающего обслуживания, основанных на сборе и обработке информации о текущем техническом состоянии АТ, и позволяющих предупредить опасное изменение состояния АТ. Но для того, чтобы упреждающее обслуживание было эффективным, необходимо иметь соответствующий метод, средства диагностирования и контроля технического состояния АБСУ и технологии их реализации, позволяющие получать необходимую информацию в реальном масштабе времени.

Проблема обеспечения посадки воздушных судов (самолетов) на необорудованные или малооборудованные посадочными средствами аэродромы и площадки давно привлекает внимание авиационных радиоинженеров. Решение этой проблемы позволило бы значительно расширить число взлетно-посадочных полос (ВПП), способных принимать воздушные суда в сложных метеоусловиях, и повысить эффективность и безопасность применения гражданской и военной авиации. Для выполнения посадки при помощи бортовой РЛС от нее требуется [2]:

–обеспечить непрерывное получение параметров полета самолета и его положения относительно ВПП с необходимой точностью;

–организовать визуализацию текущего расположения воздушного судна относительно ВПП и вида ВПП с самолета в удобной для экипажа форме.

Для определения углового положения подвижных и неподвижных объектов применяются различные типы параметров ориентации, причём, зачастую применяется иерархия этих параметров, которая в большинстве случаев диктуется особенностями аппаратных и алгоритмических средств систем измерения и обработки информации [5].

К подвижным (имеется в виду относительно Земли) объектам относятся подводные и надводные аппараты различных классов, самолёты и вертолёты, а также космические летательные аппараты. Для каждого из названных объектов одной из многих задач, решаемых на борту движущегося объекта, является задача определения пространственной ориентации строительных осей объекта относительно плоскости местного горизонта (местной вертикали).

При этом, независимо от схем построения и промежуточных параметров ориентации, в конечном счете формируются сигналы пропорциональные углам отклонения объекта от местного горизонта, которые называются: тангаж и крен для самолётов и вертолётов, деферент и крен (или продольный и поперечный наклоны) – для морских подвижных объектов.

Современная тенденция построения приборов ориентации различного назначения тяготеет к миниатюризации базовых элементов, к построению по бескарданным схемам с широким применением вычислительной техники. Для самолётов последних поколений широко применяются интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации.

Первая задача решается путем измерения дальности и пеленгации наземных радиолокационных ориентиров (маяков), расположенных на точно известных удалениях от ВПП дальномерно-угломерным методом. Вторая задача в опытных работах выполнялась радиолокационным картографированием с самолета ВПП бортовой РЛС миллиметрового диапазона волн, обладающих повышенным азимутальным разрешением, позволяющим получить радиолокационное изображение района ВПП достаточной детальности. До сих пор эти две задачи решались разрозненно, что не позволило решить проблему автоматического режима захода на посадку по данным бортовой РЛС в целом [4].

Опыт эксплуатации МГВ-1 различных типов и серий показал хорошие потенциальные возможности применённых гиروزлов, работы прибора в целом. Но вместе с тем выявил слабые места, устранение которых позволит сделать самую распространённую серийную гировертикаль более надёжной и более точной. То есть, другими словами, вопрос о смене

поколений приборов всегда является актуальным, но зачастую стремление угодить технической моде закрывает возможности совершенствования существующих приборов, модернизация которых, с экономической точки зрения в условиях развивающейся рыночной экономики, была бы рентабельной.

Таким образом, задача совершенствования современных, хорошо зарекомендовавших себя в эксплуатации приборов, в частности гировертикалей силового типа, является интересной как в научно-технических, так и в экономических планах, и её можно отнести к разряду актуальных.

Статья посвящена исследованию свойств устойчивости, управляемости, наблюдаемости и синтезу законов управления нелинейных систем. Наиболее общие результаты в этих направлениях получены в теории линейных систем. Современные технические системы функционируют вдали от положения равновесия и для их исследования состояния равновесия необходимо использовать нелинейные математические модели с учетом взаимосвязей между каналами управления. Однако методы исследования нелинейных систем в настоящее время не обладают логической завершенностью методов исследования линейных систем, и во многих случаях носят скорее теоретический, чем прикладной характер. Выделим ряд подходов исследования нелинейных систем [7].

Статистика ИСАО свидетельствует, что доля авиакатастроф по вине экипажа очень высока, так как в экстремальной ситуации экипажу очень трудно объективно оценить происходящие на борту и за бортом процессы и принять правильное решение для спасения самолета в режиме реального времени.

Постановка задачи попадания системы на многообразия, отражающие взаимосвязь переменных состояния, характерна для методов синтеза законов управления нелинейных систем. Развита в методе АКОР синергетической теории управления, реализующий динамическую декомпозицию системы при синтезе. Сущность этого подхода заключается в том, что движение системы происходит через ряд гиперплоскостей, образованных переменными состояния системы. При этом движение между гиперплоскостями формируется как естественными свойствами системы, так и заданными требованиями к качеству переходных процессов. В связи с этим сформулируем цель структурно-качественного исследования управляемости нелинейной, разомкнутой системы. Цель анализа управляемости – выявление особых многообразий в любые желаемые динамические свойства и траектории движения. Такая постановка задачи дает достаточные, в классическом смысле, условия управляемости [5].

При заходе на посадку необходимо точно выдерживать траекторию движения и скорость полёта при воздействии многих случайных и неопределённых возмущений, главными из которых являются турбулентность, сдвиг ветра со случайными и неопределёнными значениями скорости и направления воздействиями.

Курсовые системы (КС) объединяют в себе магнитные, индукционные, астрономические и гироскопические курсовые приборы, каждый из которых обладает своими положительными и отрицательными свойствами. В первой главе мы рассмотрели те критерии, по которым оцениваются курсовые приборы, и установили, что наилучший способ решить задачу повышения точности измерения курса – создать комплексные измерительные системы, объединяющие компасы и гирополукомпасы. Такими системами и явились курсовые. Функционально курсовая система состоит из компаса (индукционного или астрономического) и гирополукомпаса и систем связи между ними и с потребителями.

Компас-корректор соединяется с ГПК через интегрирующее звено:

$$W_{(p)} = K_{\Pi} K_{\Psi} K_{\Delta} / (ip) = 1 / (Tp), \quad (1)$$

где K_{Π} – передаточный коэффициент приемника КМ, В-рад⁻¹; K_{Ψ} – коэффициент усиления усилителя; K_{Δ} / ip – передаточная функция двигателя согласования курса; K_{Δ} – коэффициент усиления двигателя узла согласования, В¹ . рад . с¹; i – коэффициент редукции.

Тогда $T = i / (K_{\Pi} K_{\Psi} K_{\Delta})$ – постоянная времени, с.

Погрешность $\Delta\Psi_K$ включает в себя погрешности методические и инструментальные компаса-корректора, возникающие от внешних возмущений (девиационные, виражные и др.). Погрешность $\Delta\Psi_K$ включает погрешность ГПК уход гироскопа, карданные, установочные.

Если свернуть упрощённую структурную схему, то получим

$$\psi_{\text{вых}} = \psi + \frac{1}{Tp+1} \psi_K + \frac{Tp}{Tp+1} \Delta\psi_G. \quad (2)$$

Обозначив суммарную погрешность в курсе через $\Delta\psi = \psi_{\text{вых}} - \psi$, где ψ – действительное значение курса, получим

$$\Delta\psi = \frac{1}{Tp+1} \Delta\psi_K + \frac{Tp}{Tp+1} \Delta\psi_G. \quad (3)$$

Первое слагаемое показывает, что для помех, проникающих через корректор, КС представляет собой апериодическое звено с амплитудно-частотной характеристикой (АЧХ):

$$A_{(\omega)K} = 1/\sqrt{T^2\omega^2 + 1} \quad (4)$$

Второе слагаемое показывает, что для помех, проникающих через ГПК, КС, представляет собой реально-дифференцирующее звено (РДЗ) с АЧХ:

$$A_{(\omega)Г} = T\omega/\sqrt{T^2\omega^2 + 1} = T/\sqrt{T^2 + 1/\omega^2} \quad (5)$$

где ω – частота помехи.

На основании анализа АЧХ можно сделать следующие выводы:

1. Короткопериодические погрешности курса компаса-корректора (колебание ЧЭ) КС подавляет и на выход системы не пропускает.
2. Постоянные погрешности (девиационные, установочные) КС не компенсируются и полностью входят в погрешность выходного курса.
3. Первоначальное рассогласование ГПК с корректором, а также медленно меняющиеся погрешности ГПК (уход в азимуте) на точности выходного курса не сказываются.

Гироскоп сохраняет неизменное направление в пространстве. Поэтому, при отклонении самолета на угол ψ от заданного курса, движок, связанный с гироскопом, смещается с нулевой точки. В результате на усилитель подается напряжение, пропорциональное углу отклонения ψ . При этом, вследствие отклонения руля на угол ψ_1 , самолет возвратится в требуемое положение. Если же самолет надо наводить на какую-либо цель, причем заданное направление вместо гироскопа определяется каким-нибудь визирующим цель устройством (оптическим или радиолокационным), то данная система будет работать как следящая система.

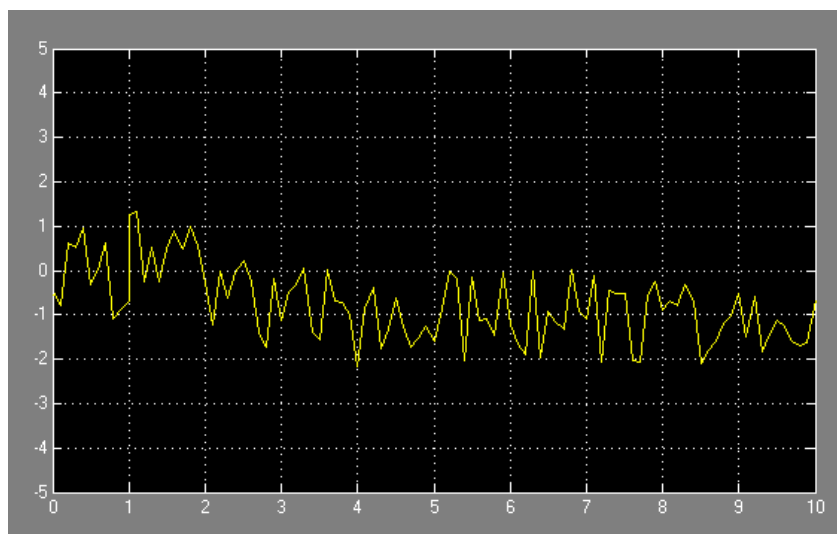


Рисунок 1 – Построение функциональной схемы Matlab

Поэтому для названных самолетов и для легких самолетов возникает необходимость построения малогабаритных автопилотов неклассической схемы с функциональными возможностями автопилотов классической схемы.

Принцип действия этих систем основан на взаимосвязи угла крена с угловой скоростью рыскания у летательных аппаратов с одной плоскостью симметрии. А поэтому здесь крен летательного аппарата устраняется до тех пор, пока существует сигнал с датчика угловой скорости рыскания.

Таким образом, целью работы является разработка структуры, законов управления автопилота для легкого самолета без использования гироскопических измерителей углов рыскания крена и тангажа, удовлетворяющего жестким требованиям по массе, габаритам, стоимости, функциональным возможностям, которыми обладают автопилоты легких самолетов общего назначения [5].

ЛИТЕРАТУРА

1. Габец В. Н. Исследования характеристик курсовой системы ТКС-П2 / В. Н. Габец, Ю. С. Соловьёв // Авиационное приборное оборудования – Москва, 2010. – 17 с.
2. Богданченко Н. М. Курсовые системы и их эксплуатация на самолетах / Н. М. Богданченко // М.: Транспорт, 1983. – 224 с.
3. Бойчук Л. М. Структурный синтез автоматических многоуровневых систем функционального управления динамическими объектами: препринт 74-23 / Бойчук Л. М. – Изд-во института кибернетики АН УССР, Киев, 1974. – 63 с.
4. Колесников А. А. Синергетическая теория управления / А. А. Колесников – М. Энергоатомиздат, 1994. – 540с.
5. Isidori A. Nonlinear control systems. N. Y.: Springer-Verlag, 1995.
6. Кусаинов Арсен Алтаевич. Разработка системы управления беспилотным летательным аппаратом по заданной траектории. 2012.
7. Nick Ters, статья для журнала Tom Dispatch «American empire project – Robot Warfare», 2012.
8. А. М. Бронников. Методика синтеза адаптивного закона управления системы улучшения устойчивости и управляемости самолета, 2011.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ИСТОЧНИКОМ ПИТАНИЯ ИНТЕГРАЛЬНОЙ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ

Камалов М. И.

Богослов Е. А., Данилаев М. П.

(научные руководители)

*Кафедра радиоэлектронных и квантовых устройств
Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А. Н. Туполева
(г. Казань)*

В данной работе разрабатывалась система управления источником питания интегральной противообледенительной системы. Система управления основана на микроконтролере Atmega328P.

Противообледенительная система (ПОС) устанавливается на летательные аппараты для борьбы с образованием наледи на различных частях ЛА. ПОС бывают различных видов: химическая, механическая, воздушно-тепловая и электротепловая. Наибольшим преимуществом перед остальными обладает электротепловая ПОС. Электротепловая ПОС способна предотвращать образование наледи, а так же удалять наледь с поверхности элемента конструкции ЛА. Главным недостатком электротепловой ПОС является высокое энергопотребление. Возможным решением этой проблемы выступает применение интегральной электротепловой ПОС (ИЭ ПОС). Особенностью ИЭ ПОС является применение гидрофобного или супергидрофобного покрытия, в частности, непроводящая фторопластовая пленка, которая снижает вероятность образования наледи. Это позволяет уменьшить энергозатраты на нагрев нагревательного элемента (НЭ), в роли которого может выступать проводящая фторопластовая пленка. Для управления нагревом можно применить систему, которая подает напряжение на НЭ не постоянно, а циклично.

Система должна работать в двух режимах: ручной режим (параметры нагрева задаются вручную), автоматический режим (параметры нагрева определяются системой управления ИПОС). В автоматическом режиме система должна обеспечивать, как удаление наледи, так и предотвращение образования наледи. В автоматическом режиме борьбы с обледенением система управления ИПОС должна поддерживать заданную температуру на поверхности НЭ 4°C [1].

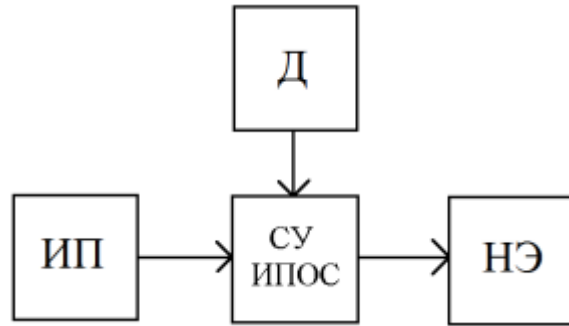


Рисунок 1 – Структурная схема ПОС

Структурная схема ПОС представлена на рис. 1. Нагревательным элементом является проводящая фторопластовая пленка Ф4+CSC 1,2% с удельным сопротивлением 10^4 Ом/м [2]. Датчиками (Д) являются датчики с цифровым выходом DS18B20. Принцип работы заключается в коммутации мощности от источника питания (ИП) на НЭ по закону широтно-импульсной модуляции (ШИМ). Параметры ШИМ зависят от внешних условий, полученных от датчиков. Под внешними условиями понимаются: температура окружающего воздуха, давление, скорость воздушного потока.

Работа системы управления основана на микроконтроллере Atmega 328P [3]. Функциональная схема системы управления ИПОС представлена на рис. 2.

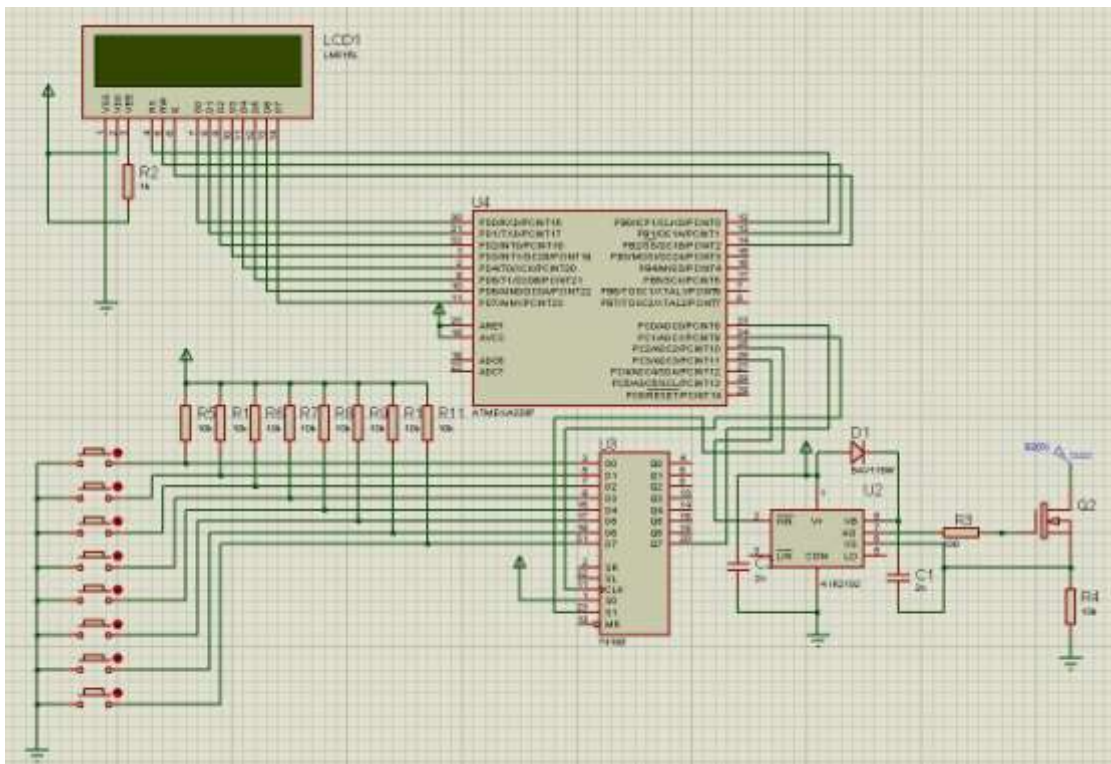


Рисунок 2 – Функциональная схема системы управления ИПОС

В состав устройства входят: микроконтроллер Atmega328P, клавиатура из 8 кнопок, LCD-экран, датчики температуры, коммутирующий элемент. Устройство позволяет управлять источником питания по закону ШИМ. Параметры ШИМ задаются вручную или определяются устройством автоматически, в зависимости от показаний датчиков. Коммутирующий элемент способен коммутировать в открытом состоянии до 100 В напряжения и до 50 А тока. Коммутирующий элемент управляется драйвером верхнего плеча.

Устройство может работать в ручном режиме, автоматическом режиме удаления наледи и борьбы с обледенением. В ручном режиме через клавиатуру задаются параметры ШИМ. Показания с датчиков и текущие параметры ШИМ выводятся на LCD-экран. В автоматическом режиме параметры ШИМ определяются системой по показаниям с датчиков. На LCD-экране отображаются текущий режим работы, параметры ШИМ и показания с датчиков.

Работа выполнена при поддержке задания №11.34.214/К на выполнение государственных работ в сфере научной деятельности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Никитин Г. А., Баканов Е. А. Основы авиации // Транспорт. 1984
2. Богослов Е. А., Данилаев М. П., Михайлов С. А., Польский Ю. Е. Пассивные пленочные противообледенительные покрытия // Сборник докладов Международной научно-практической конференции «Поиск эффективных решений в процессе создания и реализации научных разработок в российской авиационной и ракетно-космической промышленности», 5–8 августа 2014 г. – Том II. – Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2014. – 712 с.
3. Евстифеев А. В. Микроконтроллеры AVR семейства Tiny и Mega фирмы Atmel. Изд-во Москва «Додэка-XXI»
4. Камалов М. И. Источник питания интегральной противообледенительной системы летательного аппарата // Материалы Международной молодёжной научной конференции «XXII Туполевские чтения (школа молодых ученых)», 19–21 октября 2015 года: сборник докладов. – Казань: Изд-во «Фолиант», 2015. – С. 638–641.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОПЕРАЦИИ СБОРКИ И РЕГУЛИРОВКИ ИНДУКЦИОННОГО ДАТЧИКА УГЛОВ 45Д-50-1

Травка А. Э.

Кивокурцев А. Л.
(научный руководитель)
kivokurtsev_al@mail.ru

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Представлен краткий обзор современного состояния и модификации датчиков угла. Особое внимание уделяется индукционному датчику 45Д-50-1, приведены существующие и перспективные датчики первичной информации.

ВВЕДЕНИЕ

Датчики угла (ДУ) представляют собой информационные электрические машины, предназначенные для работы в счетно-решающих системах для получения выходного напряжения, в некотором диапазоне линейно зависящего от угла поворота ротора. Датчики угла выпускаются бесконтактные и контактные на частоту 400 и 1000 Гц в корпусном и бескорпусном исполнении.

Бесконтактные датчики угла с диапазоном линейности ± 40 и $+ 60^\circ$ имеют явно-полюсный статор с двумя обмотками и явно полюсный безобмоточный ротор. Обмотка возбуждения и вторичная обмотка состоят из секций, сдвинутых в пространстве на одно зубцовое деление. Потокосцепление при повороте ротора в такой конструкции изменяется вследствие перераспределения магнитного потока в зубцах статора.

Заданный диапазон преобразования достигается выбором соответствующего числа полюсов ротора и числа зубцов статора. Так, в ДУ с диапазоном линейности $\pm 60^\circ$ число полюсов ротора 8, а в ДУ с диапазоном линейности $+ 30^\circ$ число полюсов ротора 2.

Бесконтактные ДУ с диапазоном линейности $\pm 60^\circ$ имеют также неявнополюсный статор. Обмотка возбуждения сосредоточенная, расположенная в двух противоположных пазах статора. В остальных пазах перпендикулярно МДС обмоток возбуждения уложены секции распределенной вторичной обмотки. Ротор датчика – безобмоточный двухполюсный. При повороте ротора от положения, соответствующего нулевому потокосцеплению, секции вторичной обмотки последовательно

охватываются потоком обмотки возбуждения. Зависимость выходного напряжения от угла поворота ротора определяется соотношением витков в секциях вторичной обмотки.

Бесконтактные ДУ с диапазоном линейности $+ 60^\circ$ представляют собой двухкаскадную электрическую машину, состоящую из кольцевого трансформатора и функционального узла. Кольцевой трансформатор служит для бесконтактного ввода энергии в функциональный узел.

Основными элементами функционального узла являются статор и ротор с двумя диаметрально расположенными пазами в каждом, в которые уложены обмотка возбуждения и вторичная обмотка. Положение ротора, при котором оси обмоток взаимно перпендикулярны, соответствует нулевому потокосцеплению и нулевому сигналу на вторичной обмотке ДУ. При повороте ротора из этого положения выходные напряжения изменяются по линейному закону за счет линейного изменения потокосцепления.

1 ДАТЧИК УГЛА 45Д-50-1

Датчик угла 45Д-50-1 индукционный предназначен для преобразования угла поворота ротора в пропорциональное линейное изменение амплитуды выходного напряжения и может быть использован в качестве датчика обратной связи или линейного вращающегося трансформатора.

Датчик представляет собой индукционную электрическую машину с неявнополюсным статором и безобмоточным явнополюсным ротором, при повороте которого от нулевого положения потокосцепление вторичной обмотки линейно возрастает до максимума в определенном для каждого типа датчика диапазоне углов. Датчик угла 45Д-50-1 индукционный рассчитан на эксплуатацию в условиях повышенной жесткости, характерная для изделий авиационной техники.

2 ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ, ПРОВЕРКА, ЭТАПЫ СБОРКИ И РЕГУЛИРОВКИ

Технические характеристики индукционного датчика угла 45Д-50-1:

- класс точности: 1,0, 2,0;
- погрешность линейности характеристики: не более $\pm 0,5\%$, $\pm 1,0\%$;
- диапазон линейности характеристики прибора датчик угла 45Д-50-1: ± 40 угл. град.;
- вторичное напряжение на границе диапазона линейности: 23 В;
- минимальное вторичное напряжение прибора датчик угла 45Д-50-1: не более 25 мВ;
- ток в первичной обмотке: не более 90 мА;

- габариты прибора датчик угла 45Д-50-1 индукционный: диаметр – 48,2 мм, длина – 44,4 мм, масса – 0,27 кг,
- напряжение питания прибора датчик угла 45Д-50-1 индукционный – 36 В, частота 400 Гц.

Проверки изделия:

- проверить качество установки колец, путем поворота;
- момент трения на валу;
- в случае несоответствия изделие разобрать;
- проверить ротор и корпус на отсутствие посторонних частиц;
- при необходимости заменить шарикоподшипник;
- контролировать момент трения осевого вращения ротора относительно корпуса;
- проверить изделие по внешнему виду. этикетка сборщика не должна иметь разрывов;
- контролировать размер вылета вала $11.9(-0.06):(+0.41)$

Этапы сборки индукционного датчика угла 45Д-50-1.

Шаг 1. Тщательная проверка отдельных изделий на отсутствие заусенцев, забоев, трещин, вмятин, сколов, посторонних частиц (это самая долгая стадия сборки).

Шаг 2. Смазка шарикоподшипника соответствующей смазкой МП-601 (стоимость одного литра составляет около 100000 рублей).

Шаг 3. Распределить смазку, равномерным вращением наружной обоймы шарикоподшипника.

Шаг 4. Протереть батистой пропитанным маслом МП-601, обработанные поверхности ротора и статора, смазать тонким слоем Циатин-221С. Предварительно тщательно обезжирить поверхности нефрасом.

Шаг 5. Посадить обоймы на шарикоподшипник с двух сторон.

Шаг 6. Установить собранный узел (ротор с шарикоподшипником и обоймами) в корпус.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сервомоторы [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://servomotors.ru/index.html> (дата обращения 17.11.2015).
2. Справочник по электрическим машинам [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.motor-reмонт.ru/books/book002/book2p16.htm> (дата обращения 17.11.2015).
3. Доброленский Ю. П. Авиационное оборудование / Ю. П. Доброленский – М.: Военное издательство, 1989. – 248 с.

ТЕХНОЛОГИЯ КОНТРОЛЬНО-СДАТОЧНЫХ ИСПЫТАНИЙ ИЗДЕЛИЙ ДИД

Коршунов И. С.

Кивокурцев А. Л.
(научный руководитель)
kivokurtsev_al@mail.ru

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Испытания электрических машин на электромашиностроительных заводах являются частью общего технологического процесса. Повышение производительности труда приводит к усиленной автоматизации производственных процессов.

Важнейшим этапом изготовления машины является этап испытания электрической машины. Испытания электрических машин проводят с целью проверки соответствия их качества требованиям стандартов или технических условий. Они необходимы также после капитального или среднего ремонта машины. Для осуществления этих целей необходимы программы и методики испытания электрических машин. Программы испытания электрических машин должны быть составлены таким образом, чтобы можно было получить все показатели и характеристики машин, установленные техническими условиями. Точность результатов испытаний в значительной степени зависит от методики испытаний. В связи с этим в России действует более двадцати пяти государственных стандартов и стандартов СЭВ только на методы испытаний электрических машин. Кроме того, ряд методов испытаний изложен в стандартах на отдельные виды электрических машин [1, 2, 3, 4].

Приборы для контрольно-сдаточных испытаний ДИД:

- установка;
- патрон или приспособление;
- вольтметр (применяется только при измерении ЭДС трансформации и выходного напряжения генератора);
- частотомер (применяется при измерении частоты вращения);
- индукционная катушка;
- строботахометр (применяется при измерении частоты вращения под нагрузкой, изделий ДИД-0.5);

Внешний вид ДИД представлен на рис. 1 [4].



Рисунок 1 – Двухфазный индукционный двигатель

Контрольные испытания [1, 2, 3].

1. Контроль напряжения троганья при пониженной температуре:

- поместить изделие в камеру холодильника, выдерживать по режиму, указанному в таблице. Из камеры изделия на проверку носить поочередно в двух термоизоляционных ящиках, не более 20 штук;
- собрать схему;

- подключить изделие, установить номинальное напряжение возбуждения, плавно повышая напряжение управления, добиться устойчивого вращения вала при вертикальном и горизонтальном положении изделия в пространстве;

- изменить направление вращения вала, проверить по переходу 3. Максимальное измеренное напряжение управления должно соответствовать таблице;

- контролем при проверке напряжения троганья или частоты вращения холостого хода изделий, при температуре -60° , одновременно контролировать наличие токов обмоток двигателя с целью определения наличия контакта. Если при подаче напряжения и наличии токов вал не вращается – изделие забраковано. Изделия ДИД-0.5, отбираемые на экспорт, должны иметь напряжение троганья при температуре -60° не более 0.5В.

2. Контроль частоты вращения ХХ при повышенной температуре:

- проверить изделие по тем же пунктам и сравнить по таблице.

3. Контроль времени разгона двигателя в нормальных условиях:

- включить установку в сеть $\sim 36В$ 400 Гц $\sim 220В$ 50Гц;

- установить двигатель в патрон, выставить напряжение 36 В на приборе установки;

- установить стрелку секундомера на 0-ю отметку;

- включить тумблер «работа»;

– после автоматической установки двигателя снять показания секундомера, время разгона двигателя до 340 об. не должно превышать 1,2 с.

4. Контроль направления вращения:

– собрать схему;
– подключить изделие, установить номинальное значение питания переключателем «рода работ» в положение «направление вращения». Вал должен вращаться в сторону, указанную в таблице.

Проведение испытаний электрических машин необходимо на всех этапах. На стадии проектирования проводят испытания макетных и опытных образцов электрических машин для проверки соответствия выходных показателей и характеристик машины требованиям технического задания. На стадии изготовления испытания отдельных узлов машины проводятся после завершения отдельных технологических операций. После сборки машины испытания проводят для проверки соответствия её выходных показателей требованиям технических условий. При эксплуатации электрические машины периодически подлежат ремонту. После ремонта электрическая машина также должна быть испытана [3].

ЛИТЕРАТУРА

2. ГОСТ 2582-81 Машины электрические вращающиеся тяговые. Общие технические условия.
3. ГОСТ 10159-79 Методы испытаний электрических машин.
4. ГОСТ 2-104-68 Технический процесс проверки двигателей типа ДИД.
5. Рекламный материал «Улан-Удэнское приборостроительное производственное объединение» [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.uipro.ru/> (дата обращения 17.11.2015).

ТЕХНОЛОГИЯ СБОРКИ И РЕГУЛИРОВКИ СПЕЦИАЛЬНЫХ АВИАЦИОННЫХ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ МАШИН НА ПРИМЕРЕ ДВИГАТЕЛЬ ГЕНЕРАТОРА

Константинов И. А.

Кивокурцев А. Л.
(научный руководитель)
kivokurtsev_al@mail.ru

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Представлен краткий обзор современного состояния и перспектив развития двигателя-генератора, его применения не только в области авиации, но и в электро-машиностроительной отрасли промышленности.

Генератор-двигатель (нем. *Umformer*, умформер, электромашинный преобразователь) – электрическая машина для преобразования электрической энергии из одной ее формы в другую. Двигатель-генератор представлен на рис. 1.

Области применения двигатель-генераторов:

- преобразование постоянного электрического тока в переменный, как правило, более высокого напряжения;
- получение постоянного тока из переменного для специальных случаев (питание сварочного оборудования);
- передача мощности между электросетями разной частоты (50 и 60 Гц) [1].



Рисунок 1 – Внешний вид Двигателя-генератора

Чаще всего представляет собой электродвигатель, соединенный валом с генератором. В конструкцию также вводятся дополнительные устройства для стабилизации выходного напряжения и частоты. Известны также умформеры с единым ротором, в которых обмотки разного рода тока разьединены. Обмотки постоянного тока выводятся на коллектор, а переменного – на контактные кольца. Есть также машины с общими обмотками для разного рода тока. В случае преобразования числа фаз даже нет нужды в коллекторе или скользящих контактах. В этом случае вся обмотка навивается на статоре и в нужном месте делаются отпайки. Таким образом, например, асинхронная машина может преобразовывать одно- или двухфазный ток в любой многофазный (например, 3-фазный). Пример такой машины – фазорасщепитель электровозов. Двигатель-генераторы обычно применяются для преобразования переменного тока в постоянный (рис. 2). В качестве двигателя выбирается асинхронная или синхронная машина. При больших мощностях следует предпочесть синхронную машину, так как она выгоднее асинхронной. В качестве генератора выбирается машина постоянного тока обычно с параллельным или со смешанным возбуждением. Преимуществами двигатель-генераторов по сравнению с другими электромашинными преобразователями являются: возможность плавного регулирования напряжения в широких пределах, большая надежность в работе, возможность использования серийных нормальных машин (машин общего применения) [1].

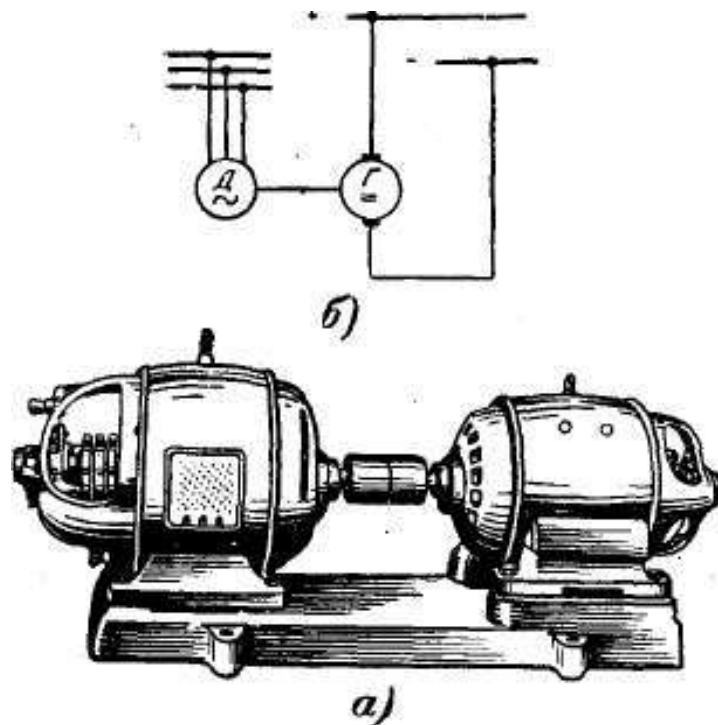


Рисунок 2 – Двигатель-генератор

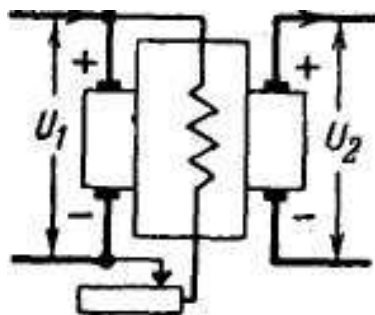


Рисунок 3 – Схема одноякорного преобразователя постоянного тока с двумя обмотками на якоре

Двигатель-генераторы находят себе широкое применение в самых различных областях. Укажем здесь на двигатель-генераторы, которые служат для питания электролитических ванн, где требуется плавное регулирование напряжения в широких пределах. На металлургических и других заводах двигатель - генераторы применяются в качестве агрегатов в системе «генератор – двигатель». Отметим также многие испытательные лаборатории, где используются двигатель-генераторы, позволяющие, например, при преобразовании постоянного тока в переменный получить плавное регулирование напряжения и частоты переменного тока. Недостатком двигатель - генераторов является их относительно низкий КПД, равный произведению КПД обеих машин. Можно также при помощи агрегата из двух машин постоянного тока преобразовывать напряжение постоянного тока. Но обычно для этой цели используют одну машину постоянного тока, поместив на ее якоре две обмотки, соединенные каждая со своим коллектором, причем коллекторы помещаются на разных сторонах машины (рис. 2). Отношение чисел проводников якорных обмоток выбирается в соответствии с заданным отношением напряжений U_1/U_2 . Такая машина является одноякорным преобразователем постоянного тока с двумя обмотками на якоре. Машина с первичной стороны работает как двигатель, со вторичной стороны как генератор. Разность моментов $M_1 - M_2 = M$ двигательной и генераторной обмоток невелика и определяется только магнитными и механическими потерями в машине. В соответствии с этим н. с. обеих обмоток почти полностью взаимно компенсируются [2].

Электровозный преобразователь высокого (3000 В) постоянного напряжения в низкое постоянное.

Принцип действия умформера может применяться для преобразования:

- рода тока;
- напряжения;
- частоты;
- числа и смещения фаз [4].

Широко использовались в авиационной, танковой и ракетной технике СССР вплоть до 70-х годов, в частности, для питания ламповых устройств. В частности, на отечественной авиационной технике чрезвычайно распространены однофазные (серии ПО – преобразователь однофазный) и трёхфазные (серии ПТ) преобразователи, питающиеся постоянным напряжением 27 В, например, ПО-600, выдающий однофазное напряжение 127 В, 50 Гц, ПТ-1000, выдающий трёхфазное напряжение 36 В, 400 Гц, ПО-4500 выходной мощностью 4,5 кВА, напряжением 115 В, частотой 400 Гц. Похожие преобразователи установлены на пассажирских вагонах выпусков 50–70 гг. XX века, например, ППО-2-400У4 и МВ12, преобразующие 50 В постоянного тока в 220 В, 400-425 Гц для питания люминесцентных светильников, или маломощные преобразователи, вырабатывающие 127 В, 50 Гц для питания электробритв. Умформеры использовались в системах электрического питания ЭВМ первого поколения. Умформеры (мотор-генераторы) применяются на трамваях, троллейбусах с косвенной системой управления, электровозах и электропоездах для получения низкого напряжения (24 и 50 В соответственно), питающего цепи управления. В 80–90 гг. на городском электротранспорте были вытеснены статическими полупроводниковыми преобразователями на тиристорах (ТЗУ), а позже – на транзисторах [3].

К достоинствам можно отнести:

- гальваническую развязку входной и выходной цепей;
- получение на выходе почти идеального синусоидального напряжения без шумов, связанных с работой других потребителей сети;
- простоту устройства и его обслуживания;
- устойчивость к радиации;
- возможность получения на выходе трёхфазного напряжения без существенного усложнения конструкции;
- фильтрация бросков тока при резком изменении нагрузки или кратковременном отключении питающего напряжения за счёт инерции ротора.

Недостатки:

- сравнительно низкий ресурс по причине наличия движущихся частей;
- высокая масса и стоимость за счет материалоемкости конструкции;
- вибрация и шум;
- необходимость технического обслуживания (смазка подшипников, чистка коллекторов, замена щёток в коллекторных машинах);
- низкий КПД, как правило, 50–70%, из-за двойного преобразования энергии;
- высокая пожароопасность.

В настоящее время вытеснен из мобильных применений

твердотельными преобразователями, а также более широким использованием низковольтной аппаратуры. По-прежнему выгодно применение в промышленности и энергетике для преобразования сравнительно больших мощностей. Перспективно применение умформеров на основе машин двойного питания для передачи мощностей между сетями 50 и 60 Гц, а также между сетью с низкими параметрами напряжения и частоты и сетью с особо высокими требованиями. В этом случае для питания обмоток ротора применяется ещё и статический преобразователь частоты, но мощность преобразователя нужна меньшая (для приведенного примера преобразования 50 в 60 Гц это составляет около 1/5 полной мощности) [5].

В ходе проведенной технологической практики изучены специальные электрические машины, используемые в современной авиации, их принцип действия, основные ошибки, достоинства и недостатки. Изучили техническую документацию, изучили проверку работоспособности, особенности сборки и условия эксплуатации, основные детали, провели контрольно-сдаточные испытания. Узнали перспективы развития для новых технологий.

ЛИТЕРАТУРА

1. Андриевский А. Ю. Авиационное оборудование / А. Ю. Андриевский, Ю. Е. Воскресенский, Ю. П. Доброленский и др. – М.: Воениздат, 1989. – 248 с.
2. Норкин Я. Ш. Электрооборудование самолёта Ту-134А / Я. Ш. Норкин – М.: Машиностроение, 1976. – 128 с.
3. Михайлов В. А. Умформеры / В.А. Михайлов // Радио, 1948. – № 6. – С. 51–53.
4. Дубровский З. М. Грузовые электровозы переменного тока: справочник / З. М. Дубровский, В. И. Попов, Б. А. Тушканов. – М.: Транспорт, 1998. – 471 с.
5. Электровоз магистральный 2ЭС5К (3ЭС5К). Руководство по эксплуатации. Книга 1. Описание и работа. Электрические схемы. ОАО ВЭЛНИИ.

ТЕХНОЛОГИЯ ПРОВЕРКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ АВТОМАТИЧЕСКОГО ВОСПРОИЗВОДИТЕЛЯ АВАРИЙНО- РЕЧЕВЫХ СООБЩЕНИЙ ИЗДЕЛИЯ АЛМАЗ-УМП

Кобец Т. В.

Кивокурцев А. Л.
(научный руководитель)
kivokurtsev_al@mail.ru

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Представлен краткий обзор по автоматическому воспроизводителю аварийно-речевых сообщений изделию АЛМАЗ-УМП. Особое внимание уделяется технологии сборки и регулировки данного изделия.

Изделие АЛМАЗ-УМП предназначено для автоматического воспроизведения предварительно записанных во внутреннюю память речевых сообщений, оповещающих (информирующих) летный экипаж и, при необходимости, наземные службы об аварийных, опасных и других ситуациях на борту. Внешний вид автоматического воспроизводителя аварийно-речевых сообщений представлен на рис. 1 [1].

Автоматический воспроизводитель аварийно-речевых сообщений обеспечивает:

– запись и энергонезависимое хранение речевых сообщений, сгруппированных в наборы (словари), с заданными для каждого сообщения: приоритетом, срочностью и признаком получателя сообщения;



Рисунок 1 – Изделие АЛМАЗ-УМП

- прием команд включения воспроизведения речевых сообщений от датчиков аварийной сигнализации или от бортовых спецвычислителей;
- прием команд разрешения для определения логики воспроизведения сообщений;
- прием команд управления (прерывания, повтор, стирание, прослушивание сообщений, выбор словаря и др.);
- формирование и выдачу речевых сообщений экипажу (через аппаратуру внутренней связи) и наземным службам (через бортовую радиостанцию);
- ввод бортового номера и его озвучивание при передаче сообщений наземным службам;
- формирование команд управления аппаратурой внутренней связи и бортовой радиостанцией при выдаче речевых сообщений.

Таблица 1 – Основные технические характеристики

Наименование параметров	Алмаз-УМП
Количество речевых сообщений в одном словаре/суммарное время воспроизводимых речевых сообщений	56
Количество словарей	2
Количество входов для приема разовых команд	56
Количество входов для команд включения воспроизведения в последовательном коде по ARINC 429	Отсутствует
Количество цифр бортового номера	5
Качество воспроизводимых сообщений	8бит,8000Гц
Потребляемая мощность	10
Номинальное напряжение питания	27
Диапазон напряжений питания	24-29,4
Габаритные размеры	201*170*196,5
Масса изделия	3,2
Температура окружающей среды	От -55 до +60

Для проверки изделия АЛМАЗ-УМП используется:

- стенд 2.88;
- пульт 2.68;
- персональная ЭВМ;
- кабель КТ2, КТ1.

При проверке изделия АЛМАЗ-УМП используется напряжение:

по постоянному току 24.0-29.4 В, по переменному 19.8-24.2 В.

Подготовка к работе:

- обработка рук формалином (утром и после обеда);
- заземление (подключение к столу);
- диодный браслет.

Технология проверки и регулировки работоспособности: если АЛМАЗ-УПМ не исправен, то отправляют его на завод изготовителя ОАО «Омский завод гражданской авиации» [2, 3].

Важным показателем работоспособности АЛМАЗ-УПМ является его техническая проверка работоспособности и настройка всех его параметров, так как от этого зависит надежность и безопасность всего процесса. Для этого нужно досконально изучить всю техническую документацию и технические процессы по прибору АЛМАЗ-УПМ, так же относиться ко всему процессу серьезно и понимать свою ответственность.

ЛИТЕРАТУРА

1. Доброленский Ю. П. Авиационное оборудование / Ю. П. Доброленский. – М.: Военное издательство, 1989. – 248 с.
2. КИП Комплект Сервис: Авиационное оборудование, 2005.
3. Ту-154Б Технологические указания по выполнению регламентных работ, 2003.

АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ ПРОГРАММНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС НА БАЗЕ NATIONAL INSTRUMENTS

Попова А. В.

alena.popova_96@list.ru

Попов В. М.

(научный руководитель)

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В статье представлены краткие сведения, свойства, назначения каждого контрольно-измерительного прибора, входящего в состав автоматизированного программно-измерительного комплекса на базе National Instruments.

Автоматизированный программно-измерительный комплекс предназначен для ознакомления с физическими основами измерений, изучения различных типов датчиков и принципов работы широкой номенклатуры современных измерительных приборов: мультиметры, осциллографы, генераторы сигналов, источники питания, цифровые анализаторы и генераторы импульсов, устройств сбора данных.

Автоматизированный программно-измерительный комплекс (АПИК) на базе NATIONAL INSTRUMENTS представлен на рис. 1.

АПИК объединяет в себе контрольно-измерительные приборы [1]:

- контроллер;
- генератор сигналов;
- осциллограф;
- цифровой мультиметр;
- программируемый источник питания;
- цифровой анализатор и генератор импульсов;
- коммутатор;
- устройства сбора данных.

Контрольно-измерительные приборы монтируются в специальном шасси – NIPXI-1044 (1).

Контроллер NI PXIe-8115 (2) имеет три слота расширения для подключения модулей системных контроллеров.



Рисунок 1 – Внешний вид АПИК

Он содержит:

- двухъядерный процессор IntelCore i5-2510, обладающий частотой 2,5 ГГц;
- двухканальную память;
- операционную память 2 Гб, которую можно увеличить, вставив в два 64-битных разъема планки памяти по 8 Гб каждую. Итого 18 Гб, включая оперативную;
- 32-разрядную операционную систему;
- жесткий диск объемом 250 Гб;
- встроенный процессор IntelExtremeGraphics (используется для работы с графикой);
- блок таймера (WatchdogTimer) содержит таймер, способный перегрузить контроллер или сформировать импульс запуска;
- стандартные порты ввода/вывода.

Стандартный набор портов ввода/вывода на каждом модуле включает два видео порта DisplayPort, четыре высокоскоростных порта USB 2.0, два высокоскоростных порта USB 3.0, два разъема GigabitEthernet.

Источник питания программируемый модульный NI PXI-4110 (3) предназначен для питания на постоянном токе измерительных приборов и другой аппаратуры, требующей высокой точности установки и поддержания напряжения или силы тока при изменениях напряжения сети и сопротивления нагрузки. Имеет режим трехканального источника постоянного напряжения: 0- 6 В, 0- 20 В, -20-0 В, режим трехканального источника постоянного тока: 0-20 мА (шаг 400 нА) и 0-1 А (шаг 20 мкА), 16-битную точность установки и измерения напряжения и тока, программируемую скорость изменения тока и напряжения (менее 1 мс).

Генератор сигналов произвольной формы модульный NI PXI-5412 (4) предназначен для воспроизведения электрических сигналов сложной и произвольной формы. Принцип действия основан на прямом цифровом синтезе сигналов с использованием внутреннего устройства памяти, цифро-аналогового преобразователя и программируемых аттенуаторов.

Высокоскоростной осциллограф NIPXI-5122 (5) выполняет функции осциллографа, частотомера, анализатора спектра, измерителя гармоник и т. п. Имеет возможность подключения до 8 каналов, скорость передачи данных до 400 Мб/с.

Цифровой мультиметр NIPXI-4072 (6) обеспечивает функциональность трех общеприменимых приборов в однослотовом модуле. Позволяет измерить постоянное и переменное напряжение, постоянный и переменный ток, сопротивление, измерить сопротивление двухполюсника и параметры четырехполюсника, емкость и индуктивность компонентов, падение напряжения на диоде, а также может работать как амперметр.

Высокоскоростной генератор/анализатор цифровых сигналов NIPXI-6451 (7) позволяет создавать произвольные цифровые последовательности с использованием встроенных типов заполнения. Имеет 96 каналов с памятью каждого до 128 Мб.

Высоковольтный коммутатор каналов NIPXI-2584 (8) способен коммутировать нагрузки общего назначения или высоковольтные и слаботочные сигналы.

Устройство NI PXI-2530В представляет собой высокой плотности мультikonфигурируемый модуль мультиплексора/матричного сбора данных. С помощью четырех мультиплексоров и трех матричных конфигураций модуль PXI-2530В является отличным решением для сложных или многоканальных систем.

Данный АПИК может быть использован [2]:

- для измерения и хранения информации и ее представления оператору;

- в качестве контрольно-измерительного устройства для непрерывного сравнения данных, полученных в процессе измерения и определяющих состояние объекта, с установленными нормами, что позволяет оценить соответствие текущего состояния объекта заданному;

- в качестве устройства для технической диагностики состояния объекта при измерении его параметров, сравнении совокупности полученных данных с заложенными в память и определении его состояния. После этого выдает информацию о неисправностях и повреждениях, на основании которой находят места повреждения и устанавливают причины этих повреждений и неисправностей; выявляют элементы, послужившие причиной неправильного функционирования, и восстанавливают нормальную работу объекта.

ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство по эксплуатации NIPXIe-8115.
2. Атамаян Э. Г. Приборы и методы измерения электрических величин: учебник / Э. Г. Атамаян. – М: Дрофа, 2005.

МЕТОДИКА ПРИМЕНЕНИЯ ГРАВИРОВАЛЬНО-ФРЕЗЕРНОГО СТАНКА ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПЛАТ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЭЛЕКТРОМОНТАЖНОЙ ПРАКТИКИ

Андреев А. В.

Anton-stalker007@mail.ru

Попов В. М.

(научный руководитель)

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В статье рассматривается возможность применения гравировально-фрезерного станка для изготовления печатных плат при проведении электромонтажной практики.

Раньше при проведении электромонтажной практики печатные платы изготавливались традиционным способом с помощью нанесения ципон лаком на текстолитовую пластину и ее вытравливания в трех валентном хлориде железа для получения дорожек.

С помощью гравировально-фрезерных (ГФ) станков появилась возможность изготавливать платы автоматизированным способом.

Внешний вид станка представлен на рис. 1.

ГФ станок предназначен для работы с мягкими металлами, текстолитом, деревом, пластиком, и др. материалами, прототипирования печатных плат, раскроя, гравировки и 3D-фрезеровки.



Рисунок 1 – Внешний вид станка

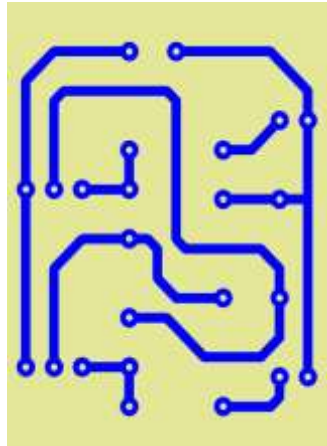


Рисунок 2 – Макет платы мультивибратора

Имеет следующие технические характеристики:

- привод с 4 микрошаговыми двигателями;
- 2 двигателя на оси X для равномерного распределения нагрузки в течение всего рабочего цикла;
- направляющие X, Y и Z стальные, шлифованные оси, диаметр на оси X – не менее 22 мм, на оси Z – не менее 16 мм;
- все направляющие колонны из высококачественной закаленной стали имеют твердость не менее 61 HRC;
- максимальная скорость не менее 3000 мм/мин;
- система привода – винт-гайка;
- технический роспуск не более 0,001875 мм (1/8 шаг);
- точность не менее ± 10 мкм;
- рабочее поле не менее 400 x 300 x 110 мм;
- ход по осям: не менее X = 400 мм, Y = 300 мм, Z = 110мм.

Для изготовления платы необходимо создать ее макет в программе Sprint-layout 5.0 [1]. На рис. 2 приведен пример макета платы мультивибратора.

По созданному макету платы программа ArtCAM pro 2011 [2] создает управляющую программу для станка, в которой задаются толщина дорожек, толщина фрезы, размеры платы и другие необходимые параметры. После этого необходимо созданную управляющую программу загрузить в программу Mach3 Plasma [3] (рис. 3) ГФ станка.

Затем текстолитовая плата закрепляется на жертвенный стол. Далее нужно выставить фрезу в крайний левый верхний угол платы (с помощью стрелочек клавиатуры), все координаты в программе на ноль и запустить программу.

После завершения работы станка получается готовая плата, внешний вид которой представлен на рис. 4.

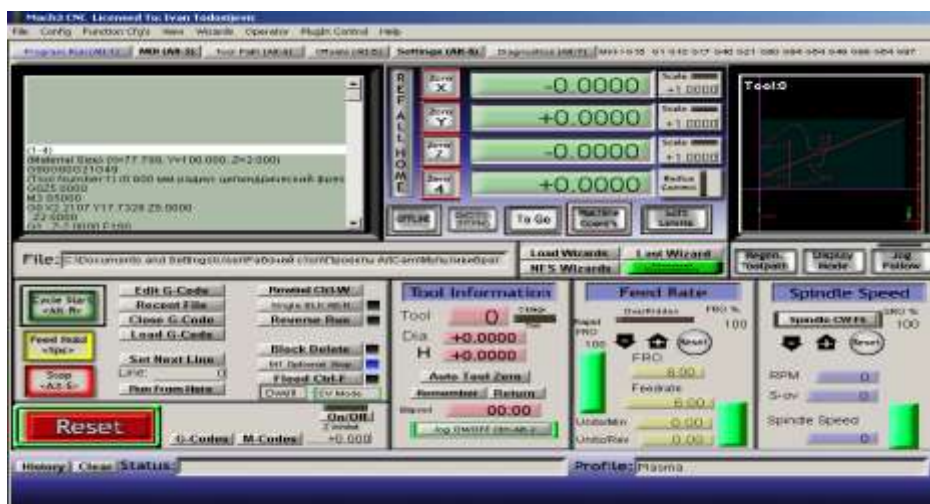


Рисунок 3 – Внешний вид программы Mach3 Plasma



Рисунок 4 – Внешний вид готовой платы

ЛИТЕРАТУРА

1. Описание программы Sprint-layout 5.0 [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: [http:// easyelectronics.ru/ sprint-layout-5-podrobnoe-rukovodstvo.html](http://easyelectronics.ru/sprint-layout-5-podrobnoe-rukovodstvo.html) (дата обращения 17.11.2015).
2. Описание программы ArtCAM pro 2011 [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://3dpraktik.ru/load / 2-1-0-91> (дата обращения 17.11.2015).
3. Описание программы Mach3 Plasma [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://keyprod.ru/wp-content/uploads/2014/03/%D0%98%D0%BD%D1%81%D1%82%D1%80%D1%83%D0%BA%D1%86%D0%B8%D1%8F-%D0%BA-Mach3.pdf> (дата обращения 17.11.2015).

АЛЬТЕРНАТИВНЫЙ АЛГОРИТМ ПОДАЧИ ВИЗУАЛЬНЫХ СИГНАЛОВ В КУРСОГЛИССАДНОЙ СИСТЕМЕ ПОСАДКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Шарипов К. Р.

sharipov2016@mail.ru

Сагитов Д. И.

(научный руководитель)

sagdam@mail.ru

*Ульяновское высшее авиационное училище
гражданской авиации (институт)
(г. Ульяновск)*

В статье рассмотрены современные системы светосигнального оборудования аэродромов применяемых при посадке воздушных судов и показаны алгоритмы их работы. На основе проведенного анализа разработан и предложен альтернативный алгоритм подачи визуальных сигналов в курсоглиссадной системе посадки воздушных судов, позволяющий повысить информативность восприятия сигналов экипажем и безопасность полета на стадии захода на посадку.

Посадка воздушных судов (ВС) различного назначения днем и ночью в простых и сложных метеоусловиях невозможна без качественного функционирования системы радиотехнического обеспечения (РТО) полетов авиации, основу которой составляют радиоэлектронные и светотехнические средства и комплексы, развертываемые на аэродромах.

Системы РТО полетов авиации для экипажей ВС – это важный источник объективной информации о местоположении управляемых ими ВС на земле и в воздухе, а для групп руководства полетами (ГРП) – основной источник информации о воздушной обстановке в зоне ответственности [1-3].

Полеты современных летательных аппаратов обеспечиваются радиотехническими и космическими средствами. Однако их безопасность связана именно со светосигнальным оборудованием, что и предопределяет его интенсивное развитие и совершенствование за счёт использования современных электронных приборов.

Для нормальной работы пилотов необходимо, чтобы светосигнальные устройства создавали достаточно информативные и благоприятные внешние условия (без дискомфорта, с достаточным уровнем освещенности), нужную цветность и прерывность светового сигнала. Светосигнальные системы аэродромов должны обеспечивать регулярность

и безопасность полетов в условиях плохой видимости. Технические сложности решения такой задачи, а также постоянное обновление моделей воздушных судов требуют непрерывного совершенствования светосигнальных средств.

Современные радиоэлектронные средства посадки могут обеспечить автоматическую посадку ВС. Однако процесс посадки значительно удешевляется и облегчается, если на последних этапах посадки пилот вступает в зрительный контакт со светотехническими средствами [3].

Светотехнические средства используются при окончании снижения, выравнивании, приземлении, пробеге и рулении.

Совершенствование наземных и бортовых авиационных комплексов обеспечения полетов воздушных судов сопровождается повышением требований к их точности и эксплуатационным характеристикам.

Обеспечить соответствие авиационных систем посадки высоким требованиям возможно лишь при применении их в составе современных электронных приборов и устройств, использующих новую элементную базу и новые научные методы построения.

В настоящее время на многих аэродромах установлена светотехническая посадочная система одного из типов: VASI или PAPI [4]. Это эквиваленты радиомаячной системы ILS, которые помогают пилоту управлять самолетом на глиссаде после перевода взгляда от приборов вперед для выполнения посадки.

Светотехническая посадочная система VASI (Visual Approach Slope Indicator) – наиболее традиционная из световых посадочных систем. Она представляет собой два небольших штриха света слева от порога взлетно-посадочной полосы (ВПП) – два ряда ламп. Лампы системы VASI устроены таким образом, что меняют свой цвет в зависимости от угла зрения и расположены двумя параллельными рядами, один за другим. С высоты кажется, что одна светящаяся полоска расположена над другой (рис. 1).

Правильным углом зрения является угол наклона глиссады (3 градуса). Находясь на правильной траектории снижения, верхняя полоска видна как красная, а нижняя как белая. Если ВС находится выше правильной траектории, то обе полоски имеют белый цвет. Если ВС проваливается ниже глиссады, рискуя разбиться, то обе полоски станут красными.

Светотехническая посадочная система PAPI (Precision Approach Path Indicator) отличается от VASI тем, что фонари расположены не двумя полосками друг за другом, а в ряд – четыре штриха света на одной прямой (рис. 2).

Фланговый горизонт PAPI устанавливается таким образом, чтобы во время захода на посадку пилот, находясь:

- выше глиссады, видел один огонь, расположенный ближе к ВПП, красным, а три огня, расположенных дальше от ВПП, белыми; а находясь значительно выше глиссады, видел все огни белыми;

- на глиссаде или близко к ней, видел два огня, расположенных ближе к ВПП, красными, а два огня, расположенных дальше от ВПП, белыми;

- ниже глиссады, видел три огня, расположенных ближе к ВПП, красными, огонь, расположенный дальше от ВПП, белым; а находясь значительно ниже глиссады, видел все огни красными.

Система PAPI по сравнению с VASI позволяет пилоту получать более дифференцированную информацию о положении ВС во время посадки.

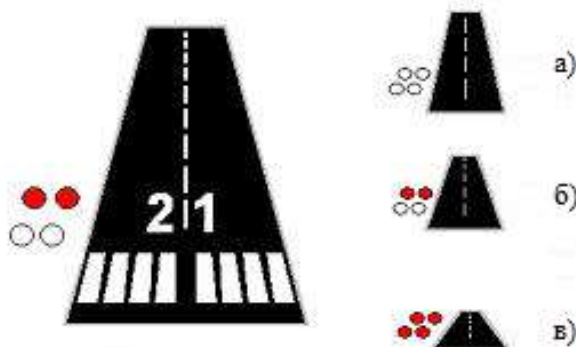


Рисунок 1 – Светотехническая посадочная система VASI: а – выше глиссады; б – на глиссаде; в – ниже глиссады

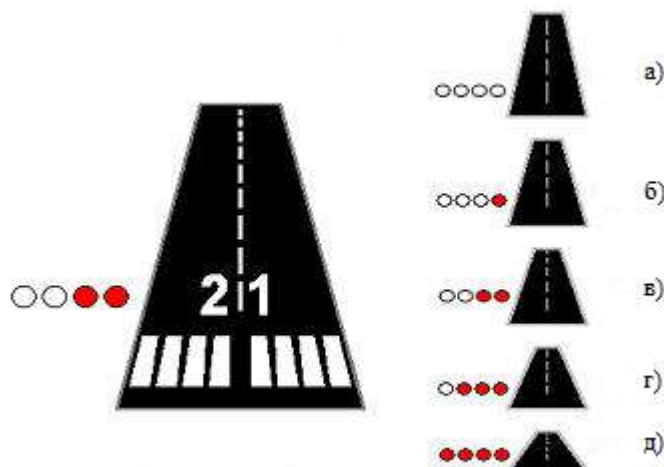


Рисунок 2 – Светотехническая посадочная система PAPI: а – выше глиссады; б – немного выше глиссады; в – на глиссаде; г – немного ниже глиссады; д – ниже глиссады

При анализе применяемых в настоящее время вариантов светотехнических посадочных систем актуальной проблемой является повышение информативности восприятия сигналов экипажем.

Исходя из этого, был разработан и предложен альтернативный алгоритм подачи визуальных сигналов в курсоглиссадную систему посадки воздушных судов, позволяющий повысить информативность о положении ВС при заходе на посадку и тем самым одновременно повысить безопасность полета.

Сущность новой системы заключается в следующем. На базе системы РАРІ используются огни, которые перемещаются от одного края к другому и так же дополнительно мигают с определенной частотой по мере приближения ВС к опасным траекториям глиссады. Огни устанавливаются слева от полосы.

При подлете к ВПП по правильной глиссаде будут видны только два красных и два белых огня аналогично режиму работы системы РАРІ, что и будет соответствовать точке входа в глиссаду.

При полете значительно выше глиссады – загорятся четыре белых огня и крайний правый будет мигать, сигнализируя о неправильном положении ВС относительно глиссады (рис. 3а).

При полете значительно ниже глиссады – загорятся четыре красных огня и крайний левый будет мигать, так же сигнализируя о неправильном положении ВС относительно глиссады (рис. 3д).

При полете немного выше или ниже глиссады алгоритм подачи будет аналогичен, за исключением того, что мигающий огонь будет не крайним, а предпоследним (рис. 3б, г).

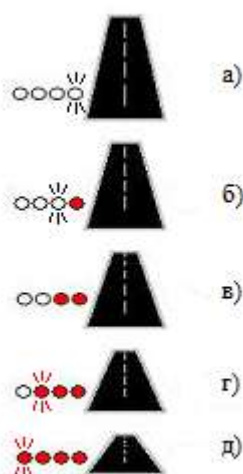


Рисунок 3 – Альтернативный вариант подачи визуальных сигналов: а – выше глиссады; б – немного выше глиссады; в – на глиссаде; г – немного ниже глиссады; д – ниже глиссады

Таким образом, предлагаемый альтернативный вариант позволяет повысить информативность о положении ВС на стадии захода на посадку путем динамической световой сигнализации. Одновременно с этим дополнительно возможно изменение частоты мигающих сигналов для увеличения общей эффективности. Разработанный алгоритм полностью вписывается в существующую светотехническую посадочную систему PAPI и не требует больших дополнительных капитальных вложений при модернизации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Новожилов Г. В. Безопасность полета самолета. Концепция и технология: [научное издание] / Г. В. Новожилов, М. С. Неймарк, Л. Г. Цессарский. – М.: Машиностроение, 2003. – 144 с.
2. Козлов В. В. Безопасность полетов: от обеспечения к управлению. – М.:ОАО «Аэрофлот – российские авиалинии», 2010. – 270 с.
3. Афанасьев В. Б. Светодиодные осветительные и светосигнальные приборы с увеличенным световым потоком / В. Б. Афанасьев, Н. А. Гальчина, Л. М. Коган, И. Т. Рассохин // Светотехника. – №6. – 2004. – С. 52–56.
4. Международная организация гражданской авиации (ИКАО). Проектирование и эксплуатация аэродромов. – Канада, Монреаль: ИКАО, 1999.

АЛГОРИТМ ИДЕНТИФИКАЦИИ ПАРАМЕТРОВ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ БЕСКОНТАКТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПОСТОЯННОГО ТОКА

Адилова А. Т.

alinochka.93@mail.ru

Попов В. М.

(научный руководитель)

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В статье рассматривается возможность применения метода наименьших квадратов для идентификации параметров математической модели бесконтактного двигателя постоянного тока с использованием аналитического выражения апериодического звена второго порядка.

При изменении высоты и скорости полета самолета на рулевые поверхности, в частности на руль высоты, воздействуют различные моменты сопротивления, которые влияют на параметры бесконтактного двигателя постоянного тока (БДПТ) и ухудшают показатели качества переходных процессов. Поэтому для формирования законов адаптивного управления необходимо идентифицировать коэффициенты вектора параметров математической модели двигателя.

Уравнения двигателя БДПТ (объект управления) описываются в виде дифференциальных уравнений второго порядка [1]:

$$\begin{aligned}\frac{di_{\omega}}{dt} &= a_{\omega}i + c_{\omega}\omega + d_{\omega}u, \\ \frac{d\omega_{\omega}}{dt} &= e_{\omega}i.\end{aligned}\tag{1}$$

Для идентификации вектора параметров объекта управления (ОУ) применим рекуррентный алгоритм метода наименьших квадратов.

Уравнения идентифицируемого процесса и условия наблюдения записываются в виде:

$$\begin{aligned}a_{k+1} &= a_k, \\ Z_k &= f(a_k, k) + \xi_k,\end{aligned}\tag{2}$$

где $Z_k = \omega(t)$ – угловая частота вращения БДПТ – измерение; ξ_k – независимая дискретная последовательность нормальных центрированных случайных величин $\xi \in N(0, R)$.

Рекуррентный алгоритм метода наименьших квадратов имеет следующий вид [2]:

$$\begin{aligned} a_{k+1} &= a_k + K_{k+1}[Z_{k+1} - f(a_k, k)] \\ P_{k+1} &= P_k - P_k H_{k+1}^T (H_{k+1} P_k H_{k+1}^T + R_{k+1})^{-1} H_{k+1} P_k \\ K_{k+1} &= P_{k+1} H_{k+1}^T R_{k+1}^{-1}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $H_{k+1} = \frac{\partial f(a_k, k)}{\partial a_k}$, $a^T = [a, c, d, e]$.

В качестве функции, которая определяет изменение угловой скорости вращения ротора БДПТ, используем аналитическое выражение апериодического звена второго порядка [2]:

$$\omega(t) = k \cdot u(t) \left[1 - \frac{T_3}{T_3 - T_4} e^{-\frac{t}{T_3}} + \frac{T_4}{T_3 - T_4} e^{-\frac{t}{T_4}} \right], \quad \omega(t) = f(a), \quad (4)$$

где коэффициенты k , T_3 , T_4 , T_1 , T_2 связаны с параметрами математической модели следующими выражениями [2]:

$$k = d/c; \quad T_{3,4} = \frac{T_1}{2} \pm \sqrt{\frac{T_1^2}{4} - T_2^2}, \quad (5)$$

$$T_1 = \frac{a}{ec}, \quad T_2 = \frac{1}{\sqrt{ec}}. \quad (6)$$

В результате вектор $a = [a, c, d, e]$ является вектором параметров математической модели и представляет из себя матрицу-столбец из коэффициентов параметров модели.

Для «запуска» работы алгоритма необходимо задать начальные значения вектора идентифицируемых параметров, а также корреляционную матрицу ошибок оценивания P_0 , исходя из априорной информации о параметрах математической модели, которая задается в виде суммы квадратов отклонений задаваемых коэффициентов от истинных значений.

Истинные значения параметров ОУ задавались равными [1]:

$$a = -1431,1; \quad c = -367,8; \quad d = 6811,1; \quad e = 363,2. \quad (7)$$

Начальное приближение параметров ОУ и значение корреляционной матрицы ошибок оценивания P_0 задавалось равным:

$$a_0 = -1300, c_0 = -400, d_0 = 7500, e_0 = 350,$$

$$P_0 = \text{diag}[4000, 1000, 500000, 200].$$

Матрица ошибок измерения R принималась равной:

$$\sigma_{\omega} = 50 \text{ об/мин}; \quad R = [50].$$

Заданное входное воздействие напряжения питания БДПТ принималось равным $u = 270\text{В}$.

Критерием окончания процесса идентификации являлось условие:

$$a_{n+1} - a_n < \varepsilon, \quad (8)$$

где ε – заданная ошибка оценивания коэффициентов.

Графики ошибок оценивания параметров математической модели БДПТ представлены на рис. 1-4.

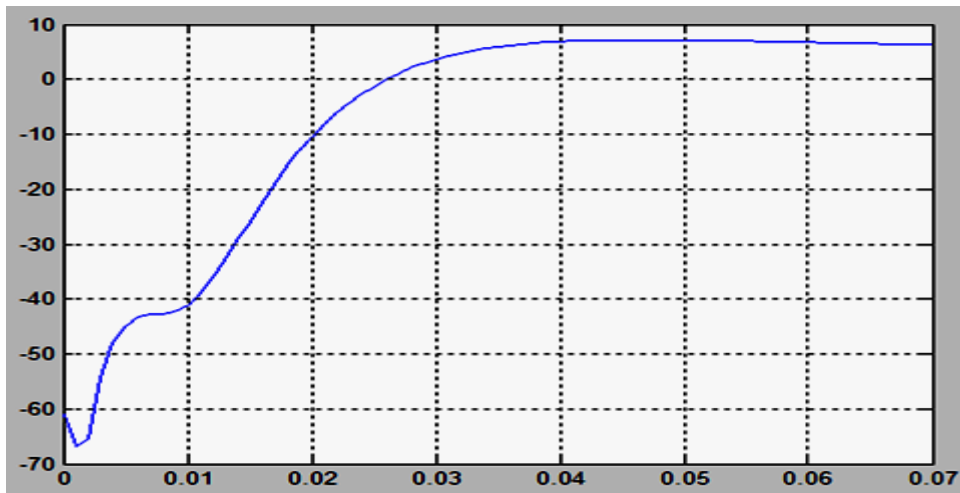


Рисунок 1 – Ошибка идентифицируемого коэффициента D_a

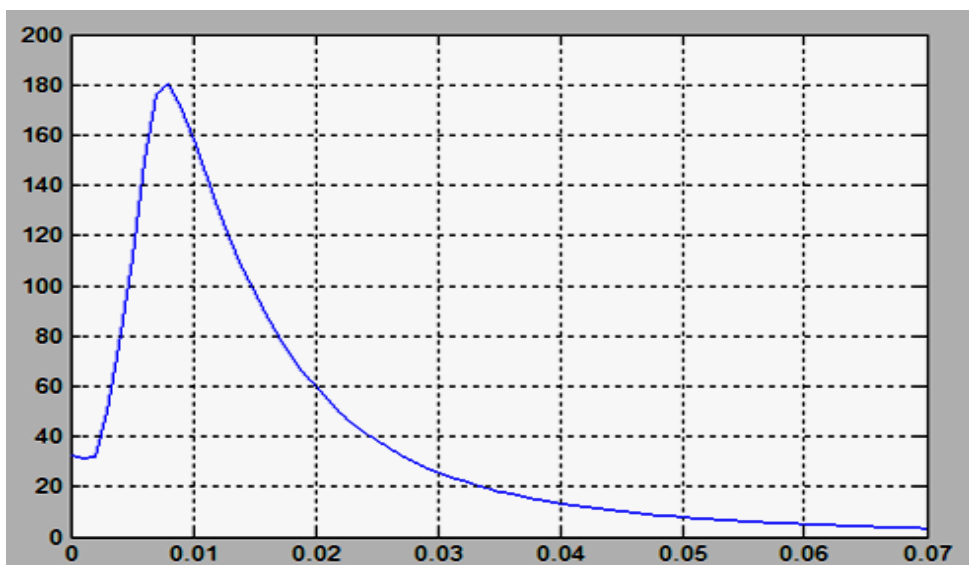


Рисунок 2 – Ошибка идентифицируемого коэффициента D_c

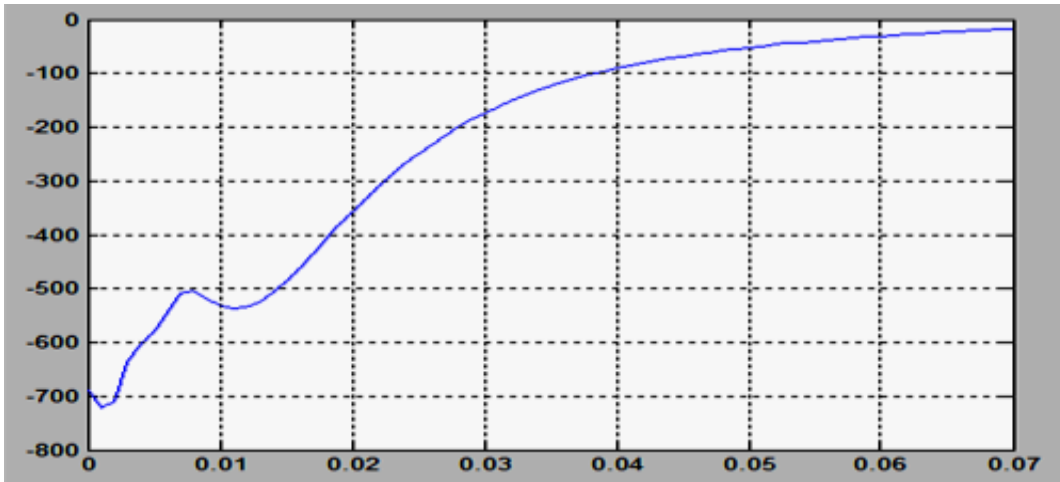


Рисунок 3 – Ошибка идентифицируемого коэффициента Δd

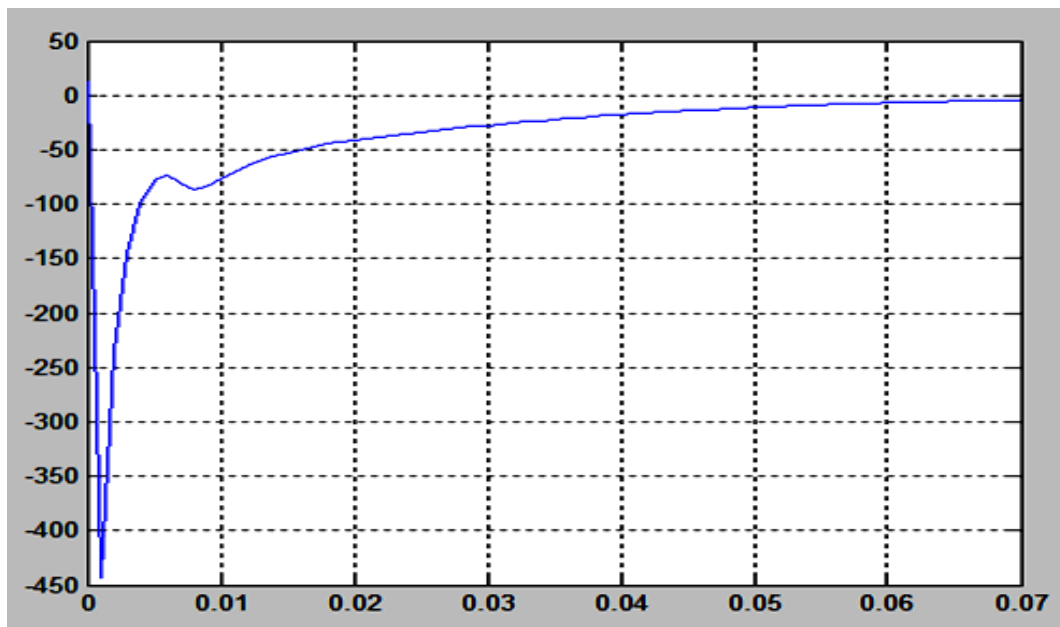


Рисунок 4 – Ошибка идентифицируемого коэффициента Δe

Из анализа графиков видно, что ошибка процесса идентификации параметров ОУ составляет 1-2% от их истинных значений и заканчивается на $t = 0,06$ секунде, что считается допустимым для решения задач идентификации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Адилова А. Т. Адаптивная система управления бесконтактного двигателя постоянного тока / А. Т. Адилова // Сборник материалов VII Международной молодежной научной конференции «Гражданская авиация: XXI век», 9-10 апреля 2015. – Ульяновск, УВАУ ГА(И), 2015. – С. 24–25.

2. Адилова А. Т. Особенности адаптивного управления бесконтактным двигателем постоянного тока / А. Т. Адилова, В. М. Попов // Сборник материалов II Всероссийской научно-практической конференции «Актуальные вопросы исследований в авионике: теория, обслуживание, разработки» – «АВИАТОР». – Воронеж: ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия имени профессора Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина», 2015. – С. 105–112.

ИСТОРИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ВС

Пестов Д. А.

pestov.denis2014@icloud.com

Колесников А. М.

(научный руководитель)

Цикловая комиссия авиационного оборудования

Курсановский филиал МГТУ ГА

(г. Курсанов)

В статье рассмотрены этапы развития самолётного электрооборудования и его перспективы развития. Дана подробная характеристика «полностью электрического самолёта» с точки зрения конструкции, стоимости эксплуатации, экологичности и топливной эффективности.

В настоящее время нет такой области техники, где бы не применялось электричество. Это обусловлено преимуществами электрической энергии перед другими видами энергии.

Термин «авиационное оборудование» (АО) на современных воздушных судах (ВС) объединяет большое количество разнообразных бортовых систем и комплексов. К ним относятся системы электроснабжения и системы электрооборудования планера и двигателя, внутренние и внешние светотехнические устройства, системы автоматического управления (САУ) полетом, навигационные системы и пилотажно-навигационные комплексы, системы приборного оборудования, системы обеспечения жизнедеятельности экипажа, оптико-электронные системы и ряд других систем.

При помощи электрической энергии осуществляется запуск авиадвигателей; работа многочисленных механизмов, приборов, аппаратов и радиоустройств; обогрев и сигнализация; обеспечение жизнедеятельности человека на больших высотах.

Объем электрооборудования зависит от многих факторов. Важнейшие из них: назначение самолета; его величина; скорость, дальность и высота полета; тип авиадвигателя.

1 ИСТОРИЯ

Историю самолетного электрооборудования можно разделить на несколько этапов.

Первый этап (1869–1910 гг.) охватывает время от первых проектов и попыток использования электричества в авиации до начала практического применения его на самолетах. Первый проект самолетного электрооборудования разработал в 1869 г. выдающийся русский электротехник А. Н. Лодыгин. На его вертолете («электролете») предусматривался электрический «движитель», комплекс электрооборудования, включавший аккумулятор, и изобретенные автором проекта лампы накаливания. Электрическая энергия поступала от аккумуляторов, гальванических батарей или подавалась с земли по проводам.

Второй этап (1910–1930 гг.) – этап формирования самолетного электрооборудования. На первых самолетах источником электроэнергии служил аккумулятор. Он использовался для зажигания горючей смеси в авиадвигателях и для освещения. Затем на отдельных самолетах появились и генераторы. Так, в 1912 г. для освещения, обогрева и радиосвязи на бомбардировщике «Илья Муромец» был установлен генератор переменного тока (1000 Гц, 2 кВА). С 1919 г. на самолетах стали применять постоянный ток напряжением 8В, а с 1923 г. 12 В. Генераторы вращались от ветрянки – специального воздушного винта, насаженного на вал генератора. С 1926 г. от ветрянок стали переходить на привод от авиадвигателя. К этому времени относится появление авиационных электрических приборов – стартеров, новых типов магнето, самолетных фар и светильников.

Третий этап (1930–1945 гг.) характерен стремительным развитием самолетного электрооборудования, обусловленным быстрым совершенствованием поршневой авиации. С ростом нагрузки бортовой сети ее напряжение с 1933 г. было повышено до 24 В.

В 1935–1937 гг. на заводе им. «Пенсе» под руководством А. К. Голдобенкова была разработана первая серия самолетных генераторов постоянного тока напряжением 27 В, мощностью 350, 500 и 1000 Вт и вибрационные регуляторы напряжения к ним.

В 1936 г. впервые в авиации на некоторых бомбардировщиках типа СБ была применена однопроводная система электроснабжения. С 1938 г. она была принята в США, а в середине 40-х годов на самолетах всех стран.

Важной вехой в истории авиационного электрооборудования стал 1939 г. На бомбардировщике Пе-2 впервые в авиации широко был использован электропривод. Это привело к повышению использования электроэнергии на самолетах. В 1943 г. на самолетах широко стали применяться угольные регуляторы напряжения. В 1944 г. появились новые провода (типа БПВЛ) с хлорвиниловой изоляцией. К 1945 г. для авиации была разработана серия генераторов типа ГСР мощностью до 9 кВт, высотой до 15–18 км с охлаждением путем продува.

Четвертый этап (1946–1959 гг.) характеризуется широким практическим применением реактивных самолетов. Это повлияло на электрооборудование авиадвигателей: оказались ненужными магнето, стали непригодными применявшиеся до этого электроинерционные стартеры. Новые стартеры и стартер-генераторы стали с автоматическим управлением.

Тяжелые самолеты продолжали выпускаться с поршневыми двигателями. К таким самолетам относится Ту-4 (1947 г.), для которого были разработаны новые системы электроснабжения и электропривода; электрические механизмы; осветительные устройства. В дальнейшем эти системы получили широкое применение и на других самолетах.

В 1956 г. был создан первый в мире – пассажирский реактивный самолет Ту-104. Для запуска авиадвигателей на этом самолете был применен турбостартер, что коренным образом изменило электрическую схему системы запуска. С появлением других тяжелых самолетов подобного типа росла мощность их электросистем. Стала ясной необходимость нового повышения напряжения самолетной электросети. Для этого наиболее удобной оказалась система трехфазного тока. В это время были разработаны самолетные системы 208/120В трехфазного тока и щеточные генераторы (типов СГС и СГО), работавшие при нефиксированной частоте.

В середине 50-х годов появились надежные силовые кремниевые выпрямители, на базе которых началось производство бесщеточных генераторов переменного тока и статических преобразователей. На их основе к концу 50-х годов начался серийный выпуск агрегатов системы электроснабжения трехфазного тока 208/120 В фиксированной частоты.

Так, в конце четвертого этапа была подготовлена принципиально новая техническая база систем электрооборудования самолетов, основанная на полупроводниковой электронике.

Пятый, современный, этап, начавшийся примерно с 1960 г., связан с ростом производства тяжелых реактивных самолетов, увеличением скорости, дальности и высоты полета. В связи с этим возросла мощность электросистем. Это привело к полной перестройке систем

электропитания, начавшейся с тяжелых самолетов. Для них в качестве основного был принят переменный трехфазный ток 208/120 В фиксированной частоты, разработаны принципиально новые бесконтактные генераторы трехфазного тока (серии ГТ), полупроводниковый преобразователь статический и статические преобразователи рода тока. Новая система электропитания была применена на самолете Ил-62, а затем и на других самолетах С. В. Ильюшина, А. Н. Туполева, П. О. Сухого.

На легких и средних самолетах сохранились электрические системы постоянного тока со щеточными генераторами и преобразователями. К началу семидесятых годов дальнейшее совершенствование щеточных генераторов постоянного тока стало технически невозможным. На смену им пришли бесконтактные генераторы (серии ГСБК) с бесконтактной аппаратурой управления. Они оказались более надежными, чем контактные, и позволили получить большую мощность на единицу массы.

В течение рассматриваемого этапа были созданы новые герметичные коммутационные и защитные аппараты; электромеханизмы переменного тока; осветительные и светосигнальные устройства, система красного света в кабинах и маяки.

Таким образом, на пятом этапе происходит значительная качественная реконструкция электрооборудования самолетов, определившая направление его развития на дальнейшие годы.

2 ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ

Предъявление высоких требований к самолетам следующего поколения, с точки зрения стоимости эксплуатации, экологичности и топливной эффективности, ставит перед авиационными специалистами целый ряд проблем, которые требуют поиска принципиально новых подходов к построению энергетической системы самолета.

Как известно, в настоящее время на самолетах используются три энергетические системы: система электропитания, гидравлическая система, пневматическая система.

Такое построение бортовой энергетической системы для перспективных ВС не является оптимальным, требует существенных затрат на ее эксплуатацию и вызывает значительные трудности при интеграции бортового оборудования [3].



Рисунок 1 – Основные системы «полностью электрического самолета»

Одним из наиболее перспективных направлений создания конкурентоспособного отечественного самолета является переход к концепции самолета с полностью электрифицированным оборудованием (условное устоявшееся наименование – «полностью электрический самолет» или ПЭС).

Под «полностью электрическим самолетом» понимается самолет с единой централизованной системой электроснабжения, обеспечивающей все энергетические потребности самолета.

На ПЭС электрическая энергия будет применяться для питания наиболее энергоемких систем, которые традиционно использовали для своего функционирования гидравлическую и пневматическую энергию. К таким системам, прежде всего, относятся:

- система управления аэродинамическими поверхностями и взлетно-посадочными устройствами самолета;
- система кондиционирования воздуха;
- противообледенительная система самолета;
- система запуска авиадвигателя.

Реализация концепции ПЭС позволит исключить (минимизировать) централизованную гидросистему самолета и ликвидировать пневмосистему с отбором воздуха от авиадвигателя.

На рис. 1 представлены основные системы «полностью электрического самолета».

Возможность и целесообразность создания самолетов с полностью электрифицированным оборудованием в настоящее время обусловлены:

– развитием силовой электроники и разработкой на их базе мощных полупроводниковых преобразовательных устройств и бесконтактной твердотельной коммутационной и защитной аппаратуры;

– разработкой новых магнитных материалов и созданием на их основе мощных источников электрической энергии и двигателей электромеханических приводов систем управления полетом, не уступающим по своим основным характеристикам гидро- и пневмоприводам;

– значительными успехами в области микроэлектроники и микропроцессорной техники, открывшими реальные перспективы внедрения цифровых систем управления электроэнергетическим комплексом.

На основании проведенных исследований было определено, что замена всех видов энергии на борту самолета только на электрическую энергию, должна, в конечном итоге, обеспечить улучшение аэродинамических характеристик самолета, увеличение дальности полета, снижение массы авиадвигателя и самолета, улучшение режимов работы силовой установки, уменьшение расхода топлива и т. д. [3].

По некоторым оценкам, реализация концепции ПЭС применительно к тяжелому транспортному самолету позволит получить:

- снижение потребления топлива – 8–12 %;
- снижение полной взлетной массы – 6–10 %;
- снижение прямых эксплуатационных расходов – 5–10 %;
- снижение стоимости жизненного цикла – 3–5 %;
- увеличение среднего налета на отказ – 5–6 %;
- снижение времени технического обслуживания – 4–4,5 %.

На самолетах «меньших» размерностей эффект ниже. И в основном сводится к упрощению системы технического обслуживания и повышению надежности и живучести.

Повышение уровня электрификации «полностью электрических самолетов», естественно, будет сопровождаться увеличением мощности как источников электрической энергии, так и системы электроснабжения (СЭС) в целом.

В связи с чем остро встает вопрос о выборе рационального вида электроэнергии, вырабатываемой первичными источниками (генераторами).

В настоящее время наиболее перспективными для ПЭС являются система электроснабжения переменного тока переменной частоты (в диапазоне 360–800 Гц) и система электроснабжения постоянного тока повышенного напряжения ($U = 270 \text{ В}$) [3].

Варианты структур систем электроснабжения перспективных ВС приведены на рис. 2.

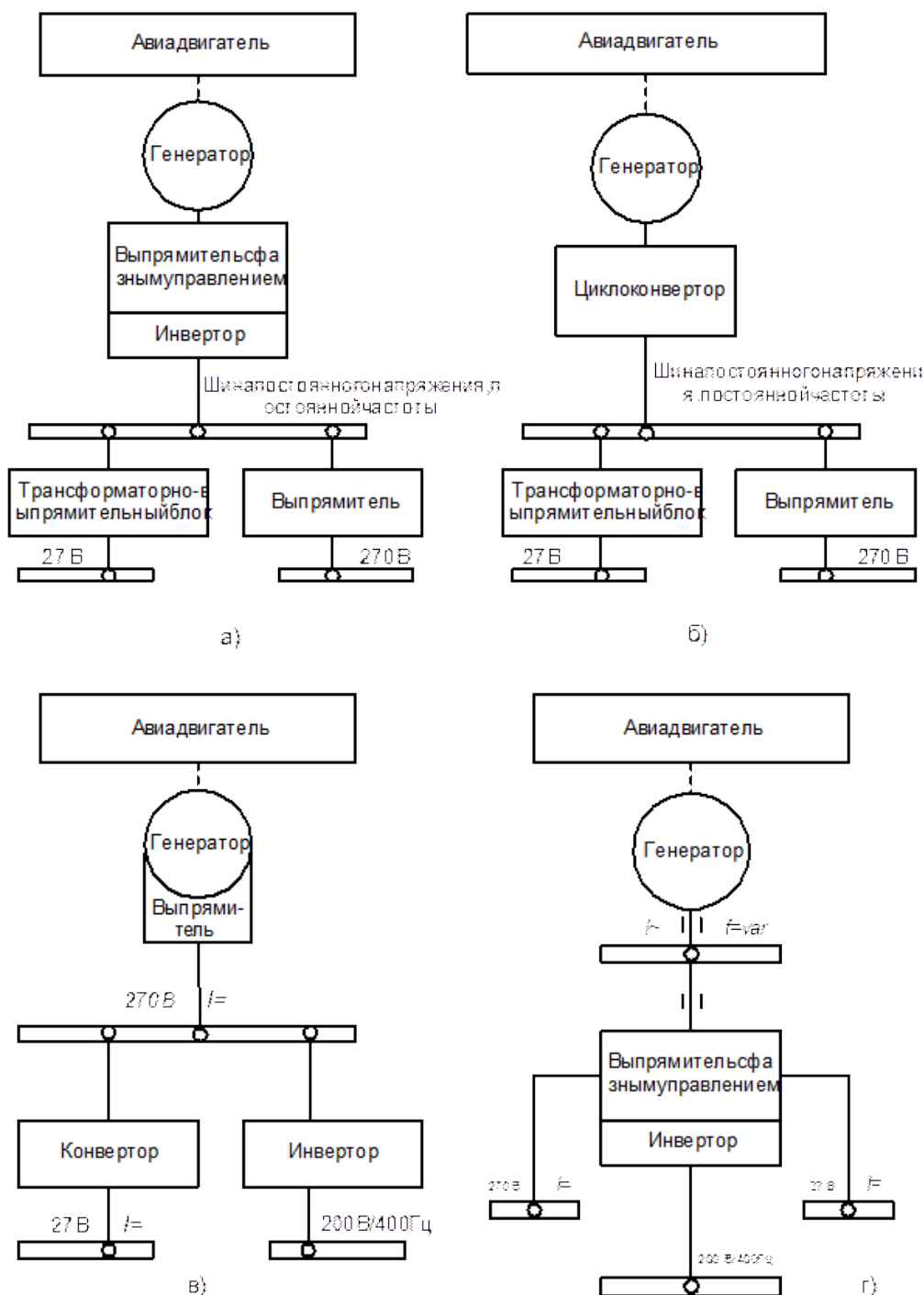


Рисунок 2 – Варианты структур систем электроснабжения перспективных ВС: а – система ПСПЧ со звеном постоянного тока; б – система ПСПЧ с циклоконвертором; в – система ПСПЧ повышенного напряжения; г – система переменного тока нестабильной частоты

В результате такой реализации может быть создан отдельный класс многоканальных авиационных СЭС – адаптивных с цифровой системой управления, в которых эффективно осуществляются [1]:

– функциональное изменение структуры при повреждении (отказах) её элементов путем направленного использования резервных элементов (источников энергии, фидеров);

– защита её элементов без выдержки времени;

– управление качеством и распределением электроэнергии;

– встроенная система диагностирования, практически без запаздывания определяющая вид и место неисправности с точностью до элемента;

– контроль за наличием энергоресурсов.

Основными условиями адаптивной СЭС являются:

– использование централизованно управляемых энергетических связей (основных и резервных) между системой генерирования и центрами электрических нагрузок;

– обеспечение информацией о признаках функционирования СЭС от элементов первичной системы распределения;

– наличие алгоритмического обеспечения цифровой системы управления.

Как объект цифрового управления система электроснабжения современного ВС по сравнению с другими системами бортового оборудования имеет высокую скорость протекания электромагнитных процессов, большой объем информации, необходимой для решения задач регулирования и защиты, а также пространственную разобщенность основных её элементов. Всё это накладывает определенные ограничения на структуру цифровой вычислительной системы, обуславливает высокие требования к её быстродействию и ёмкости оперативных и постоянных запоминающих устройств [1].

ЛИТЕРАТУРА

1. Лекции [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: www.lektsii.com (дата обращения 17.11.2015).
2. Копилка знаний [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: www.fan-5.ru (дата обращения 17.11.2015).
3. Воронович С. Полностью электрический самолёт. Современное состояние и перспективы развития [текст] / С. Воронович, В. Каргопольцев, В. Кутахов // Журнал «Авиапанорама». – 2009. – Март-Апрель. – С. 14–17.

ЦИФРОВОЙ ИЗМЕРИТЕЛЬ ЧАСТОТЫ ВРАЩЕНИЯ ВАЛА АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Савченкова Е. В.
ekaterina5165@mail.ru

Лайков М. И.
(научный руководитель)
laikov.mi@yandex.ru

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В статье рассматривается вопрос разработки цифрового блока контрольно-измерительной аппаратуры по исследованию тахометров в программной среде LabVIEW.

Развитие авиации невозможно без использования передовых технологий при производстве, обслуживании и ремонте летательных аппаратов.

Основной задачей данной разработки является проектирование и внедрение в процесс создания и эксплуатации воздушных судов современных высокоточных средств измерения и диагностики нового поколения.

С этой целью происходит внедрение контрольно-проверочного оборудования нового поколения на основе цифровой техники.

Предлагается реализовать блок цифрового измерителя частоты вращения вала авиационного двигателя.

Схема реализации данного блока показана на рис. 1.

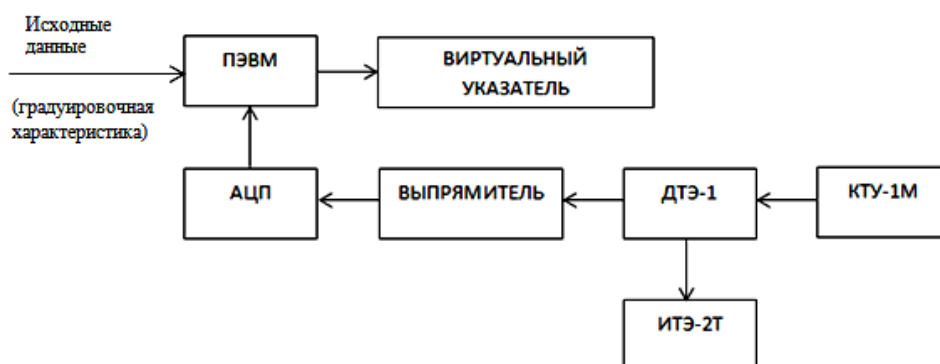


Рисунок 1 – Структурная схема реализации данного блока

Задача измерения частоты вращения решается поэтапно, следующим образом:

1. Снимается градуировочная характеристика датчика ДТЭ-1, приведенная в табл. 1. в виде зависимости выходного напряжения от частоты вращения указателя ИТЭ-2Т.

Таблица 1 – Зависимость выходного напряжения датчика ДТЭ-1 от частоты вращения n , % указателя ИТЭ-2Т

$n, \%$	$U, В$
0	0
10	0,32
20	0,85
30	1,37
40	1,88
50	2,37
60	2,83
70	3,3
80	3,74
90	4,18
100	4,61
110	5

2. Для получения результатов измерения частоты вращения с датчика ДТЭ-1 выходное переменное напряжение выпрямляется с помощью выпрямителя и подается на аналого-цифровой преобразователь (АЦП), и далее в ПЭВМ в среду LabVIEW.

Вид градуировочной характеристики показан на рис. 2.

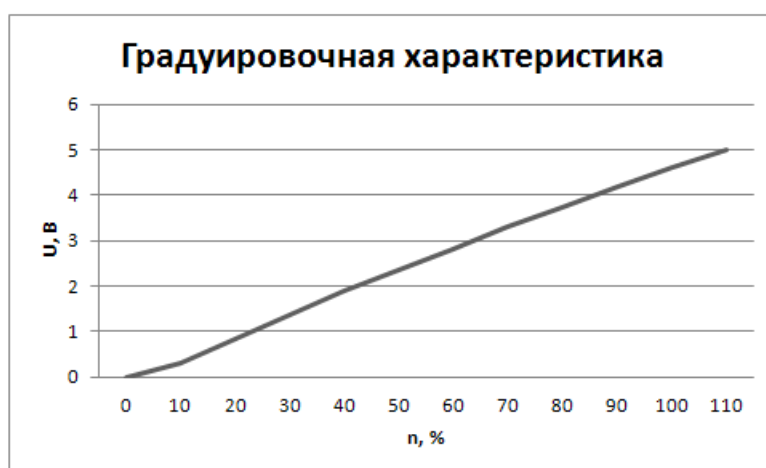


Рисунок 2 – Градуировочная характеристика зависимости указателя ИТЭ-2Т и датчика ДТЭ-1

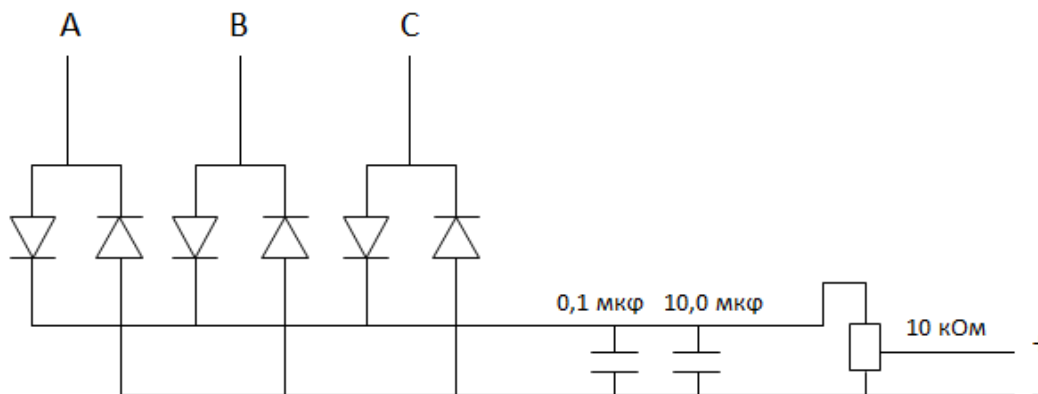


Рисунок 3 – Структурная схема выпрямителя

Структурная схема выпрямителя приведена на рис. 3.

В блоке математики LabVIEW частота вращения определяется по формуле:

$$n = k_0 + k_1U + k_2U^2 + k_3U^3 + k_4U^4, \quad (1)$$

где коэффициенты полинома k_0, k_1, k_2, k_3, k_4 получены с помощью метода наименьших квадратов при аппроксимации градуировочной характеристике датчика ДТЭ-1 и имеют следующие значения:

$$\begin{aligned} k_0 &= -0,2250001023; \\ k_1 &= 0,0054449496197; \\ k_2 &= -0,000020760533267; \\ k_3 &= -0,000000913946985384; \\ k_4 &= 0,0000000050990650357. \end{aligned}$$

Далее показания частоты вращения выдаются на виртуальный указатель.

Внедрение цифровой контрольно-измерительной аппаратуры позволит повысить:

- организацию работ в лабораториях авиапредприятий и учебных заведений;
- качество обслуживания авиационных тахометров;
- точность измерения.

При этом уменьшатся трудозатраты на обслуживание авиационных тахометров.

ЛИТЕРАТУРА

1. Визильтер Ю. В. Обработка и анализ цифровых изображений с примерами на LabVIEW/IMAQVision / Ю. В. Визильтер, С. Ю. Желтов, В. А. Князь, А. Н. Ходарев, А. В. Моржин. – М.: ДМК Пресс, 2007. – 233 с.

2. Виноградова Н. А. Разработка прикладного программного обеспечения в среде LabVIEW: учебное пособие / Н. А. Виноградова, Я. И. Листратов, Е. В. Свиридов. – М.: Издательство МЭИ, 2005. – 47 с.

ОБЩАЯ ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА ДВУХФАЗНОГО ИНДУКЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ПРИМЕРЕ ДИД-0,6ТА

Алексеев А. И.

Кивокурцев А. Л.
(научный руководитель)
kivokurtsev_al@mail.ru

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Представлен краткий обзор технологии производства двухфазного индукционного двигателя. Рассматривается техника безопасности при работе, оборудование рабочего места, инструмент, приспособления, основные детали и материалы, основные технологические операции производства, контроль качества выполняемых работ.

Двухфазный Индукционный Двигатель предназначен для работы в качестве исполнительного двигателя в системах авиационной автоматики. Благодаря высокой чувствительности, малому моменту инерции ротора и хорошему быстродействию, двигатели ДИД чаще всего применяют в позиционных следящих системах. Допускается использование ДИД в заторможенном режиме в качестве моментного двигателя.

Внешний вид двухфазного индукционного двигателя ДИД представлен на рис. 1, 2.

Двигатели ДИД не следует применять в программных механизмах, где требуется неизменная скорость. Так как скорость вращения как под нагрузкой, так и на холостом ходу может меняться в довольно широких пределах от образца к образцу, а также у одного и того же образца в зависимости от состояния подшипниковых узлов.



Рисунок 1 – Внешний вид двухфазного индукционного двигателя ДИД

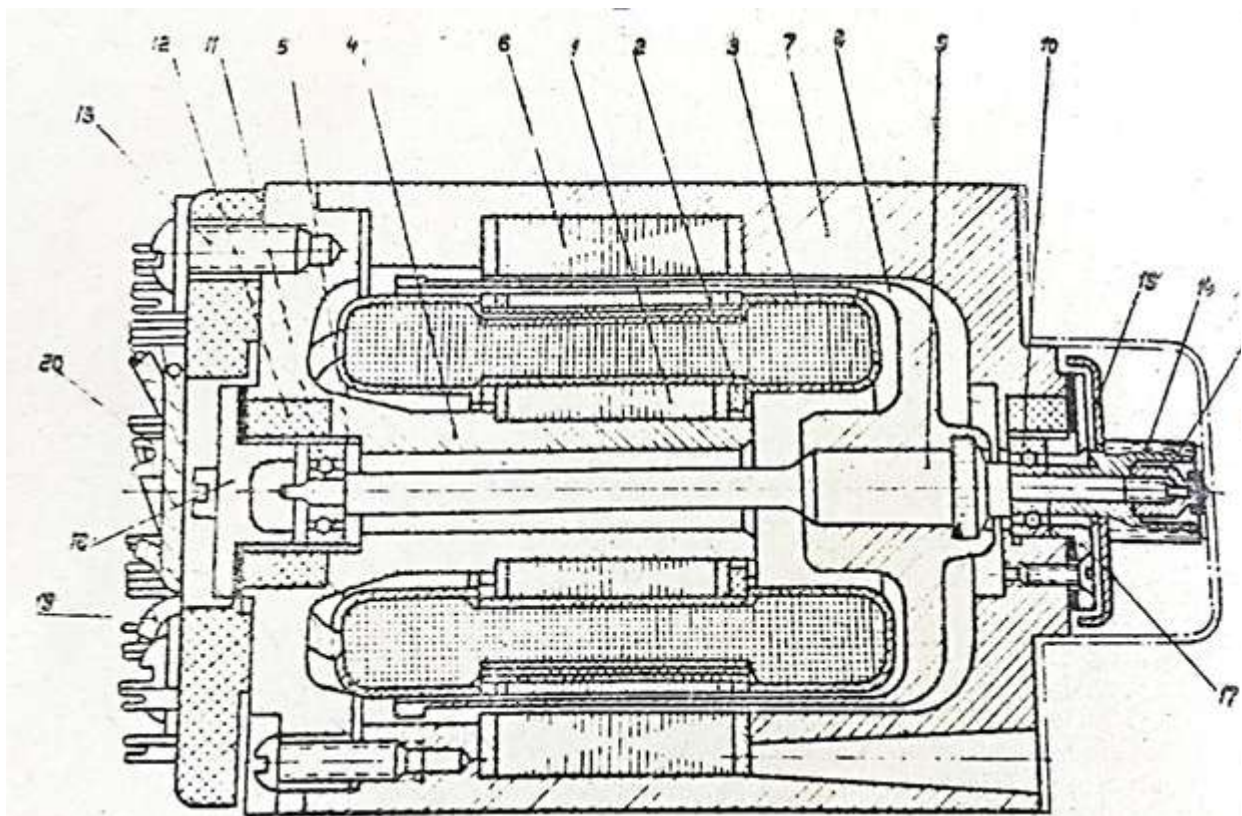


Рисунок 2 – Конструкция ДИД: 1 – пакет статора; 2 – изоляционная пластина; 3 – колпачок; 4 – сердечник; 5 – стальная втулка; 6 – наружный магнитопровод; 7 – корпус; 8 – ротор; 9 – вал; 10 – передний подшипник; 11 – задний подшипник; 12 – сальник; 13 – винт; 14 – трубка; 15 – экран; 16 – гайка; 17 – передняя крышка; 18 – задняя крышка; 19 – ламели; 20 – панель

Двигатель ДИД является обратимой машиной, в силу чего принципиально возможно применение его в качестве тахогенератора, однако необходимо иметь в виду, что параметры машины в этом режиме не стабильны (от образца к образцу), могут быть весьма низкими и не гарантируются заводом изготовителем [2].

Двухфазный индукционный двигатель имеет две обмотки, расположенных под углом 90; одна из них подключена к сети, а на другую подается управляющее напряжение. Направление вращения двигателя зависит от сдвига фаз этих напряжений. Если же на обмотки подано напряжение различных частот, то двигатель вращаться не будет [1].

Основные характеристики ДИД-0,6ТА:

Напряжение возбуждения	36 (В);
Напряжение управления.....	30 (В);
Частота.....	400 (Гц);
Пусковой момент.....	2,6 (г.см);
Скорость холостого хода.....	16000 (об/мин);
Пусковой ток возбуждения.....	80 (ма);
Пусковой ток управления.....	130 (ма);
Максимальная мощность на валу.....	0,6 (Вт);
Момент инерции ротора.....	10.10(-4) (Г.см/с);
Электромеханическая постоянная времени.....	175 (м/сек);
КПД.....	13 (%);
Вес.....	60 (г).

Двигатель типа ДИД является асинхронной двухфазной машиной с полым немагнитным ротором. Вращающееся магнитное поле, создаваемое обмотками статора, наводит в полем роторе токи, которые, взаимодействуя с полем статора, создают крутящий момент.

В двухфазных асинхронных двигателях обе фазы обмотки статора с фазными зонами по 90 град являются рабочими. Они расположены в пазах магнитопровода статора так, что их магнитные оси образуют угол 90 град. Эти фазы обмотки статора отличаются друг от друга не только числом витков, но и номинальными напряжениями и токами, хотя при номинальном режиме двигателя полные мощности их одинаковы.

В одной из фаз обмотки статора постоянно находится конденсатор Ср, который в условиях номинального режима двигателя обеспечивает возбуждение кругового вращающегося магнитного поля. Переход к нагрузке двигателя, отличной от номинальной, сопровождается изменением вращающегося магнитного поля, которое вместо кругового становится эллиптическим. Это ухудшает рабочие свойства двигателя, а при пуске снижает начальный пусковой момент до $M_p < 0,3 M_{ном}$, ограничивая этим применение двигателей с постоянно включенным конденсатором только в установках с легкими условиями пуска.

Для повышения начального пускового момента параллельно рабочему конденсатору C_p включают пусковой конденсатор C_n , емкость которого намного больше емкости рабочего конденсатора и зависит от кратности начального пускового момента, которая может быть доведена до двух и более.

После разгона ротора до скорости 0,6–0,7 номинальной пусковой конденсатор отключают для избежания перехода кругового вращающегося магнитного поля в эллиптическое, ухудшающее рабочие характеристики двигателя [3].

Общая технология производства ДИД:

- заготовительная (контроль полученных изделий);
- сборка;
- смазка подшипников;
- окончательная сборка;
- контроль ЭДС трансформации разброса, направления вращения вала и фазы входного напряжения генератора;
- исполнительский контроль;
- технический контроль;
- разборка одного изделия;
- контроль частоты сборки;
- доводка величины ЭДС трансформации после производственного контроля [4].

Благодаря высокой чувствительности, малому моменту инерции ротора и хорошему быстрдействию двигателя ДИД чаще всего применяют в позиционных следящих системах, и поэтому при производстве двухфазных индукционных двигателей главным показателем является качество изделий и чистота сборки. Поэтому для того, чтобы осуществлять сборку ДИД, необходимо не только изучить правильную технологию и строго следовать инструкциям технической документации, но и относиться к этому процессу со всей серьезностью и понимать свою ответственность.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гинзбург С. А. «Основы автоматики и телемеханики».
2. Техническая литература и описание технологических процессов, выдаваемое на ОАО «Улан-Удэнском приборостроительном производственном объединении».
3. Воробьев И. М. «Авиационные электрические машины».
4. Рекламный материал «Улан-Удэнское приборостроительное производственное объединение» [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.uipro.ru/> (дата обращения 17.11.2015).

ТЕХНОЛОГИЯ ПРОВЕРКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ БЛОКА РЕГУЛЯТОРА НАПРЯЖЕНИЯ

Гильдебрант В. А.

Кивокурцев А. Л.
(научный руководитель)
kivokurtsev_al@mail.ru

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Представлен краткий обзор блоков регуляторов напряжения, используемых в современной авиации, их принцип действия и основные ошибки. Рассмотрен пример Бортового регулятора напряжения (БРН), представлена технология проверки работоспособности бортового регулятора напряжения.

Регулятор напряжения поддерживает напряжение бортовой сети в заданных пределах во всех режимах работы при изменении частоты вращения ротора генератора, электрической нагрузки, температуры окружающей среды. Кроме того, он может выполнять дополнительные функции – защищать элементы генераторной установки от аварийных режимов и перегрузки, автоматически включать в бортовую сеть цепь обмотки возбуждения или систему сигнализации аварийной работы генераторной установки [1, 2, 4].

Все регуляторы напряжения работают по единому принципу. Напряжение генератора определяется тремя факторами:

- частотой вращения ротора;
- силой тока отдаваемой генератором в нагрузку;
- величиной магнитного потока, создаваемой током обмотки возбуждения.

Чем выше частота вращения ротора и меньше нагрузка на генератор, тем выше напряжение генератора. Увеличение силы тока в обмотке возбуждения увеличивает магнитный поток и с ним напряжение генератора, снижение тока возбуждения уменьшает напряжение.

Все регуляторы напряжения, отечественные и зарубежные, стабилизируют напряжение изменением тока возбуждения. Если напряжение возрастает или уменьшается, регулятор, соответственно, уменьшает или увеличивает ток возбуждения и вводит напряжение в нужные пределы.

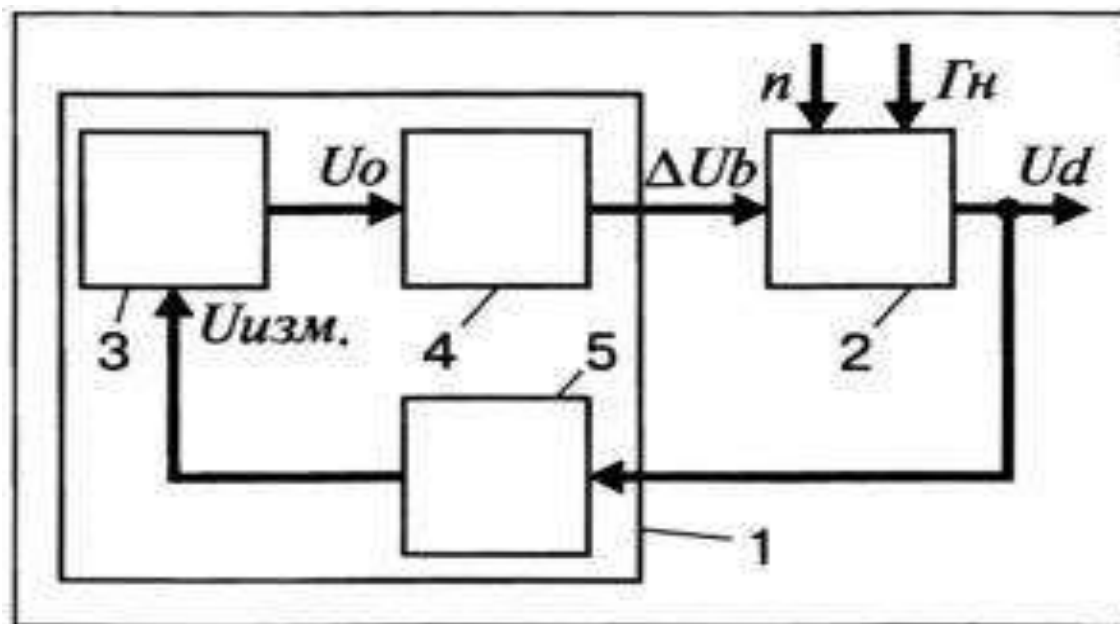


Рисунок 1 – Блок-схема регулятора напряжения

Регулятор 1 содержит измерительный элемент 5, элемент сравнения 3 и регулирующий элемент 4. Измерительный элемент воспринимает напряжение генератора 2 U_d и преобразует его в сигнал $U_{изм.}$, который в элементе сравнения сравнивается с эталонным значением $U_{эт.}$

Если величина $U_{изм.}$ отличается от эталонной величины $U_{эт.}$, на выходе измерительного элемента появляется сигнал U_o , который активизирует регулирующий элемент, изменяющий ток в обмотке возбуждения так, чтобы напряжение генератора вернулось в заданные пределы.

Таким образом, к регулятору напряжения обязательно должно быть подведено напряжение генератора или напряжение из другого места бортовой сети, где необходима его стабилизация, например, от аккумуляторной батареи, а также подсоединена обмотка возбуждения генератора. Если функции регулятора расширены, то и число подсоединений его в схему растет.

Чувствительным элементом электронных регуляторов напряжения является входной делитель напряжения. С входного делителя напряжение поступает на элемент сравнения, где роль эталонной величины играет обычно напряжение стабилизации стабилитрона. Стабилитрон не пропускает через себя ток при напряжении ниже напряжения стабилизации и пробивается, т.е. начинает пропускать через себя ток, если напряжение на нем превысит напряжение стабилизации. Напряжение же на стабилитроне остается при этом практически неизменным.

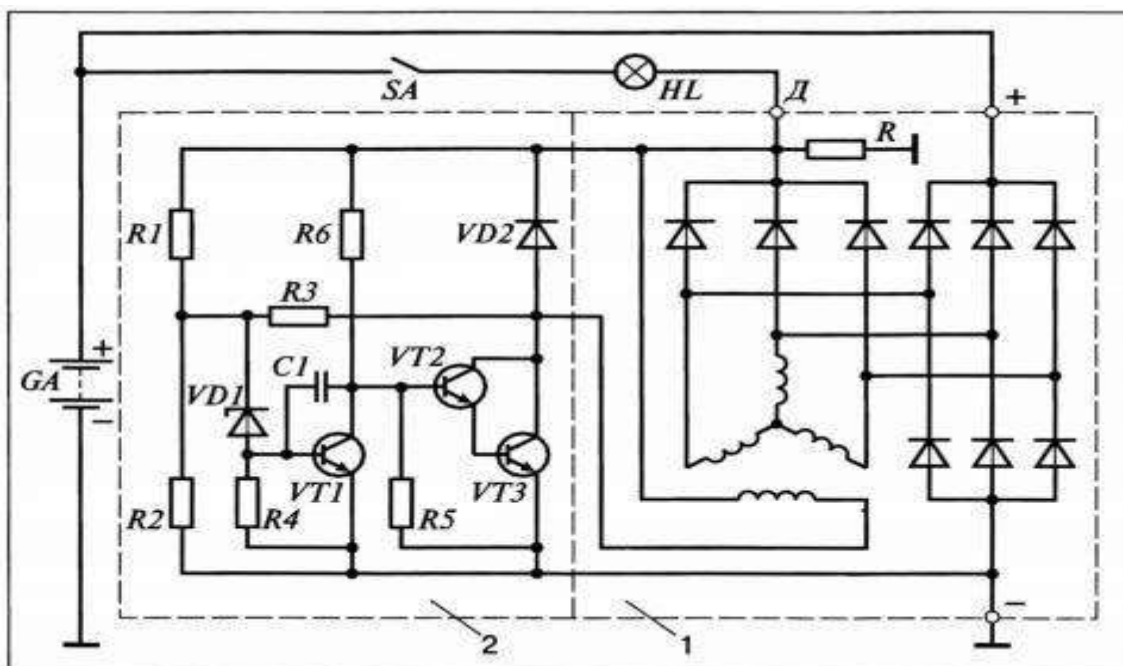


Рисунок 2 – Схема электронного транзисторного регулятора напряжения:
1 – генератор; 2 – регулятор

Ток через стабилитрон включает электронное реле, которое коммутирует цепь возбуждения таким образом, что ток в обмотке возбуждения изменяется в нужную сторону. В вибрационных и контактно-транзисторных регуляторах чувствительный элемент представлен в виде обмотки электромагнитного реле, напряжение к которой, впрочем, тоже может подводиться через входной делитель, а эталонная величина – это сила натяжения пружины, противодействующей силе притяжения электромагнита.

Коммутацию в цепи обмотки возбуждения осуществляют контакты реле или, в контактно-транзисторном регуляторе, полупроводниковая схема, управляемая этими контактами.

Поскольку вибрационные и контактно-транзисторные регуляторы представляют лишь исторический интерес, а в отечественных и зарубежных генераторных установках в настоящее время применяются электронные транзисторные регуляторы, удобно рассмотреть принцип работы регулятора напряжения на примере простейшей схемы, близкой к отечественному регулятору напряжения Я112А1 и регулятору ЕЕ14V3 фирмы BOSCH (рис. 2).

Регулятор 2 на схеме работает в комплекте с генератором 1, имеющим дополнительный выпрямитель обмотки возбуждения. Чтобы понять работу схемы, следует вспомнить, что, как было показано выше, стабилитрон не пропускает через себя ток при напряжениях ниже величины напряжения стабилизации. При достижении напряжением этой величины, стабилитрон

пробивается, и по нему начинает протекать ток.

Транзисторы же пропускают ток между коллектором и эмиттером, т. е. открыты, если в цепи база-эмиттер ток протекает, и не пропускают этого тока, т. е. закрыты, если базовый ток прерывается.

Напряжение к стабилитрону VD1 подводится от выхода генератора Д через делитель напряжения на резисторах R1, R2. Пока напряжение генератора невелико, и на стабилитроне оно ниже напряжения стабилизации, стабилитрон закрыт, ток через него, а следовательно, и в базовой цепи транзистора VT1 не протекает, транзистор VT1 закрыт. В этом случае ток через резистор R6 от вывода Д поступает в базовую цепь транзистора VT2, он открывается, через его переход эмиттер-коллектор начинает протекать ток в базе транзистора VT3, который открывается тоже. При этом обмотка возбуждения генератора оказывается через переход эмиттер-коллектор VT3 подключена к цепи питания.

Соединение транзисторов VT2, VT3, при котором их коллекторные выводы объединены, а питание базовой цепи одного транзистора производится от эмиттера другого, называется схемой Дарлингтона. При таком соединении оба транзистора могут рассматриваться как один составной транзистор с большим коэффициентом усиления. Обычно такой транзистор и выполняется на одном кристалле кремния.

Если напряжение генератора возросло, например, из-за увеличения частоты вращения его ротора, то возрастает и напряжение на стабилитроне VD1. При достижении этим напряжением величины напряжения стабилизации стабилитрон VD1 пробивается, ток через него начинает поступать в базовую цепь транзистора VT1, который открывается и своим переходом эмиттер-коллектор закорачивает вывод базы составного транзистора VT2, VT3 на «массу». Составной транзистор закрывается, разрывая цепь питания обмотки возбуждения. Ток возбуждения спадает, уменьшается напряжение генератора, закрываются стабилитрон VD2, транзистор VT1, открывается составной транзистор VT2, VT3, обмотка возбуждения вновь включается в цепь питания, напряжение генератора возрастает и т. д., процесс повторяется.

На рис. 3 обозначено: $t_{вкл}$ и $t_{выкл}$ – соответственно время включения и выключения обмотки возбуждения генератора; n_1 и n_2 – частоты вращения ротора генератора, причем n_2 больше n_1 ; $I_{в1}$ и $I_{в2}$ – среднее значение тока в обмотке возбуждения.

Регулировка напряжения генератора регулятором осуществляется дискретно через изменение относительного времени включения обмотки возбуждения цепи питания. При этом ток в обмотке возбуждения изменяется так, как показано на рис. 3.

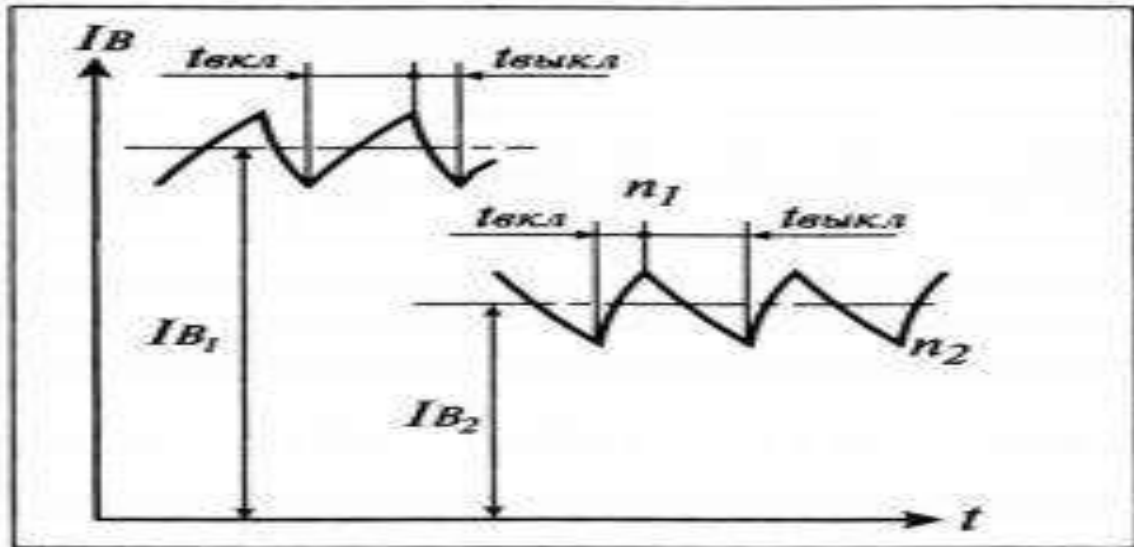


Рисунок 3 – Изменение силы тока в обмотке возбуждения I_B по времени t

Если частота вращения генератора возросла или нагрузка его уменьшилась, время включения обмотки уменьшается, если частота вращения уменьшилась, если нагрузка возросла – увеличивается.

В схеме регулятора по рис. 2 имеются элементы, характерные для схем, применяющихся на автомобилях регуляторов напряжения. Диод VD2 при закрытии составного транзистора VT2, VT3 предотвращает опасные всплески напряжения, возникающие из-за обрыва цепи обмотки возбуждения со значительной индуктивностью. В этом случае ток обмотки возбуждения может замыкаться через этот диод, и опасных всплесков напряжения не происходит. Поэтому диод VD2 называется гасящим.

Сопротивление R3 является сопротивлением жесткой обратной связи. При открытии составного транзистора VT2, VT3, оно оказывается подключенным параллельно сопротивлению R2 делителя напряжения. При этом напряжение на стабилитроне VD2 резко уменьшается, что ускоряет переключение схемы регулятора и повышает частоту этого переключения. Это благотворно сказывается на качестве напряжения генераторной установки [3].

Конденсатор C1 является своеобразным фильтром, защищающим регулятор от влияния импульсов напряжения на его входе. Вообще конденсаторы в схеме регулятора либо предотвращают переход этой схемы в колебательный режим и возможность влияния посторонних высокочастотных помех на работу регулятора, либо ускоряют переключения транзисторов. В последнем случае конденсатор, заряжаясь в один момент времени, разряжается на базовую цепь транзистора в другой момент, ускоряя броском разрядного тока переключение транзистора и, следовательно, снижая потери мощности в нем и его нагрев.

Из рис. 2 хорошо видна роль лампы контроля работоспособного

состояния генераторной установки HL. При неработающем двигателе внутреннего сгорания замыкание контактов выключателя зажигания SA позволяет току от аккумуляторной батареи GA через эту лампу поступать в обмотку возбуждения генератора. Этим обеспечивается первоначальное возбуждение генератора. Лампа при этом горит, сигнализируя, что в цепи обмотки возбуждения нет обрыва.

После запуска двигателя, на выводах генератора Д и «+» появляется практически одинаковое напряжение, и лампа гаснет. Если генераторная установка при работающем двигателе автомобиля не развивает напряжения, то лампа HL продолжает гореть и в этом режиме, что является сигналом об отказе генераторной установки или обрыве приводного ремня.

Введение резистора R в генераторную установку способствует расширению диагностических способностей лампы HL. При наличии этого резистора, если при работающем двигателе автомобиля произойдет обрыв цепи обмотки возбуждения, то лампа HL загорится.

Аккумуляторная батарея для своей надежной работы требует, чтобы с понижением температуры электролита напряжение, подводимое к батарее от генераторной установки, несколько повышалось, а с повышением температуры – понижалось.

Для автоматизации процессов изменения уровня поддерживаемого напряжения применяется датчик, помещенный в электролит аккумуляторной батареи и включаемый в схему регулятора напряжения. В простейшем случае термокомпенсация в регуляторе подобрана таким образом, что в зависимости от температуры поступающего в генератор охлаждающего воздуха напряжение генераторной установки изменяется в заданных пределах.

После запуска двигателя сигнал с вывода фазы генератора переводит схему регулятора в нормальный режим работы. Схема регулятора осуществляет в этом случае и управление лампой контроля работоспособного состояния генераторной установки.

Регулятор напряжения поддерживает напряжение бортовой сети в заданных пределах во всех режимах работы при изменении частоты вращения ротора генератора, электрической нагрузки, температуры окружающей среды. И поэтому при производстве БРН главным показателем является качество изделий и частота сборки. Поэтому, для того чтобы осуществлять сборку БРН необходимо не только изучить правильную технологию и строго следовать инструкциям технологической документации, но относиться к этому процессу со всей серьезностью и понимать свою ответственность [3].

ЛИТЕРАТУРА

1. Гинзбург С. А. Основы автоматики и телемеханики» / С. А. Гинзбург, И. Я. Лехтман, В. С. Малов \ под ред. С. А. Гинзбурга. – 4-е изд., перераб. – М.: Энергия, 1968. – 512 с.
2. Техническая литература и описание технических процессов, выдаваемое на ОАО «Улан-Удэнском приборостроительном производственном объединении».
3. Воробьев И. М. «Авиационные электрические машины».
4. Рекламный материал «Улан-Удэнское приборостроительное производственное объединение» [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.uipro.ru/> (дата обращения 17.11.2015).

ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА МОНИТОРИНГА ЛЁТНОЙ ГОДНОСТИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ. ПОЛЬЗОВАТЕЛЬСКИЕ МОДУЛИ

Щербаков И. Э.¹, Кислицын М. А.²

¹ zzziliyazzx@gmail.com, ² kislitsin.mixail2011@yandex.ru

Киселева Л. А.

(научный руководитель)

*Цикловая комиссия авиационного оборудования
Курсановский филиал МГТУ ГА
(г. Курсанов)*

В статье изложена информационно-аналитическая система мониторинга и ее пользовательские модули, предназначенные для решения задач информационного сопровождения эксплуатации авиационной техники субъекта информационно – аналитической системы мониторинга летной годности воздушных судов. Краткое содержание назначения каждого из пользовательского модуля. Описаны преимущества данных пользовательских модулей.

Гражданская авиация РФ на современном этапе развития представляет собой сложную динамическую систему, состоящую из большого числа взаимодействующих субъектов.

В современных условиях возрастает потребность в качественном информационном обеспечении производства и эксплуатации авиационной техники (АТ), что во многом связано с созданием в гражданской авиации и авиационной промышленности единого информационного пространства (ЕИП), сопровождающего работу по поддержанию и контролю летной

годности авиационной техники в рамках межотраслевой автоматизированной информационной системы для организаций и предприятий, осуществляющих деятельность в области эксплуатации авиационной техники.

Состав участников единого информационного пространства может включать следующие субъекты:

- авиационные администрации государств регистрации разработки, изготовления и эксплуатации АТ;
- привлекаемые организации (центры сертификации объектов ГА, экспертные организации, испытательные лаборатории, научные организации и др.);
- организации по ТО и Р АТ;
- разработчики и изготовители АТ, эксплуатанты ВС;
- организации-поставщики АТИ и ВС;
- авиационные лизинговые компании и др [1].

Единое информационное пространство основано на информационных ресурсах субъектов информационно-аналитической системы мониторинга летной годности воздушных судов (ИАС МЛГ ВС), информационные системы которых интегрируются посредством установки в субъектах пользовательских модулей и /или интерфейсов обмена и реализации требований к модернизации уже используемых ИС (рис. 1).

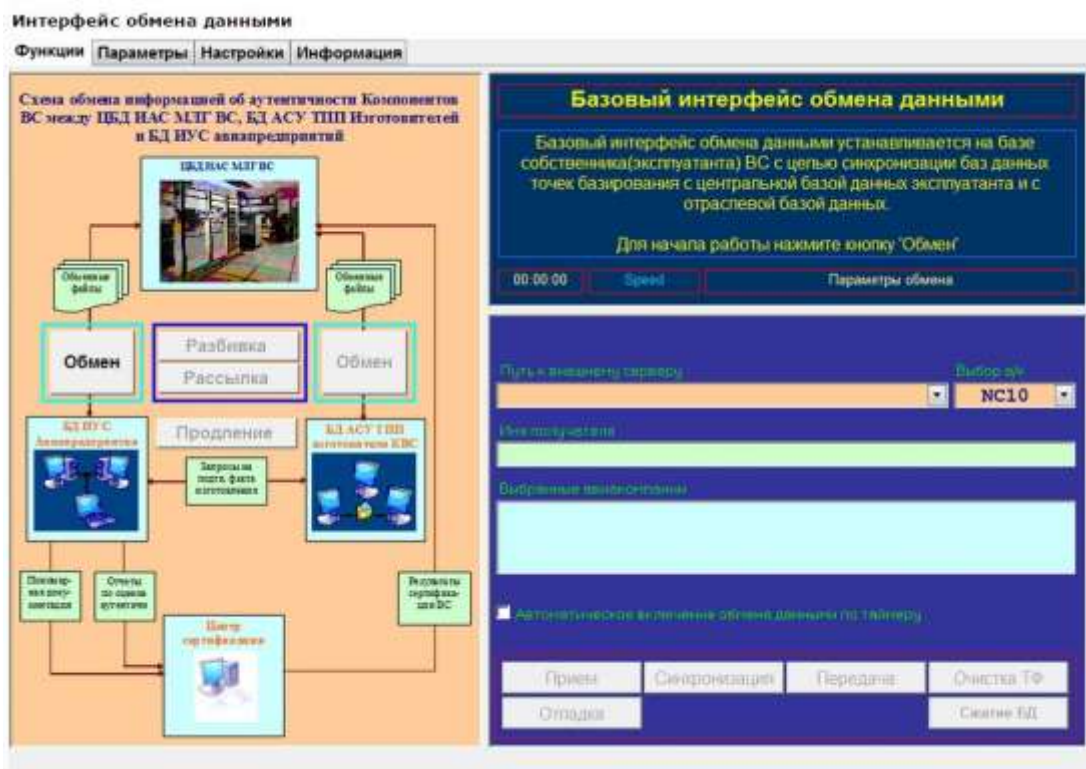


Рисунок 1 – Базовый интерфейс программных модулей

Пользовательские модули (ПМ) предназначены для решения задач информационного сопровождения эксплуатации АТ субъекта ИАС МЛГ ВС. ПМ устанавливаются в субъектах ИАС МЛГ ВС согласно их сфер деятельности и различаются по назначению и выполняемым функциям.

Таблица 1 – Назначения пользовательских модулей

Наименование ПМ	Специализация ПМ	Назначение ПМ
Надзор	Уполномоченные органы	Информационное обеспечение работ уполномоченных органов в соответствующей области деятельности
Разработчик	Разработчики АТ	Информационное обеспечение процесса авторского сопровождения эксплуатации АТ
Изготовитель	Изготовители АТ	Информационное обеспечение процессов послепродажного сопровождения эксплуатации АТ
Эксплуатант (рис. 2)	Эксплуатанты АТ	Информационное обеспечение работ эксплуатантов АТ, а так же автоматизация производственных и технологических процессов авиапредприятия
ТО и Р	Организации по ТОиР АТ или авиаремонтные предприятия	Информационное обеспечение работ по техническому обслуживанию и ремонту АТ
Лизинг	Авиационные лизинговые компании	Информационное обеспечение процессов лизинга АТ в части сервисного сопровождения эксплуатации АТ
Поставщик АТИ	Организации-поставщики АТ и/или АТИ	Информационное обеспечение процессов сервисного сопровождения эксплуатации АТ

По сравнению с аналогичными отечественными и зарубежными разработками, пользовательские модули ИАС МЛГ ВС имеют следующие преимущества:

1. Интеграция. Все Пользовательские модули (ПМ) интегрированы между собой и автоматически включаются в единое информационное пространство ИАС МЛГ ВС, что обеспечивает:

- упрощение процедур оценки аутентичности компонентов ВС;
- автоматизацию процедур сертификации экземпляра ВС, эксплуатации ВС;
- актуализацию эксплуатационной документации, устанавливающей организационные, нормативные, технические и иные правила

эксплуатации АТ и её ТО и Р, в т. ч. общей, типовой, пономерной, производственно-технической.

2. Мониторинг информации о компонентах ВС позволяет делать заключение об аутентичности компонентов.

3. Встроенные средства входного и логического контроля. Обеспечивают достоверность обрабатываемой информации.

4. Текущее и перспективное планирование производственной деятельности. Планирование производится на основе и с учётом многообразия и вариабельности текущей информации, как относящейся, так и прямо не относящейся непосредственно к технической эксплуатации парка ВС.

5. Модульность. Возможность приобретать и внедрять только те программные комплексы, которые вам необходимы именно сегодня. Если потребности вашей организации изменятся, вы сможете приобрести новые программные комплексы.

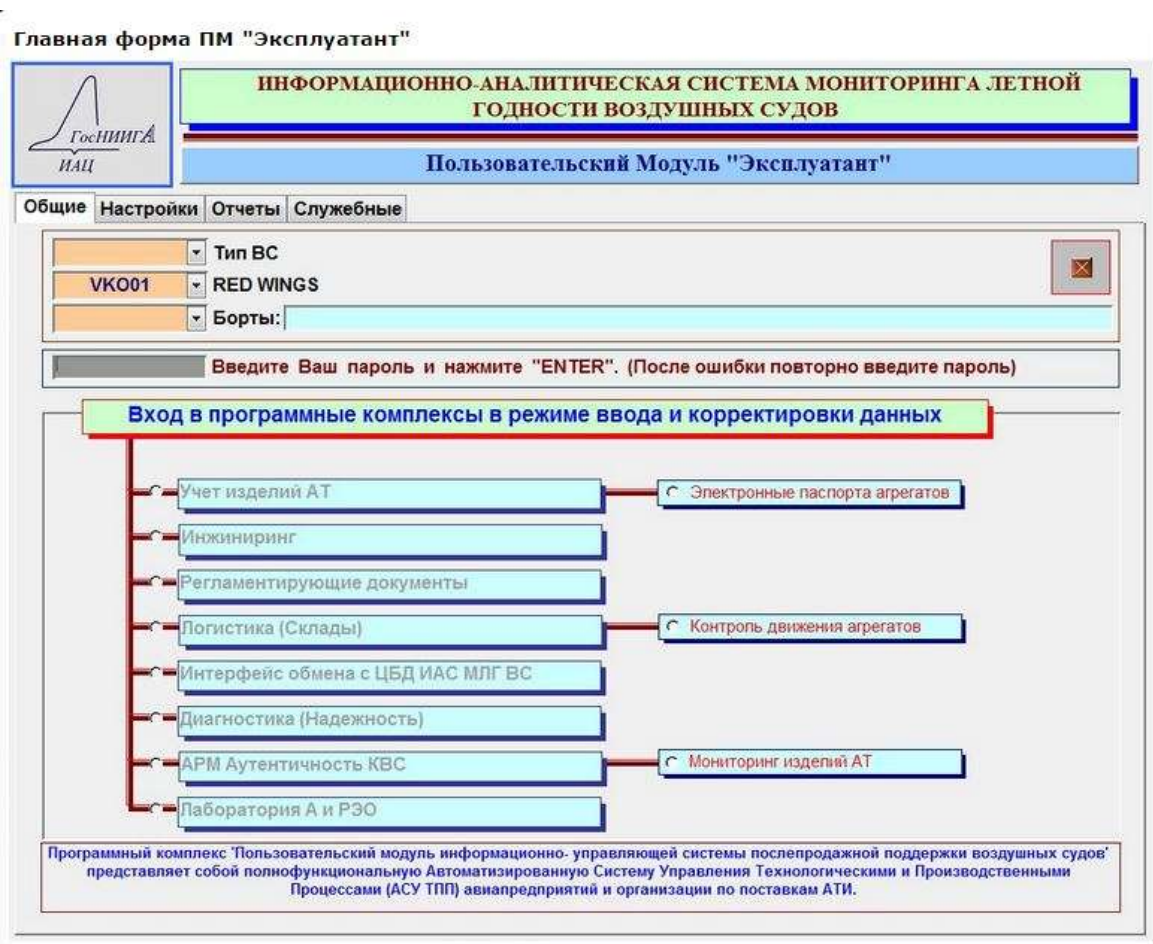


Рисунок 2 – Главная форма пользовательского модуля «Эксплуатант»

6. Открытый исходный код. Код программ доступен для просмотра, изучения и изменения, что облегчает доработку программного обеспечения и использование наработок для создания новых программ. Программисты авиапредприятий имеют возможность разрабатывать новые формы и интерфейсы пользовательского модуля с помощью графических конструкторов форм. Эти разработки учитываются в новых версиях ПМ и рассылаются всем участникам ИАС МЛГ ВС в отличие от закрытого ПО, разработчики которого хранят тайны своих решений и не раскрывают ни внутренней архитектуры, ни форматов представления данных.

7. Пробный период. До принятия окончательного решения о приобретении ПМ, специалисты авиапредприятия имеют возможность в течение 120 дней использовать полнофункциональную версию, опробовав на ней решение своих производственных задач.

8. Быстрота развёртывания. Срок ввода в действие пользовательских модулей ИАС МЛГ ВС с обучением специалистов на местах обычно не превышает пяти дней.

9. Стоимость. Стоимость пользовательских модулей ИАС МЛГ ВС в несколько раз меньше аналогичных отечественных и зарубежных разработок.

Система легко адаптируется к программам ТО и сервисной поддержки эксплуатации ВС отечественного и иностранного производства. В настоящее время ПМ функционирует более чем в 35 предприятиях РФ и СНГ и количество новых субъектов постоянно растёт.

ЛИТЕРАТУРА

1. Информационно-аналитический центр Государственного научно-исследовательского института гражданской авиации [электронный ресурс]. – Режим доступа: URL: <http://www.mlgvs.ru/ias.html> (дата обращения 12.11.2015).
2. Национальный стандарт Российской Федерации ГОСТ Р 54080-2010 «Воздушный транспорт. Система технического обслуживания и ремонта авиационной техники. Информационно-аналитическая система мониторинга летной годности воздушных судов».
3. Пользовательский модуль «ЭКСПЛУАТАНТ» ОБЩЕЕ ОПИСАНИЕ СИСТЕМЫ.
4. Пользовательский модуль «НАДЗОР» ОБЩЕЕ ОПИСАНИЕ СИСТЕМЫ.
5. Пользовательский модуль «ТО и Р» ОБЩЕЕ ОПИСАНИЕ СИСТЕМЫ.
6. Пользовательский модуль «Изготовитель» ОБЩЕЕ ОПИСАНИЕ СИСТЕМЫ.

ТЕХНОЛОГИЯ НАМОТКИ КАТУШЕК ОБМОТОК ТРАНСФОРМАТОРОВ И ДРОССЕЛЕЙ

Белобров И. И.

Кивокурцев А. Л.
(научный руководитель)
kivokurtsev_al@mail.ru

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Представлен краткий обзор технологии намотки катушек обмоток трансформаторов и дросселей. Рассматривается техника безопасности при работе, оборудование рабочего места, инструмент, приспособления, основные детали и материалы, основные технологические операции производства, контроль качества выполняемых работ.

ВВЕДЕНИЕ

Обмотки являются важнейшими функциональными элементами электрических устройств, таких как дроссели, трансформаторы и других элементов электронных блоков авиационного оборудования. От качества обмоток в значительной мере зависит качество изделий, в которых обмотки используются. Дефекты обмоток относятся к категории скрытых, а последствия их проявления могут привести к внезапным катастрофическим отказам, поэтому проблема повышения качества обмоток имеет первостепенное значение, определяющее в конечном итоге надежность функционирования изделия, а также производительность и себестоимость его изготовления. Внешний вид дросселей и трансформаторов представлен на рис. 1, 2.

Направления повышения эффективности процесса изготовления изделий без дефектов известны: тщательная отработка технологии; детальное исследование причин и условий возникновения дефектов с целью их предотвращения; автоматизированное выполнение всех составляющих процесса «конструирование – производство» изделий, содержащих обмотки; совершенствование контрольно-испытательных операций и их оснащение.



Рисунок 1 – Внешний вид дросселей

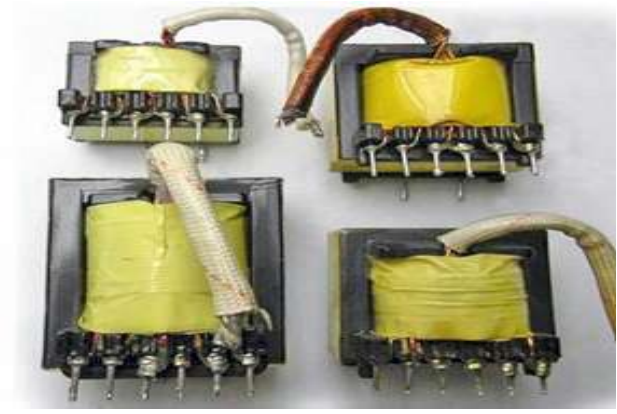


Рисунок 2 – Трансформаторы

1 ВИДЫ НАМОТОЧНЫХ ИЗДЕЛИЙ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В АВИАЦИОННОМ ПРИБОРНОМ ОБОРУДОВАНИИ

В авиационном приборостроении изготавливаются десятки различных типов обмоток, отличающихся формой, размерами, применяемыми проводами, видами изоляции, техническими требованиями к конструкции и другими признаками.

Устройства приборного оборудования, содержащие обмотки, выполняют различные функции, которые и определяют требования к изделию и их конструктивные особенности.

В качестве примеров обмоток, входящих в состав намоточных изделий приборного оборудования, можно назвать трансформаторы, дроссели, индуктивности, реле, проволочные резисторы, сельсины, вращающиеся трансформаторы, электродвигатели и другие электромеханические приборы. Все эти разновидности намоточных изделий имеют свои аналоги в миниатюрном исполнении. Миниатюрные конструкции намоточных изделий, созданные с целью уменьшения массы и габаритов приборного оборудования, с позиции технологической реализации ставят проблемы достижения требуемого качества и автоматизации намоточных операций.

Самой трудоемкой и наиболее ответственной по обеспечению качества является операция наматывания провода. Все допущенные дефекты становятся скрытыми (по их выявлению) после завершения этой операции. На процесс намотки оказывают влияние многие факторы.

Основные из факторов и их взаимосвязи с выходными параметрами показаны на рис. 3.

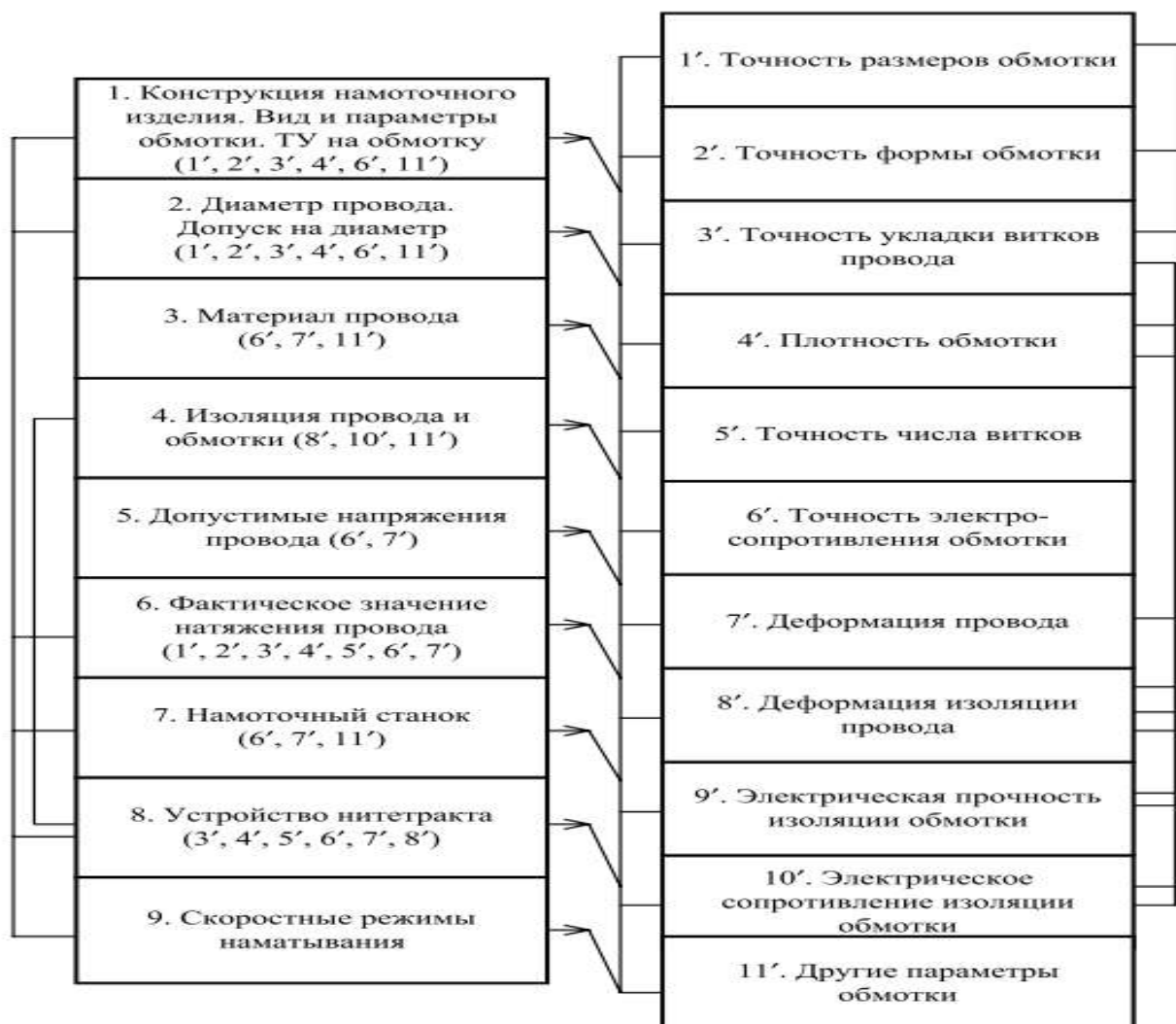


Рисунок 3 – Основные факторы, оказывающие влияние на намоточный процесс их взаимосвязи с выходными параметрами обмоток

2 ВИДЫ ОБМОТОК, ПРИМЕНЯЕМЫХ В ПРИБОРОСТРОЕНИИ

Намоточные изделия, применяемые в приборном оборудовании, чаще всего состоят из каркаса и обмотки. Каркас является основанием намоточного изделия и изготавливается из диэлектриков. Обмотка – это конструктивная часть намоточного изделия, а намотка или укладка определяет способ формирования витков. У конструкции обмотки есть определяющие элементы: виток, шаг и ряд. Витком называют провод, уложенный по периметру каркаса за один оборот и имеющий смещение конца провода относительно его начала. Шагом называется расстояние между центрами проводов соседних витков. Рядом называют витки, уложенные по ширине обмотки.

Все обмотки делятся на две основные группы: однослойные и многослойные. В каждую группу входят различные виды обмоток,

а определителем вида являются их конструктивные признаки (рис. 2).

Однослойная рядовая обмотка укладывается виток к витку или с промежутками на плоском, цилиндрическом, объемном прямоугольном каркасах. Такая обмотка отличается малой собственной емкостью, простотой изготовления, большой добротностью.

Бифилярная обмотка наматывается двумя изолированными проводами, электрически соединенными с одного конца. Эта обмотка отличается безындукционностью и применяется для проволочных безындукционных резисторов.

Тороидальная обмотка укладывается на кольцевой каркас и применяется для проволочных переменных резисторов.

Простая рядовая многослойная обмотка состоит из заданного количества рядов уложенных витков и отличается большой величиной индуктивности при малых габаритах, большой собственной емкостью, повышенной разностью потенциалов между витками в соседних рядах и сложностью изготовления. Для исключения западания витков с верхнего ряда в нижний необходимо применять прокладки между рядами. В качестве прокладок применяют кабельную, конденсаторную или телефонную бумагу.

Рядовая многослойная обмотка применяется при изготовлении трансформаторов, дросселей, катушек индуктивности и др.

Обмотка в навал отличается от рядовой тем, что ряды не соблюдаются и межрядные прокладки не применяются. Применяют ее при небольшом рабочем напряжении и чаще всего для изготовления катушек электромагнитных реле.

Секционированные многослойные обмотки применяют для уменьшения разности потенциалов между рядами и соседними витками, кроме того, в таких обмотках значительно уменьшена собственная емкость, так как возникающая в каждой секции собственная емкость соединяется последовательно. Укладывают такую обмотку на секционированные каркасы. Для катушек индуктивностей провод во всех секциях укладывается в одном направлении. Для проволочных безындукционных резисторов каркасы применяют с четным числом секций, число витков в каждой секции должно быть одинаковым, а направление обмотки противоположным. При прохождении тока по такой обмотке возникающие в соседних секциях магнитные поля взаимно уничтожаются.

Галетные обмотки – бескаркасные многослойные, используются в случае необходимости получения сложной по конфигурации обмотки. Для укладки таких обмоток применяются специальные приспособления, основными элементами которых служат мерная фасонная втулка (обеспечивающая размеры и форму внутреннего проема обмотки)

и две щеки, ограничивающие ширину обмотки (количество витков в ряду). Для закрепления выполненной обмотки применяют обвязку катушки нитками, либо пропитку витков провода клеем или лаком с последующей полимеризацией.

Спиральная обмотка имеет по одному витку в ряду и используется для получения плоских катушек индуктивностей, наклеиваемых на печатные платы.

Пирамидальная обмотка применяется, когда необходима катушка с большой величиной индуктивности в цепях с высоким рабочим напряжением. Чтобы уменьшить разность потенциалов между витками, обмотку укладывают так, что первый и второй витки ложатся в первом ряду, а третий между ними во втором ряду. На основе этого треугольного формирования витков осуществляется пирамидальное наращивание последующих витков и рядов.

Универсальные обмотки отличаются малой собственной емкостью при больших величинах индуктивности. Особенностью такой обмотки является наличие перегибов в каждом витке, укладка провода под углом к торцам катушки, большая радиальная толщина при малой ширине катушки и наличие углового шага.

Перекрестная обмотка является разновидностью универсальной и применяется для намотки катушек с большой величиной индуктивности. Отличается она от универсальной наличием только двух перегибов.

Тороидальная многослойная обмотка выполняется, главным образом, для изготовления трансформаторов и дросселей на ферритовых кольцах.

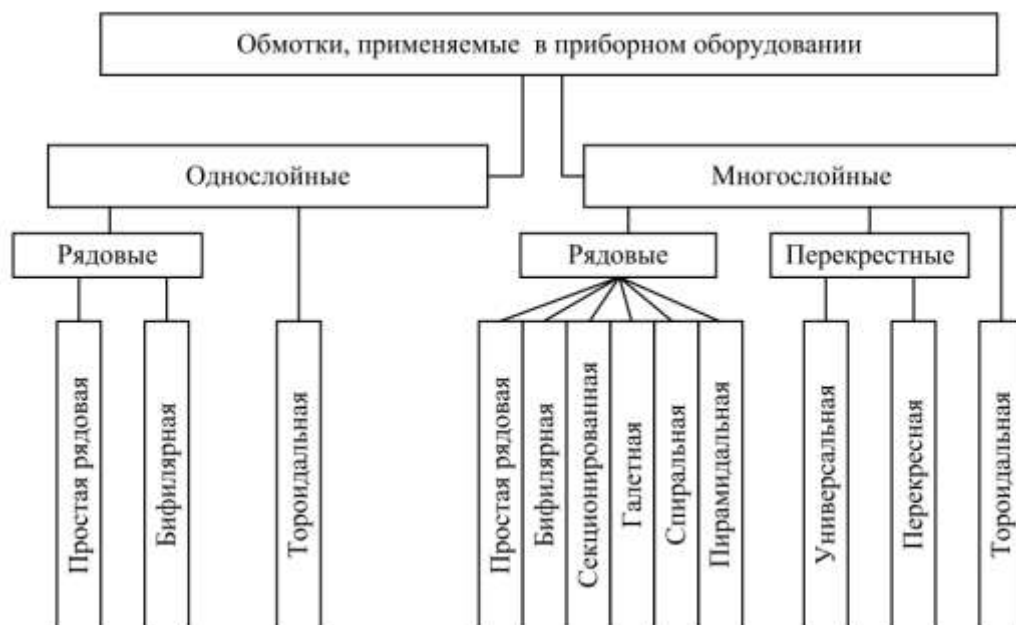


Рисунок 4 – Классификация обмоток

3 ОБОРУДОВАНИЕ, ИНСТРУМЕНТ, ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ, КОНТРОЛЬ И ИСПЫТАНИЯ НАМОТКИ КАТУШЕК

3.1 Обмоточные провода

В зависимости от назначения намоточных изделий применяются обмоточные провода из чистой меди, алюминия, сплавов с высоким сопротивлением и других материалов. Изоляция обмоточных проводов может быть эмалевой, волокнистой и комбинированной. Волокнистой изоляцией служит хлопчатобумажная пряжа, шелковые и синтетические волокна. Изоляция проводов должна иметь малую толщину, высокую электрическую прочность, температуростойкость, химическую стойкость к пропиточным материалам, механическую прочность и эластичность.

3.2 Намоточные станки

Намоточные станки по приводу и по возможности производить различные обмотки делятся на группы. По приводу станки могут быть с ручным приводом и с механическим. Станки с ручным приводом применяются в исключительных случаях, например, для выполнения пирамидальной обмотки или, когда мало витков в обмотке или выполнение обмотки производится проводом большого диаметра (чаще всего при $d > 1,5$ мм). Станки с механическим приводом по виду производимых обмоток делятся на рядовые, универсальные и тороидальные.

3.3 Технологические процессы намотки катушек

Намотке любой катушки предшествуют подготовительные работы, в которые входит подготовка материалов и станка. Материалы, необходимые для намотки, подбирают в соответствии с технологической картой на намотку. Чаще всего в комплектацию для изготавливаемой катушки входит: провод, подлежащий намотке (или несколько различных проводов по диаметру, марке); прокладочный и изоляционный материал (кабельная, телефонная бумага, тонкий электрокартон, лакоткань, стеклоткань), нитки (повышенной прочности, № 10, 0, 00), провод для выводов, клей, лак для закрашивания мест пайки, ацетон для промывки местпайки, припой и флюс для пайки.

В подготовку станка входит его наладка, установка кулачков, упоров, водителя, катушек наматываемого провода, сборка нитетракта, регулировка натяга и т. д.

В заготовительные операции входит: нарезка и просечка прокладок, нарезка верхней изоляции, нарезка провода выводов, зачистка концов нарезанных проводов от изоляции, облуживание выводов, нарезка

кусочков лакоткани (стеклоткани) для изоляции участков паяных соединений выводов.

3.4 Операции контроля и испытаний намотанных изделий

Все намотанные изделия проверяются в соответствии с ТУ на них. В проверку входит внешний осмотр, проверка прочности крепления выводов, соответствие чертежам и проверка электрических параметров. В контроль электрических параметров входит проверка на отсутствие короткозамкнутых витков, измерение омического сопротивления обмоток и, в случае необходимости, определение числа витков.

В единичном производстве для измерения электрических параметров применяют универсальные приборы. В массовом производстве измеряют путем сравнения с образцовыми катушками на соответствующих контрольно-испытательных установках.

Контрольно-испытательные установки должны обеспечивать: возможность испытаний катушек любых габаритов; обнаружение короткозамкнутых витков, несмотря на электростатический экран; простоту обслуживания; приемлемые габариты.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Важным показателем обмоток трансформаторов и дросселей является их качество, так как от этого зависит и качество всего изделия в целом. Поскольку дефекты намотки невозможно увидеть невооружённым глазом, то к проверке качества и самой технологии намотки предъявляются высокие требования. Чем качественнее произведена обмотка, тем надежнее конечное изделие. Поэтому для того, чтобы осуществлять обмотку, необходимо не только изучить правильную технологию и строго следовать инструкциям технической документации, но и относиться к этому процессу со всей серьезностью и понимать свою ответственность.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гаврилов А. Н. Основы технологии приборостроения / А. Н. Гаврилов. – М.: Высш. шк., 1976. – 328 с.
2. Цветков Н. М. Технология производства обмоток для приборов и средств автоматики / Н. М. Цветков. – М.: Машиностроение, 1979. – 86 с.
3. Ларин В. П. Технология намотки в прибор и электроаппаратостроении: учеб. пособие / В. П. Ларин. – Спб.: СПбГУАП. Спб., 2003. – 56 с.

4. Рекламный материал «Улан-Удэнское приборостроительное производственное объединение» [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.uipro.ru/> (дата обращения 17.11.2015).

ГИРОСТАБИЛИЗАЦИОННАЯ ПЛАТФОРМА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА БАЗЕ КОНТРОЛЛЕРА ALEXMOS/BASECAM ДЛЯ ФОТО-ВИДЕО КАМЕРЫ

Иванов А. А.

ivanov1138@yandex.ru

Попов В. М.

(научный руководитель)

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В статье рассматривается возможность на базе контроллера Base Cam Simple BGC создания высококачественной стабилизационной платформы для повышения эффективности и улучшения показателей видеосъемки с БПЛА.

На сегодняшний день существуют различные разновидности подвесов со стабилизацией по двум или трем осям. Как правило, такие подвесы сконструированы под определённый вид камеры и беспилотный летательный аппарат (БПЛА). Гиростабилизированный подвес камеры нужен для получения в полёте качественного и четкого изображения при съемке, не зависимо от углового положения ВС (крен, тангаж, рысканье).

Стабилизация подвеса камеры по трем осям позволяет избежать при съемке такого эффекта как «ёлочка», пример на рис. 1.

На базе контроллера Base Cam Simple BGC представляется возможность создать высококачественную платформу для стабилизации и повышения эффективности, улучшения показателей видеосъемки, автономность установки на различные типы БПЛА. Отличительной особенностью контроллера является его работа с бесколлекторными двигателями прямого привода, что на выходе дает потрясающую плавность работы системы, либо неподвижность объекта съемки в кадре.

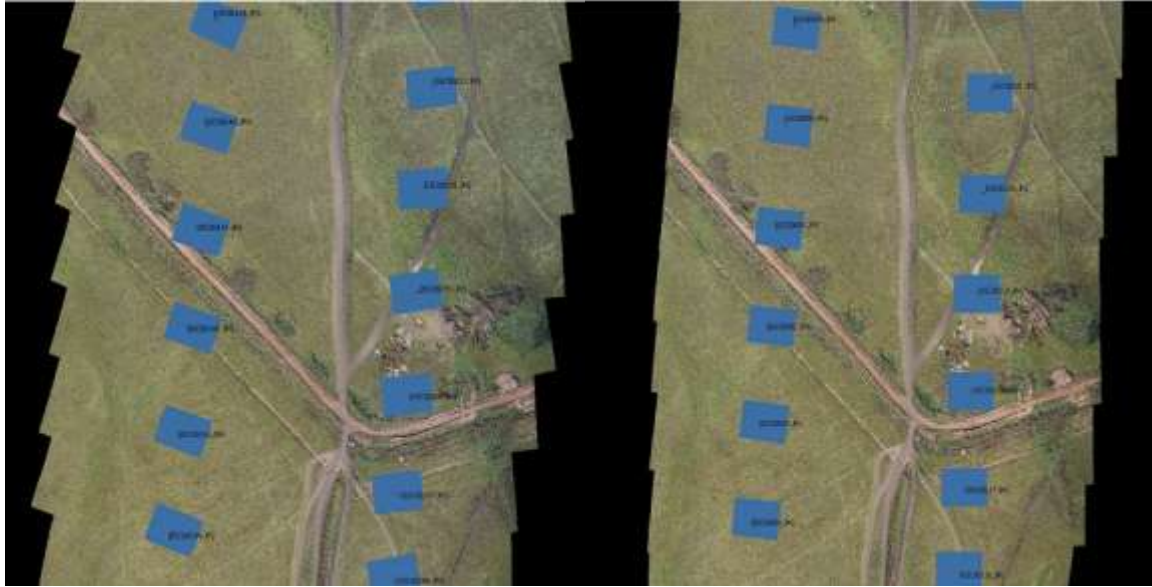


Рисунок 1 – Изображение при стабилизации подвеса по двум осям (слева), по трём осям (справа)

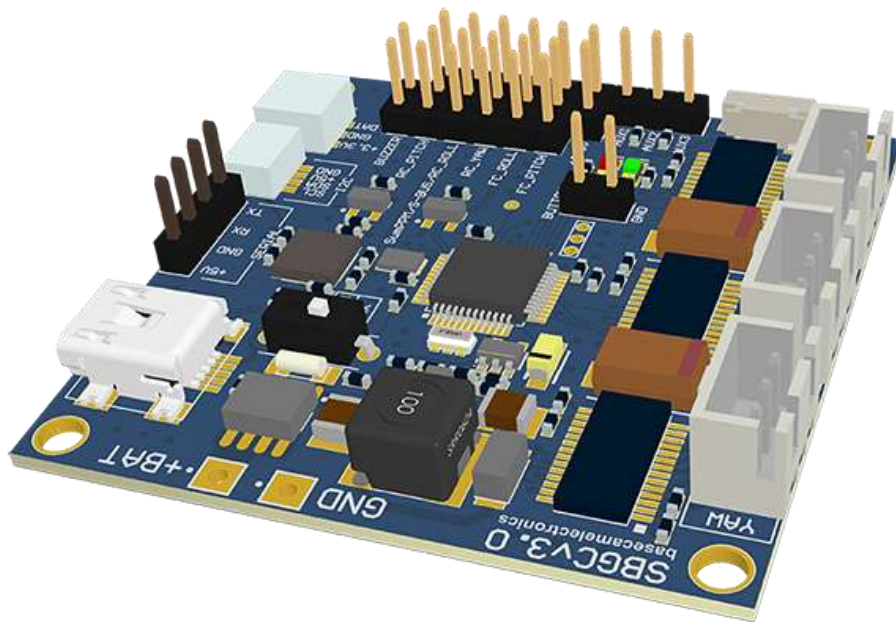


Рисунок 2 – Внешний вид контроллера Base Cam Simple BGC

Сочетание высоких потребительских свойств, простоты настройки и управления позволяет применять его как в любительской, так и профессиональной области. Внешний вид и характеристики контроллера представлены на рис. 2 и табл. 1.

Таблица 1 – Характеристики контроллера

Размер платы	50x50 мм
Расстояние между крепежными отверстиями	45 мм
Диаметр крепежных отверстий	3 мм
Напряжение питания	8-25 В
Максимальная сила тока двигателя	1,5 А
Токоотдача на шине 3В	50 mA

При работе контроллера предусмотрена возможность:

- управления системой на различных платформах: настольные системы Windows, MacOS, Linux;
- открытого программного интерфейса для построения внешних модулей управления, как программных, так и различных электронных устройств;
- поддержки систем различной конфигурации: гибкие настройки ориентации сенсора, широкий ряд моторов различной конфигурации и размеров;
- поддержки двух сенсоров: система работает как с одним, так и с двумя сенсорами IMU. Использование двух сенсоров позволяет получить более стабильную и точную систему стабилизации;
- использования оптимизированного алгоритма управления. Алгоритм использует не более 30% мощности процессора и имеет большой запас для будущих возможностей;
- функционирования системы при любых углах. Система функционирует при любом наклоне рамы стабилизатора, а также имеет несколько режимов работы: Briefcase, UpsideDown;
- использования адаптивного PID-алгоритма для предотвращения вибраций (до пяти настраиваемых пользовательских режимов работы системы с переключением кнопкой);
- компенсации падения напряжения батареи. Компенсация падения напряжения батареи обеспечивает правильное управление двигателями в течение всего времени работы батареи.

Внешний вид плат контроллера и датчиков трех осевого инерционного гироскопа и акселерометра приведены на рис. 3.

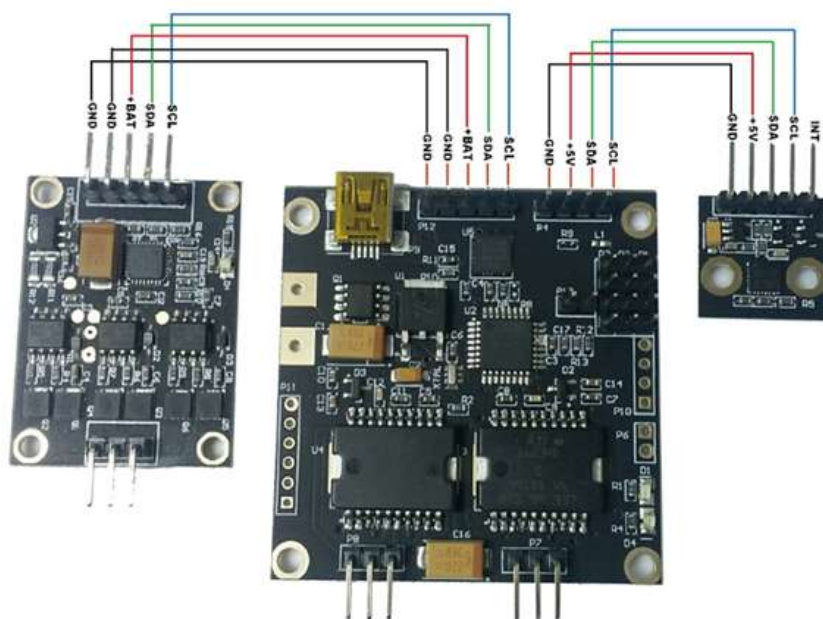


Рисунок 3 – Внешний вид плат контроллера AlexMos/Basecam и двух датчиков положения

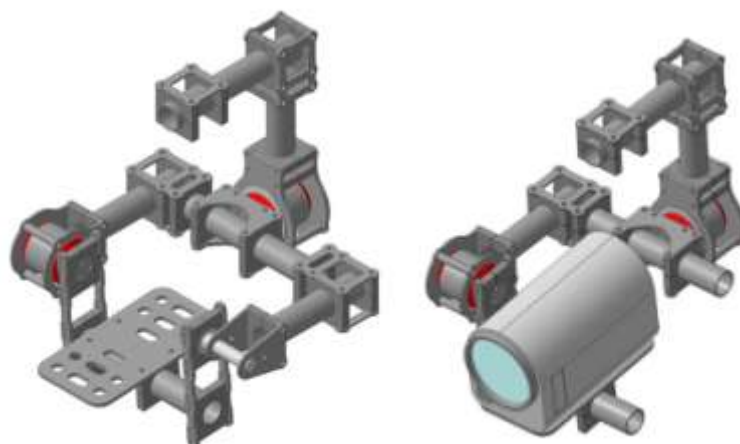


Рисунок 4 – Двухосевой гиropодвес (механическая (исполнительная) часть)

Отличительной особенностью контроллера является его работа с бесколлекторными двигателями прямого привода. Есть несколько вариантов исполнения механической части гиropодвеса, один из которых приведён на рис. 4.

Красным цветом показаны бесколлекторные двигатели. Слева на рисунке платформа без камеры, справа та же платформа с камерой.

Другие варианты подвеса приведены на рис. 5.

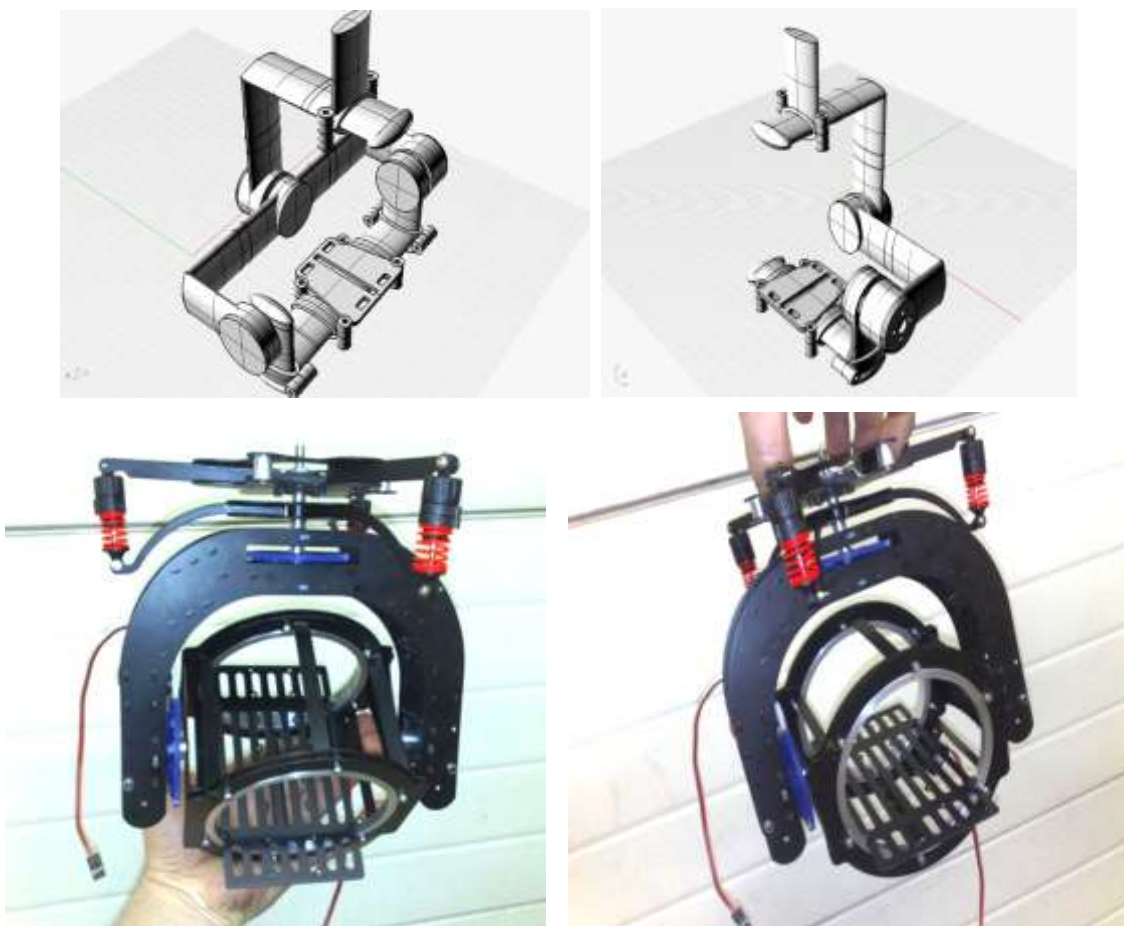


Рисунок 5 – Примеры исполнительной части гиросподвеса, где в качестве двигателей используются цифровые сервоприводы

ЛИТЕРАТУРА

1. Разработчик контроллера AlexMos/Basecam [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: [http://www.basecamelectronics.ru /company/](http://www.basecamelectronics.ru/company/) (дата обращения 17.11.2015).
2. Описание контроллера и датчиков [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.rcteam.ru/rctimer/alexmos.html> (дата обращения 17.11.2015).
3. Форум методов и проблем исполнения гиросплатформ на микроконтроллерах и инерционных датчиках [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://forum.rcdesign.ru/f123/thread303611.html> (дата обращения 17.11.2015).

МЕТОДИКА ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ В ANYLOGIC

Игнатьева М. П.

Kobec1610@rambler.ru

Котлов Ю. В.

(научный руководитель)

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Анализируются возможности различных парадигм имитационного моделирования в системе AnyLogic. В качестве базового принципа рассматривается дискретно-событийное моделирование. Предлагается перечень основных компонентов, последовательность и содержание этапов разработки модели применительно к задаче моделирования авиационных систем.

Современные авиационные системы обладают высокой степенью сложности (структурной, функционирования, выбора поведения и развития). Эффективное исследование и управление такими системами, как правило, предполагает использование современных методов компьютерного или имитационного моделирования (ИМ).

Основными факторами, ограничивающими применение ИМ, являются нехватка квалифицированных кадров и использование нерациональных методов [1]. Среди частных проблем можно отметить неоптимальную разработку имитационных моделей, отсутствие эффективной машинной реализации, несоблюдение компромисса между универсальностью и прикладной областью. Таким образом, разработка технологий применения ИМ в различных инженерных областях, в том числе, эксплуатации авиационной техники, является актуальной задачей.

Развитие ИМ началось в середине 60-х гг. XX века с использования универсальных языков программирования и статистических испытаний (метод Монте-Карло). Значительными и решающими шагами в развитии ИМ можно считать появление в 1961 г. специализированного языка ИМ – GPSS, а также появление в середине 90-х гг. XX в. универсальных и специализированных сред ИМ, чему активно способствовало быстрое развитие персональных ЭВМ. Причем современное поколение сред ИМ (Arena, Extend и др.) позволяет разрабатывать и проводить имитационные эксперименты без знания специализированных языков. В некоторых источниках приводятся данные о более чем 50 системах ИМ, например [2].

Россия также является одним из лидеров в разработке данного программного обеспечения. Среда имитационного моделирования сложных систем и процессов AnyLogic, разработанная российской компанией XJ Technologies, по заявленным характеристикам не уступает или превосходит зарубежные аналоги по большинству критериев. Многие крупные компании, такие как Билайн, Газпром, General Motors, Mitsubishi, McDonalds остановили свой выбор на AnyLogic [3].

AnyLogic разработана на универсальном языке программирования Java, что позволяет среде не зависеть от вида операционной системы. Благодаря платформе Eclipse, AnyLogic работает на всех распространённых операционных системах (Windows, Mac, Linux и т.д.).

AnyLogic поддерживает иерархическое моделирование, а также создание собственных моделирующих конструкций и объединение их в библиотеки (только для версии Professional). В редакторе AnyLogic возможно разработать анимацию и интерактивный графический интерфейс модели. Анимация может быть иерархической и поддерживать несколько перспектив. Например, есть возможность определить глобальный взгляд на изучаемый процесс, а также детальные анимации конкретных операций – и переключаться между ними [3].

Пользователю доступно 29 стандартных теоретических распределений. Есть возможность зафиксировать набор случайных чисел и произвести абсолютно идентичный эксперимент. Для создания отчетов отведена специальная палитра «Статистика», в которой содержатся конструкции для сбора, данные по ходу работы модели, различные диаграммы, графики и гистограммы

В AnyLogic присутствует большой выбор элементов управления для презентации (кнопки, ползунки и т.д.). Условия для изменения изображений в AnyLogic задаются с помощью языковых конструкций Java.

Данная среда предоставляет возможность экспортировать разработанную модель в приложение или апплет на веб-сайты, обеспечивая этим доступность применения результатов исследования заказчиками проекта, различным группам разработчиков.

Для моделирования бортовых авиационных систем, например, таких как системы автоматического управления, как правило, применяются модели системной динамики. AnyLogic не только поддерживает потоковые диаграммы, но и как любой инструмент для системной динамики, предоставляет следующие возможности:

- позволяет создавать интерактивную анимацию моделей, которая будет более понятна, чем потоковые диаграммы. Так же можно комбинировать модели;

- возможность импортировать модели из VenSim и iThink/Stella [4].

Методику работы в Anylogic рассмотрим на примере моделирования систем эксплуатации воздушных судов.

Моделирование систем эксплуатации воздушных судов наиболее просто и эффективно выполнить в рамках дискретно-событийного и/или мультиагентного моделирования.

Дискретно-событийное моделирование используется для построения модели, отражающей развитие системы во времени, когда состояния переменных меняются мгновенно в конкретные моменты времени. Это является характерным для класса систем массового обслуживания.

Для моделирования систем массового обслуживания в AnyLogic применяется набор следующих стандартных библиотек [5]:

1. Enterprise Library разработана для поддержки дискретно-событийного моделирования. Используя Enterprise Library, можно смоделировать системы реального мира с точки зрения заявок, процессов (последовательности операций, задержек), и ресурсов. Процессы определены в форме блочной диаграммы.

2. Pedestrian Library создана для моделирования транспортных потоков в «физической» окружающей среде. Модели поддерживают учет статистики плотности движения в различных областях. Это гарантирует приемлемую работу пунктов обслуживания с ограничениями по загруженности, оценивает длину простаивания в определенных областях, и обнаруживает потенциальные проблемы с внутренней геометрией.

3. Rail Yard Library поддерживает моделирование, имитацию и визуализацию операций сортировочной станции любой сложности и масштаба. Модели сортировочной станции могут использовать комбинированные методы моделирования (дискретно-событийное и агентное моделирование), связанные с действиями при транспортировке: погрузками и разгрузками, распределением ресурсов, обслуживанием, различными бизнес-процессами.

Первоначально необходимо подготовить исходные данные для разработки модели:

- задание сущностей или транзактов (воздушные суда, группы людей и т.д) и применимых к ним правил;

- перечень и характеристики выполняемых работ (время выполнения работы, захватываемые ресурсы, стоимостные характеристики, приоритеты);

- последовательность и логика выполнения работ.

На втором этапе из компонентов используемых библиотек на рабочем столе собирается модель системы. Для создания модели, моделирующие конструкции перетаскивают в область модели и соединяют. Детализировать моделирующие конструкции можно, выделив их и изменив параметры, используя панель свойств. Для моделирования систем

массового обслуживания типовыми можно считать компоненты палитры Enterprise Library: сущности, действия и события, ресурсы, глобальные переменные, генератор случайных чисел, сборщики статистики.

Сущности – это динамические объекты, которые создаются, перемещаются по какой-либо части моделируемой системы, а затем обычно исключаются. Прогон модели завершается, когда в системе не остается ни одной активной сущности.

Действия – это процессы, происходящие по ходу моделирования и логика модели. Есть три основных типа действий: Задержка – действие, задерживающее сущность на определенное время. Очередь – место, где сущность ожидает в течение неопределенного промежутка времени. Логические действия – действия, позволяющие организовать нелинейность модели.

События – обстоятельства, которые в определенный момент времени изменяется состояние системы. Событие возникает, когда над сущностью производится какое-либо действие.

Ресурсы представляют собой все, что имеет ограниченную емкость. Наиболее типичными примерами ресурсов являются работники, средства эксплуатации авиационной техники, узлы сетей связи, транспортные развязки и т.д.

Сборщики статистики – часть модели, собирающая статистику об определенных состояниях системы, значениях глобальных переменных или свойств сущностей.

Очереди создаются вместе с ресурсами ограниченной емкости. Единственной встроенной статистикой, собираемой для очередей в AnyLogic, является средняя длина очереди; для ресурсов - загрузка. Для получения дополнительных данных о системе, необходимо создавать собственные сборщики статистики.

На третьем завершающем этапе осуществляется прогон модели в отдельном окне в виде презентации. При этом практика показывает, что моделирование в AnyLogic осуществляется быстрее, чем в других средах, что позволяет эффективнее моделировать сложные системы.

С помощью таких моделей можно также исследовать авиационные вычислительные системы и оценить максимальную нагрузку сети с заданной пропускной способностью. Пример такой модели представлен на рис. 1.

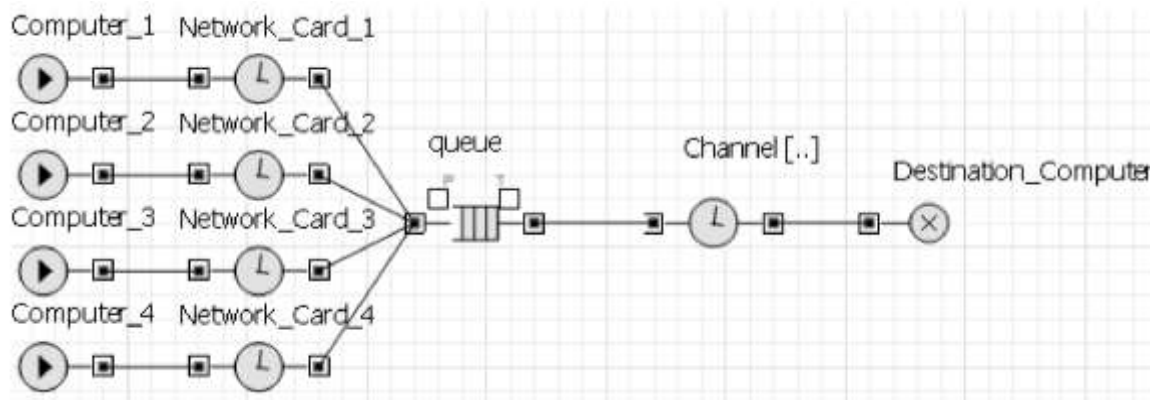


Рисунок 1 – Модель вычислительной системы в AnyLogic

Проведенный анализ возможностей пакета AnyLogic для имитационного моделирования авиационных систем показывает, удачное сочетание универсальности и функциональности программы для решения рассматриваемого класса задач. Для моделирования авиационных систем применимы компоненты палитр Enterprise Library, Агентное моделирование и Системная динамика. Методика моделирования позволяет сосредоточиться на существенных свойствах моделей и не требует от исследователя профессиональных знаний языка программирования. Важным достоинством также является кроссплатформенность пакета. Таким образом, можно сделать вывод о предпочтительности AnyLogic для имитационного моделирования авиационных систем в образовательных учреждениях, научных коллективах, на предприятиях воздушного транспорта.

ЛИТЕРАТУРА

1. Рыжиков Ю. И. Проблемы теории и практики имитационного моделирования / Ю. И. Рыжиков, Б. В. Соколов, Р. М. Юсупов // Сб. докл. III Всерос. науч.-практ. конф. «Имитационное моделирование. Теория и практика» (ИММОД-2007). Санкт-Петербург, 17–19 окт. 2007. – Т.1. – С. 58–70.
2. Elliott M. Buyer's guide simulation // IEE Solutions. 2000. К 5. Р. 55–64.
3. Борщев А. В. Применение имитационного моделирования в России – состояние на 2007 г. / А. В. Борщев // Сб. докл. III Всерос. науч.-практ. конф. «Имитационное моделирование. Теория и практика» (ИММОД-2007). Санкт-Петербург, 17–19 окт. 2007. – Т. 1. – С. 11–16.
4. Зиновьев В. В., Гречишкин П. В. Практическое применение программных средств имитационного моделирования. (ИММОД-2007). Санкт-Петербург, 17–19 окт. 2007. – С. 78–82.

5. Конюх В. Л. Развитие средств имитационного моделирования / В. Л. Конюх, Я. Б. Игнатъев, В. В. Зиновьев // Сб. докл. II Всерос. науч.-практ. конф. «Имитационное моделирование. Теория и практика» (ИММОД-2005). Санкт-Петербург, 19–21 окт. 2005. –Т. 1. – С. 122–126.

**РАЗРАБОТКА ПРОГРАММЫ ДЛЯ ТАРИРОВКИ ДАТЧИКОВ
ВЫСОТЫ И СКОРОСТИ В СОСТАВЕ БОРТОВОГО УСТРОЙСТВА
РЕГИСТРАЦИИ БУР-1 ВЕРТОЛЕТА МИ-8**

Ульяшин Е. А.
uj217a@gmail.com

Устинов В. В.
(научный руководитель)
ustinov_1956@mail.ru

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В работе предложен один из подходов к обработке данных с блока сбора полетной информации БСПИ, используемого в составе бортового устройства регистрации БУР-1-2, и составлению по этим данным тарифовочных таблиц и графиков в автоматизированном режиме.

На сегодняшний день бортовые устройства регистрации являются неотъемлемой частью любого воздушного судна. Их наличие на борту не повышает безопасность текущего полета, но в случае летного происшествия позволяет узнать его причины и не допустить его повторения. Также бортовые устройства регистрации позволяют оценить качество пилотирования летчиком воздушного судна и, если это необходимо, указать ему на его ошибки, что позволит избежать их повторения в будущем. В вертолете Ми-8 в качестве такого устройства используется бортовое устройство регистрации БУР-1-2.

БУР-1-2 сер. 2 предназначено для сбора и регистрации параметрической информации и сохранения этой информации в случае летного происшествия. Все параметры обрабатываются блоком сбора полетной информации БСПИ-4-2 и записываются в защищенный бортовой накопитель ЗБН-1-3 в виде условных единиц. Тарифовка датчиков

необходима для преобразования условных единиц в единицы дешифрируемой величины (метры для высоты и км/ч для скорости).

Тарировка датчиков являет собой очень важную и ответственную задачу, так как если тарировочный график будет составлен неверно – невозможно определить верные значения исходных величин для информации с дешифрируемого датчика.

В составе бортового устройства регистрации БУР-1-2 сер. 2 используются следующие датчики высоты и скорости:

1. Датчик приборной скорости ДПСМ-1, предназначенный для измерения приборной скорости и выдачи. Внешний вид датчика приведен на рис. 1:

– непрерывного сигнала в виде относительного сопротивления, пропорционального приборной скорости в диапазоне скоростей от $V_{\min}=60$ км/ч до $V_{\max}=500$ км/ч. Вид выходной характеристики (1 или 2, смотреть рис. 1) по непрерывному сигналу зависит от способа подключения потенциометра датчика в электрическую схему объекта;

– релейного сигнала при достижении щеткой потенциометра среднего отвода, соответствующего приборной скорости $V_{\text{ср}} = 280 \pm 5$ км/ч.

Датчик высоты ДВ-15МВ₂, предназначенный для определения высоты полета вертолета и выдачи электрического сигнала, пропорционального высоте полета в диапазоне от 50 до 6000 метров. Принцип действия датчика высоты основан на измерении атмосферного давления блоком анероидных коробок, изменяющегося с изменением высоты. Перемещение подвижного центра блока анероидных коробок передается на щетки потенциометра, с которого снимается электрический сигнал. Датчик высоты установлен по полем кабины экипажа и подсоединен к штатной системе ПВД.

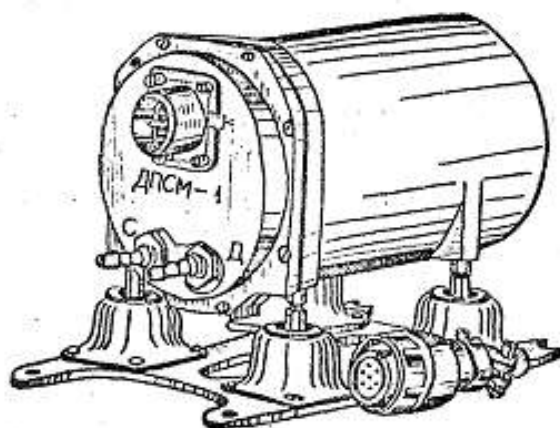


Рисунок 1 – Внешний вид датчика



Рисунок 2 – Выходные характеристики датчика по непрерывному сигналу

Выполнение тарировки проводится в соответствии с технологической инструкцией «Градуировка системы регистрации параметров с регистратором БУР-1-2 сер. 2 в лаборатории и в составе вертолета на КИСе цеха 55» [1].

Для проведения градуировки датчиков высоты и скорости в лаборатории необходимо следующее оборудование:

- устройство УВОП-1 из комплекта СНУО-1;
- мост постоянного тока Б5-43, Б5-48;
- вольтметр.

Специализированное наземное устройство обработки (СНУО) предназначено для воспроизведения информации, накопленной на металлической ленте защищенного бортового накопителя ЗБН-1, декодирования этой информации и представления ее в виде графиков относительных значений параметров полета и графических изображений разовых команд на бумажной ленте графического устройства ГУ-1.

СНУО-1 состоит из:

- УВс-3 (или УВс-3М) – устройство воспроизведения информации;
- УВОП-1 (или УВОП-1 сер. 2) – устройство выборки, отображения и преобразования;
- ГУ-1 – устройство графическое.

Градуировка параметра приборная скорость ($V_{пр}$) осуществляется по принципу:

- измерить полное сопротивление потенциометра датчика (выводы 1, 2);

– рассчитать значения сопротивлений плеч потенциометра (R_{1i} , R_{2i}) для каждой градуируемой точки по формулам:

$$R_{1i} = \frac{R * R_{отн.i}}{100} [\text{Ом}]; \quad R_{2i} = R - R_{1i} [\text{Ом}] \quad (1)$$

где: $R_{отн.i}$ – относительное сопротивление датчика на градуируемой точке, полученное при градуировке датчика и записанное в паспорте, [%]; R – полное сопротивление потенциометра датчика, [Ом].

– набрать на УВОП-1 код выборки «1131015 В СВ». Задавать сопротивления R_{1i} , R_{2i} по всем градуируемым точкам;

– по табло УВОП-1 зафиксировать значения кодов.

Для датчика высоты градуировка проводится абсолютно аналогично датчику скорости за исключением использования кода выборки «1132015 В СВ».

Формирование кода выборки для УВОП-1 происходит следующим образом:

Возьмем для примера код выборки для датчика скорости:

1 1 31 0 15

1 – первая цифра кода выборки всегда единица;

1 – номер подкадра;

31 – номер слова в подкадре;

0 – частота опроса;

15 – код операции (код операции 15 – вывод на десятичный индикатор слова, содержащего 10-разрядный параметр).

По полученным в результате тарировки значениям кодов для заданных входных сигналов строятся тарировочные графики, которые, впоследствии, будут использоваться для дешифровки полетной информации [2].

Разрабатываемое устройство сопряжения и программа для обработки данных позволит сократить временные затраты на выполнение тарировки датчиков. Для выполнения тарировки необходимо будет иметь только ноутбук с программой, устройство сопряжения, БСПИ-4-2, мосты постоянного тока и тарлируемые датчики. С использованием разрабатываемой программы обеспечивается автоматизация процесса построения тарировочных таблиц и графиков, что еще больше снижает временные затраты.

В итоге выполнение тарировочных работ будет проходить следующим образом:

– измерить полное сопротивление потенциометра датчика (выводы 1, 2)

– ввести в программу измеренное сопротивление потенциометра датчика.

– в соответствии с указаниями программы задавать вычисленные значения сопротивлений на мостах постоянного тока.

По завершению работы программа сохранит данные и предложит распечатать полученные тарировочные графики.

ЛИТЕРАТУРА

1. Технологическая инструкция «Градуировка системы регистрации параметров с регистратором БУР-1-2 сер. 2 в лаборатории и в составе вертолета на КИСе цеха 55».
2. Шелковникова О. Н. Имитационный стенд-тренажер для тарировки датчиков бортовых устройств регистрации полетной информации / О. Н. Шелковникова, Р. А. Фотиков // Студенческая научно-техническая конференция «Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации» – Иркутск: МГТУ ГА ИФ, 2010. – С. 86–88.

РАЗРАБОТКА ОПТИМАЛЬНОЙ ПРОГРАММЫ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЕТА АН-148

Титова Я. А.
alexsolise@bk.ru

Устинов В. В.
(научный руководитель)
ustinov_1956@mail.ru

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В работе предложен один из подходов к разработке оптимальных программ диагностирования технических систем с глубиной поиска отказов до съемного блока в виде технологических карт, а также разработка методических материалов для упрощения операций по поиску и устранения выявленных отказов.

Повышение уровня безопасности полетов может быть достигнуто лишь при комплексном подходе к проблеме, включая обеспечение надежности техники. Комплексный системный подход предполагает подробный анализ отказобезопасности систем самолета.

Существующие в настоящее время бортовые и наземные автоматизированные системы контроля имеют целый ряд недостатков, одним из которых является ограниченность в распознаваемых отказах систем и устройств и необоснованность выбора программы контроля [1], т. е. последовательности и количества проверок работоспособности блоков.

Противообледенительная система обеспечивает в полете защиту от образования льда и удаление льда с отдельных участков поверхности самолета и его силовой установки, обледенение которых отрицательно сказывается на безопасности полетов. Примеров влияния отказов противообледенительных систем на безопасность полетов достаточно много.

Основной недостаток существующих систем сигнализации заключается в том, что они информируют экипаж самолета в полете и обслуживающий технический персонал при подготовке к полету только об отказе системы в целом, а не об отказе конкретного блока или подсистемы, что не позволяет в сжатые сроки устранить отказ или принять решение по его локализации.

Пример сигнализации отказа противообледенительной системы приведен на рис. 1.

Для решения поставленных задач необходимо проанализировать работу всей противообледенительной системы самолета.

Разработка комплексной программы диагностирования для всей противообледенительной системы затруднительна ввиду большой трудоемкости работы. Так как принципы построения оптимальных программ диагностирования для отдельных систем типовые, рассмотрим только систему обогрева стекол кабины экипажа.

Выполнение последовательности проверок систем и поиск неисправностей в них осуществляется по технологическим картам, что занимает большой объем времени и может привести к задержке рейса и не исключает ошибок обслуживающего персонала. Такой принцип позволяет проанализировать только работу в целом и построить грубую модель диагностирования.

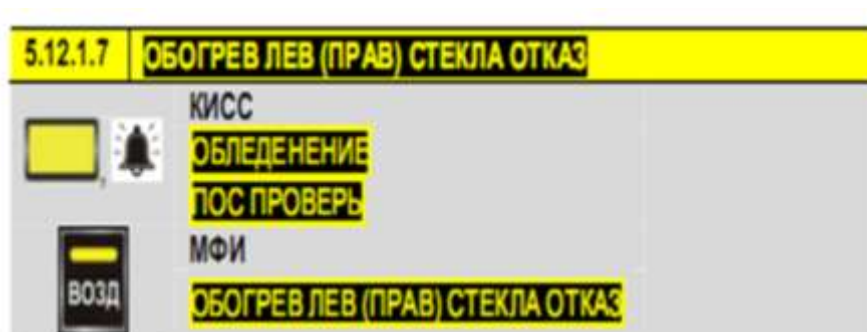


Рисунок 1 – Пример сигнализации отказа

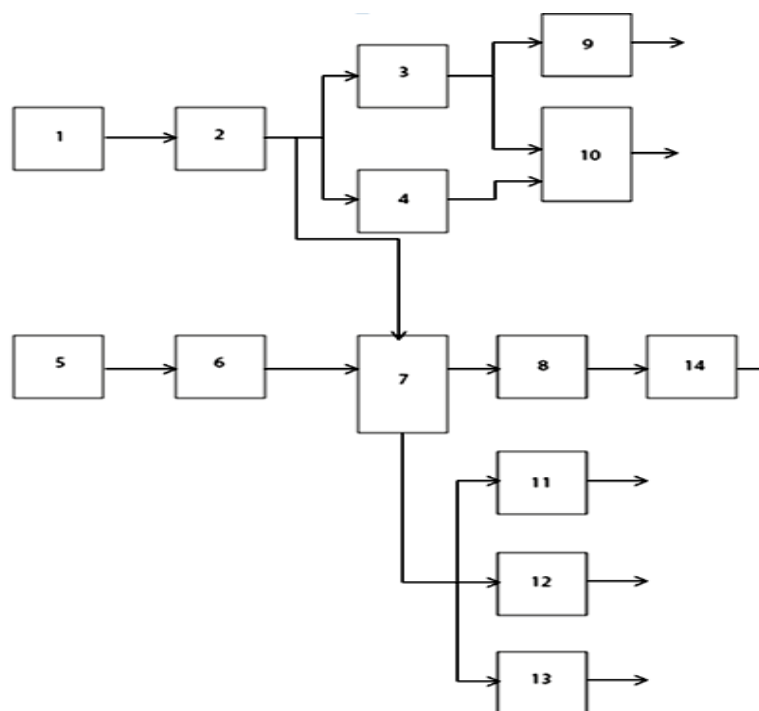


Рисунок 2 – Логическая модель устройства диагностируемой системы

Принципиальные электрические схемы, приведенные в РТЭ самолета, являются исходным материалом для разработки единой функциональной схемы.

При построении структурно-логической модели диагностируемой системы каждый конструктивный ее блок представляется логическими блоками, обозначенными символами Q1, Q2 и т.д, имеющими один выход Π_i .

Принципиальная схема системы обогрева стекла приведена в руководстве по технической эксплуатации, а разработанная на ее основе функционально-логическая модель на рис. 2.

Оптимизация количества проверок и их последовательности методом ведущей функции и проверка правильности решения информационным методом достаточно подробно описаны в литературе [1,2,3].

Результаты расчетов сводятся к алгоритму программы контроля, который представлен в виде «дерева поиска отказов» (рис. 3).

Для облегчения поиска отказов разрабатываются технологические карты, пример которой представлен на рис. 4.

Оценивая проделанную работу, можно сделать вывод, что предложенная система технически реализуема и является шагом вперед по пути более активного, качественного и автоматизированного поиска неисправности системы на земле и в полете. Это ведет к сокращению сроков обслуживания самолетов.

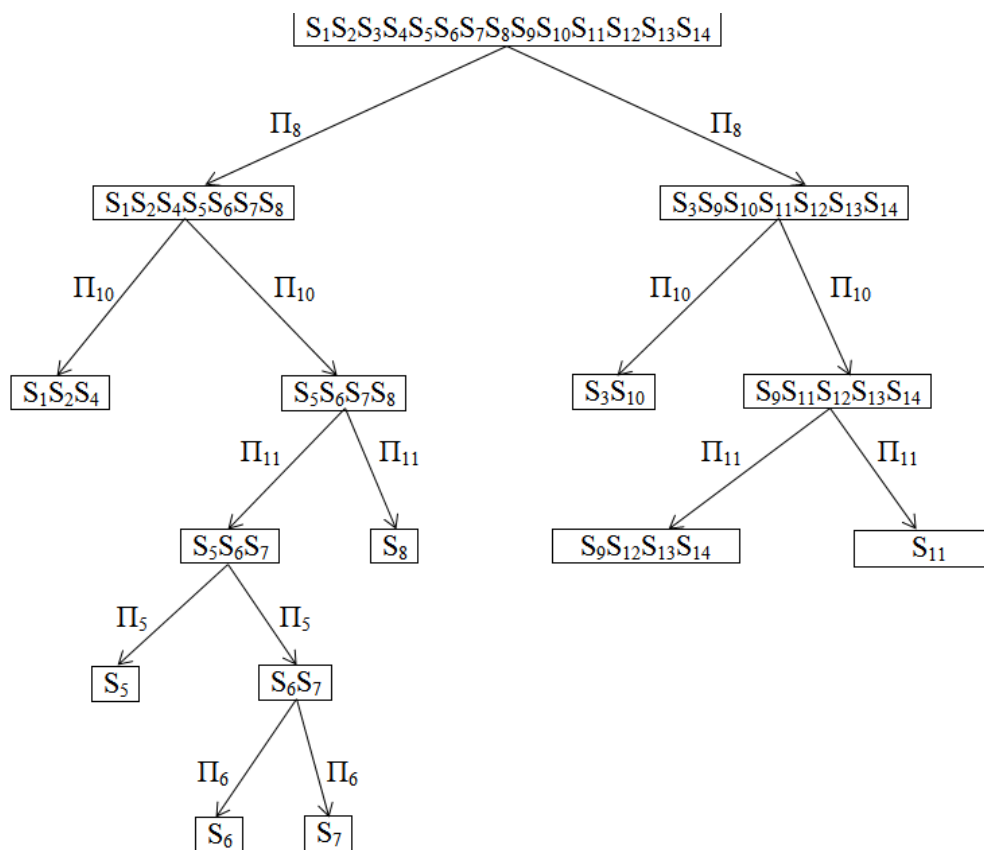


Рисунок 3 – «Дерево поиска отказов» диагностируемой системы

При построении дерева поиска отказов необходимо учитывать доступность контроля, удобство демонтажа, а также вероятности отказов каждого блока [3].

Результаты обработки программы предусматривает:

- вывод на экран дисплея отказавшую систему и дерево поиска отказа;
- вывод рекомендаций по поиску;
- вывод места расположения конкретных блоков и их внешний вид;
- вывод описания демонтажа и монтажа блоков;
- вывод трудозатрат на выполнение каждой операции;
- вывод методики контроля работоспособности блока и системы в целом;
- вывод схем подключения блоков и контрольные точки для проверок;
- вывод номинальных значений и допустимые отклонения параметров в контрольных точках.

Примеры поясняющих рисунков по расположению оборудования и рабочего места по проверке системы на борту ВС представлены на рис. 5 и 6.

Карта рекомендаций по поиску отказа Отказ противообледенительной системы (Отказ обогрева стекла летчика)		
Содержание операции и технические требования	Признаки работоспособности	Примечание
1. В соответствии с деревом поиска отказов провести контроль работоспособности блока (потенциометр) S_8	В случае наличия в пределах нормы выходных параметров блока перейти к проверке блока S_{10}	Провести замер выходных сигналов согласно принципиальной схеме
2. В соответствии с деревом поиска отказов провести контроль работоспособности блока управления S_{10}	В случае наличия в пределах нормы выходных параметров блока перейти к проверке блока S_{11}	Провести замер выходных сигналов согласно принципиальной схеме
3. В соответствии с деревом поиска провести контроль работоспособности S_{11}	В случае наличия напряжения на выходе распределительного устройства S_{11} в пределах нормы перейти к проверке блока S_5	Провести замер выходных сигналов согласно принципиальной схеме
4. В соответствии с деревом поиска провести контроль работоспособности S_5	а) В случае отказа блока S_5 (блока включения электронагревателей) – заменить б) В случае его работоспособности перейти к проверке S_6 (шина питания).	Провести замер выходных сигналов согласно принципиальной схеме
5. В соответствии с деревом поиска провести контроль работоспособности S_6	а) В случае отказа блока S_6 – заменить б) В случае его работоспособности заменить S_7 (устройство управления).	Провести замер выходных сигналов согласно принципиальной схеме

Рисунок 4 – Технологическая карта поиска отказов



Рисунок 5 – Расположение блоков



Рисунок 6 – Пульта проверки оборудования в кабине ВС

Оценивая проделанную работу, можно сделать вывод, что предложенная система технически реализуема и является шагом вперед по пути более активного, качественного и автоматизированного поиска неисправности системы на земле и в полете. Это ведет к сокращению сроков обслуживания самолетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Устинов В. В. Система диагностирования и контроля прочностных свойств крыла воздушного судна/ В. В. Устинов, В. В. Кашковский // Научный вестник МГТУ ГА. – М.: МГТУГА, 2011. – № 138 (1) – С. 171–178.
2. Устинов В. В. Расшифровка и анализ полетной информации с помощью программно-аппаратного комплекса «Монстр 2012» / В. В. Устинов, Н. А. Добрынин // Сборник трудов VI региональной научно-практической конференции «Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации». – Иркутск: ИФ МГТУ ГА, 2013. – С. 111–117.
3. Устинов В. В. Разработка методики, алгоритма и программы диагностирования бортового оборудования летательных аппаратов на этапах проектирования и испытаний / В. В. Устинов, В. Б. Журавлева // Сборник трудов региональной научно-практической конференции студентов и аспирантов «Актуальные проблемы развития авиационной техники – 2012». – Иркутск: ИФ МГТУ ГА, 2012. – С. 46–51.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СРЕДЫ LABVIEW ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ ЦИФРОВОЙ КОНТРОЛЬНО-ПРОВЕРОЧНОЙ АППАРАТУРЫ

Устененко А. А.
ustenenko@mail.ru

Чигвинцев А. А.
(научный руководитель)

*Кафедра авиационных электросистем
и пилотажно-навигационных комплексов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Рассматривается методика построения контрольно-проверочной аппаратуры для малогабаритной гировертикали МГВ-1С на базе программных средств NI. Предлагается замена штатной контрольно-проверочной аппаратуры, включающей три специализированных блока на КПА построенной на базе программных и аппаратных средств фирмы National Instruments.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время проверка самолетных систем и устройств осуществляется с использованием контрольно-проверочной аппаратуры. Комплект контрольно-проверочной аппаратуры, в зависимости от проверяемого устройства, включает один или несколько пультов, различные приспособления и соединительные жгуты. Каждый комплект контрольно-проверочной аппаратуры является уникальным и предназначен для проверки только одной системы (устройства).

В статье рассматривается методика построения цифровой контрольно-проверочной аппаратуры на базе программных и аппаратных средств фирмы National Instruments Co. Предполагается, что указанная методика позволит существенно упростить процесс конструирования проверочной аппаратуры на базе единого унифицированного подхода.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для отработки методики, предлагается заменить штатную контрольно-проверочную аппаратуру малогабаритной гировертикали МГВ-1С на цифровую контрольно-проверочную аппаратуру (ЦКПА) с использованием программных и аппаратных средств фирмы National Instruments Co.

На рис. 1 изображена схема взаимодействия штатной контрольно-проверочной аппаратуры с малогабаритной гировертикалью МГВ-1С.

Для решения поставленной задачи необходимо разработать:

- структурную схему (ЦКПА);
- электрическую схему цифрового коммутатора;
- электрическую схему пульта управления;
- электрическую схему соединений;
- схему управления, реализованную в среде LabView.

Схема управления должна обеспечивать дистанционное включение и аретирование проверяемой гировертикали, съём сигналов с одной пары потенциометрических преобразователей для углов крена и тангажа.

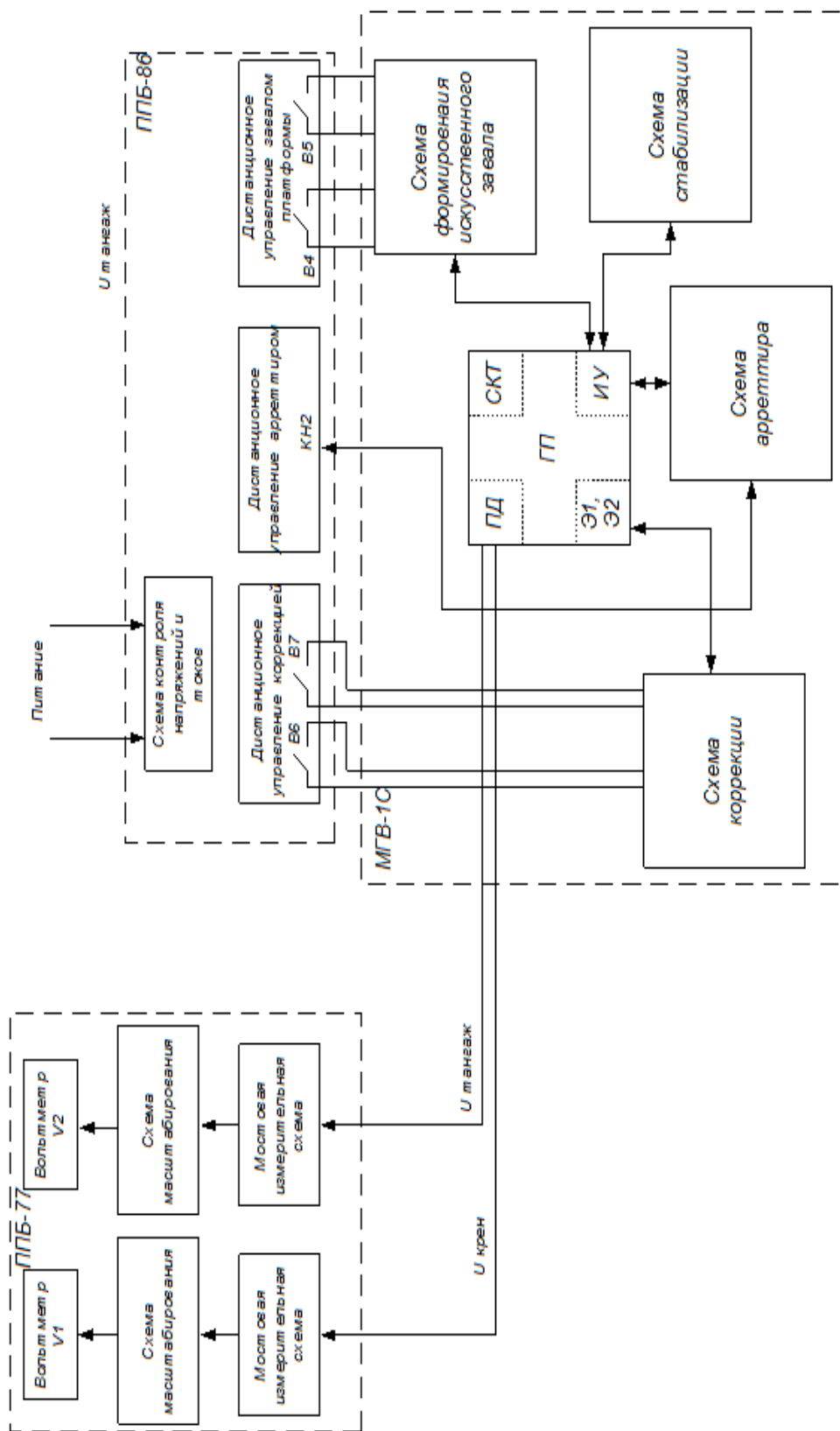


Рисунок 1 – Схема взаимодействия штатной контрольно-проверочной аппаратуры с малогабаритной гировертикалью МГВ-1С

РЕШЕНИЕ

Предлагаемая структурная схема ЦКПА и ее взаимодействие с проверяемой системой изображена на рисунке 2. Основными элементами структуры являются: проверяемая малогабаритная гировертикаль и персональный компьютер, на котором установлена среда программирования LabView. С помощью этой среды реализованы элементы цифровой КПА.

На рис. 3 представлена функциональная схема взаимодействия ЦКПА с проверяемой системой.

Взаимосвязь проверяемой системы и ПЭВМ осуществляется через плату NI-6008 посредством платы управления.

Плата управления в свою очередь реализована на двух микросхемах ULN-2003 и 9 реле. Микросхемы преобразуют цифровые сигналы платы NI-6008 в соответствующий сигнал управления. Схема логического управления формирует следующие сигналы управления:

- арретир;
- выключение продольной коррекции;
- выключение поперечной коррекции;
- завал по углу тангажа (кабрирование);
- завал по углу тангажа (пикирование);
- завал по углу крена (левый крен);
- завал по углу крена (правый крен);
- включение питания 28В;
- включение питания 36В.

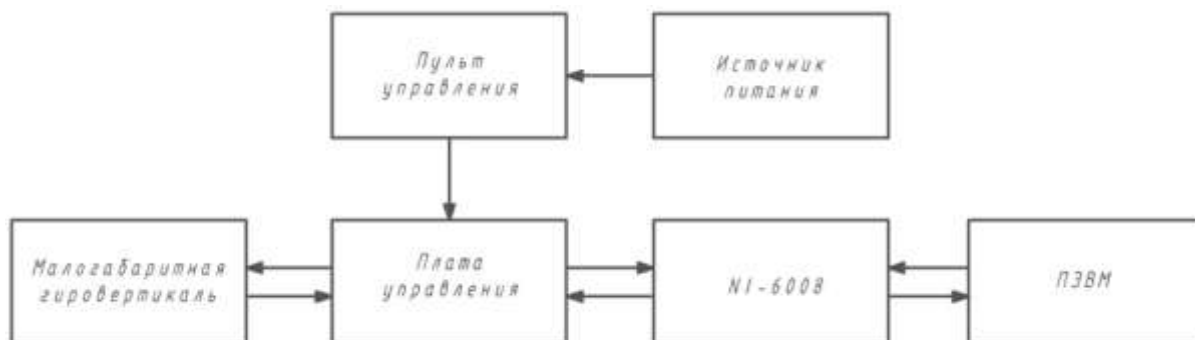


Рисунок 2 – Структурная схема цифровой контрольно-проверочной аппаратуры

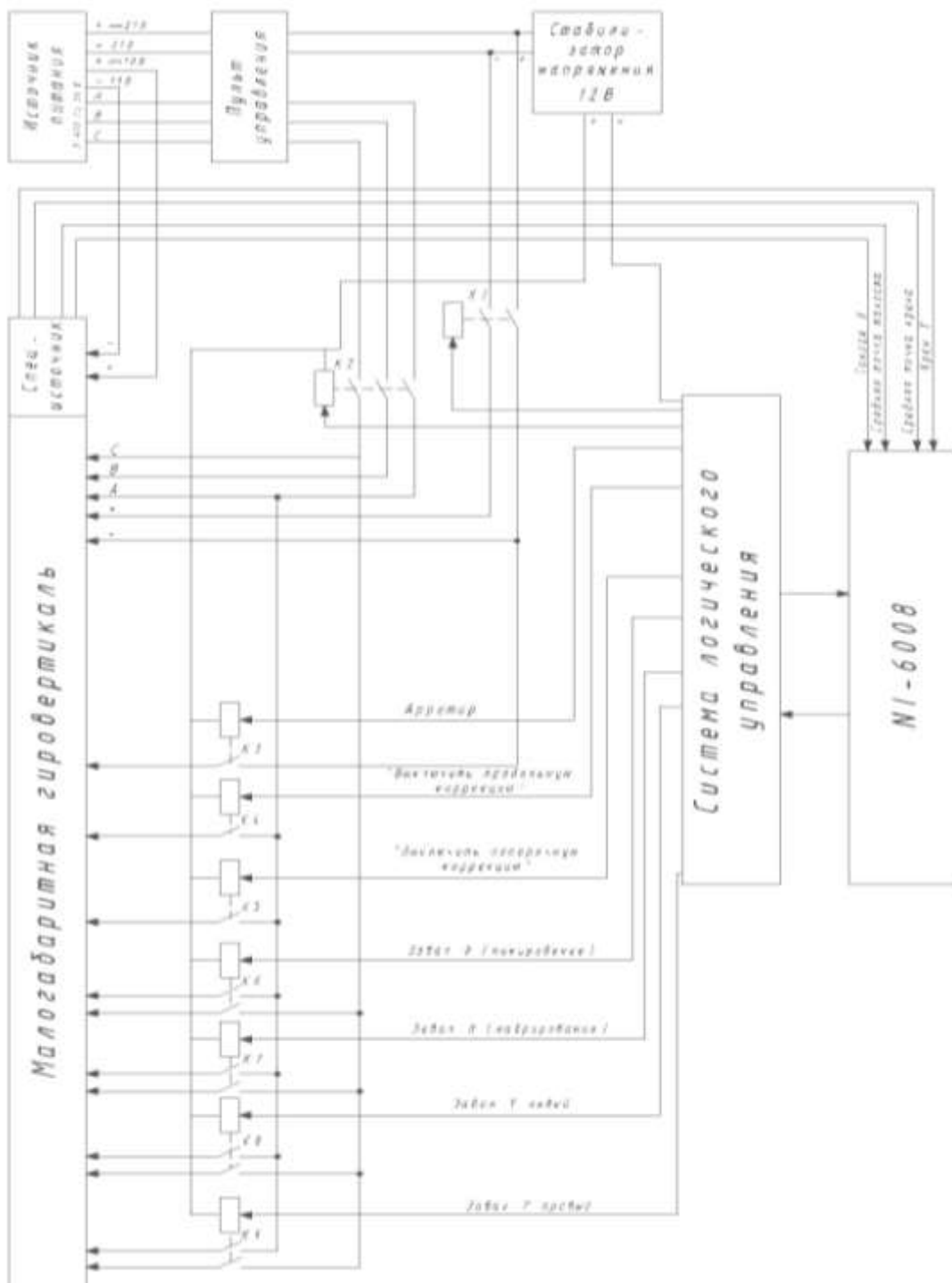







Рисунок 3 – Функциональная схема цифровой контрольно-проверочной аппаратуры

Каждый сигнал управления подаёт на обмотку соответствующего реле «+27 В». В результате реле срабатывает и его контактная группа (или группы) осуществляют дистанционное управление электрическими цепями проверяемой системы МГВ-1С. Так в частности:

- реле К1 осуществляет подачу напряжения постоянного тока номиналом 27 В на проверяемую систему;
- реле К2 осуществляет подачу напряжения переменного тока номиналом 36 В на проверяемую систему;
- реле К3 осуществляет подачу напряжения на схему арретира;
- реле К4 осуществляет размыкание цепей питания продольной жидкостно-маятниковой коррекции проверяемой системы;
- реле К5 осуществляет размыкание цепей питания поперечной жидкостно-маятниковой коррекции проверяемой системы;
- реле К6 осуществляет формирование сигнала искусственного завала в канале тангажа на пикирование;
- реле К7 осуществляет формирование сигнала искусственного завала в канале тангажа на кабрирование;
- реле К8 осуществляет формирование сигнала искусственного завала в канале крена (крен левый);
- реле К9 осуществляет формирование сигнала искусственного завала в канале крена (крен правый).

На рис. 4 изображена блок-схема цифровой контрольно-проверочной аппаратуры, реализованной в среде LabView. В данной блок-схеме были использованы компоненты Boolean, DAQ Write и DAQ Task Name. С помощью DAQ Task Name назначается канал вывода (пример: port0/pin0). DAQ Write принимает сигнал с кнопки ~36 (Boolean) и записывает его в DAQ Task Name, т. Е. в назначенный пин порта.

Следующие компоненты LabView предназначены:

1.  DAQ Task Name – назначение канала для считывания или записи значений в цифровом или аналоговом виде.
2.  DAQ Write – Запись значения в назначенный канал.
3.  DAQ Read – чтение цифрового или аналогового канала.
4.  DAQ Create Virtual Channel - создание виртуального канала из физического для последующего чтения или записи.
5.  DAQ Stop Task – Остановка выполняемой задачи чтения или записи сигнала.

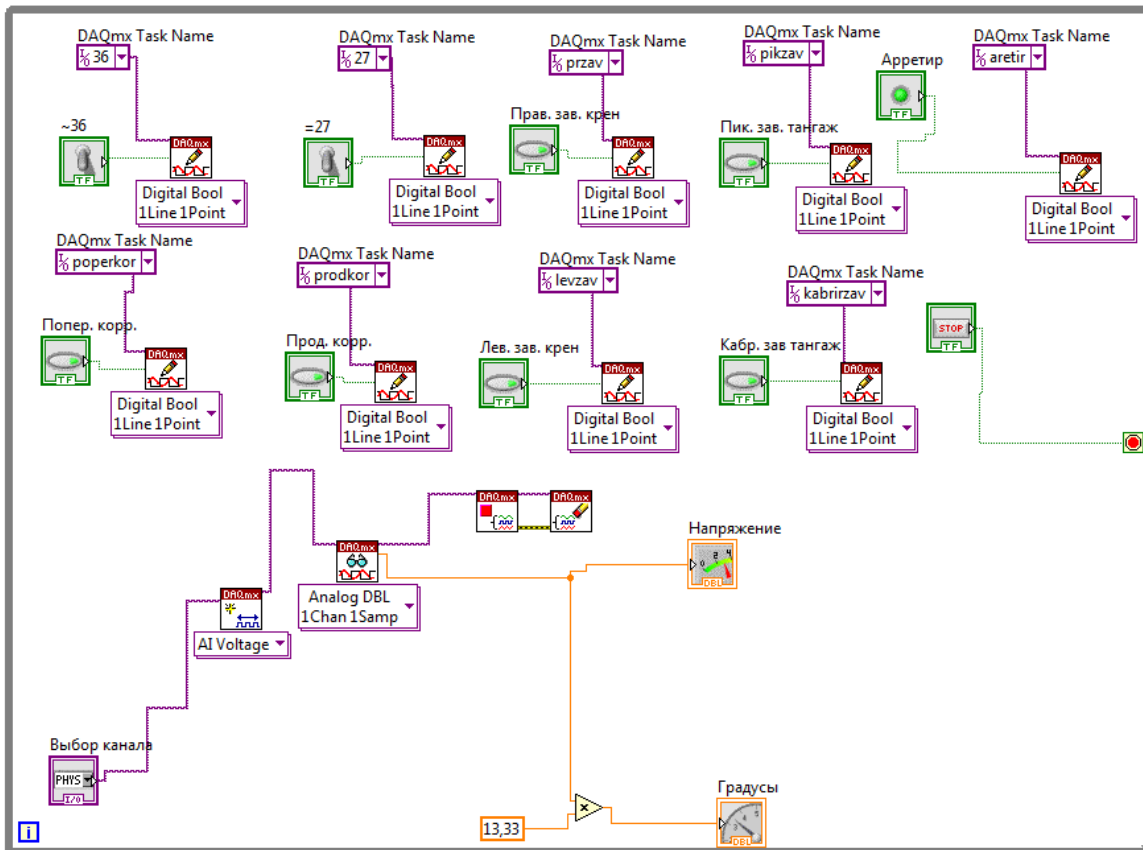





Рисунок 4 – Блок-схема цифровой контрольно-проверочной аппаратуры, реализованной в среде LabView

6.  DAQ Clear Task – Очистка буфера задачи.
7.  Умножитель – используется для умножения входных двух чисел.
8.  DAQ Physical Channel – назначение физического канала с возможностью выбора из списка.
9. Визуализированные компоненты, такие как – кнопки, Gauge.

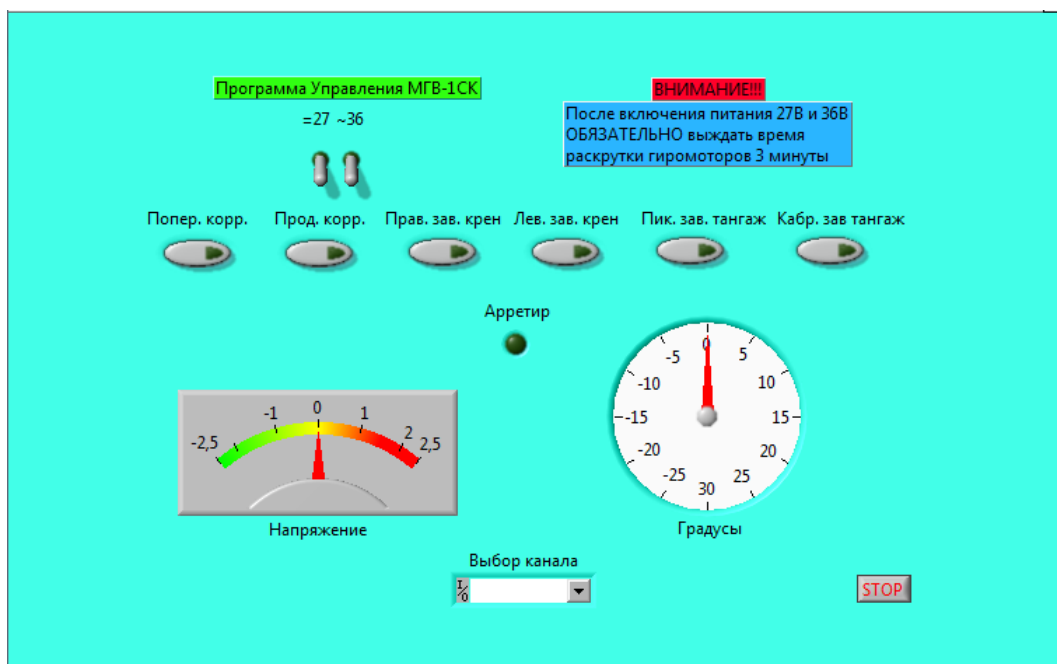


Рисунок 5 – Внешний вид лицевой панели цифровой контрольно-проверочной аппаратуры

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная методика построения цифровой контрольно-проверочной аппаратуры была реализована практически и показала свою состоятельность.

ЦКПА имеет законченный вид, может быть использована, как на лабораторных работах по специальным дисциплинам кафедры, так и на практических занятиях по информационным дисциплинам, для практического изучения среды программирования LabView.

ЛИТЕРАТУРА

1. Техническое описание и инструкция по эксплуатации малогабаритной гировертикали МГВ-1С.: Транспорт, 1984.
2. Техническое описание и инструкция по эксплуатации NI USB-6008.

Именной указатель

А

Адилова А.Т.....164
Алексеенко А. И179
Андреев А. В.....156
Артюх А. С.....14
Ашимов Е. К129

Б

Батуев А. С49
Батюк В. В.....26
Белобров И. И194
Белозерцева Д. С.....76
Богослов Е. А136

В

Вахтин Р. Ю.14

Г

Гайсин А. К37
Гамаюнова К. Н.104
Гильдебрант В. А.....183
Голованов И. Г121

Д

Данилаев М. П.136
Двужильная Д.А.95
Дель А. Е.41, 63
Диль В. Ф.....104

Е

Ерохин В. В.....8

И

Иванов А. А.....201
Иванова К. А20
Идиатуллоев З. Р.84, 90

Игнатъева М. П.....115, 206
Илюшина П. А.66

К

Казанцева А. И.44
Камалов М. И.....136
Кивокурцев А. Л.....115, 118,
139, 142, 145, 150, 179, 183, 194
Кирносоев А. Н118
Киселева Л. А.189
Кислицын М. А.....189
Кобец Т. В.150
Кобзарь В.А.31, 44, 60
Колесников А. М.....168
Коновалов В. В.....76
Константинов И. А.....145
Коршунов И. С142
Котлов Ю. В.....206
Кравченко А. В.....102
Курилова И. С.....124

Л

Лайков М. И.102, 176
Лежанкин Б.В20, 95
Лернер И. М.....54

М

Малугин К. А.....14
Мартемьянов В. К.84, 90
Махмудов Р. Ф.....109
Межетов М. А.....26

Н

Назметдинов А. З.84, 90
Неудакин А. А14

П

Патрикеев О.В.....	41, 63
Пестов Д. А.	168
Попов В. М.....	152, 156, 164, 201
Попова А. В.....	152
Пономарев В. О.....	14
Подшивалов В. Е.	60

Р

Равоткина И. К.....	109
Рыбаков А. Н.....	124
Рыжков Д.А.	73

С

Савченкова Е. В.	176
Сагитов Д. И.....	159
Самодуров С. А.....	66
Сарабахова А. А.....	8
Сирота Я. Р.....	31

Т

Татарина А. А.....	121
Титова Я. А.....	215
Травка А. Э.....	139
Туринцев С. В.	49

У

Ульяшин Е. А.....	211
Устененко А. А.....	221
Устинов В.В.	211, 215

Ф

Фадеев В. А.	37
-------------------	----

Х

Хайруллин М. И.....	54
---------------------	----

Ч

Черкашин А. В.....	73
Чигвинцев А. А.....	221

Ш

Шаламова Ю. А.	41, 63
Шарипов К. Р.....	159
Ширяева О. И.....	129
Шлык А. И.	41, 63

Щ

Щербаков И. Э.....	189
--------------------	-----

Для заметок

**АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ
АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И МЕТОДОВ
ЕЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ – 2015**

СБОРНИК ТРУДОВ
VIII Региональной научно-практической конференции
студентов, аспирантов и молодых ученых
24-25 ноября 2015 г.

Том I

Подписано в печать 30.11.2015г.

Печать трафаретная
14,5 печ.л.

Формат 60x84/16
Заказ № 521

16,5 уч.-изд.л.
Тираж 100 экз.

*Иркутский филиал МГТУ ГА
664047, г. Иркутск, ул. Коммунаров, д.3*

*Отдел редакционно-издательской и научной работы
664009, г. Иркутск, ул. Советская д.139*

© Иркутский филиал МГТУ ГА, 2015