

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

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ
АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И МЕТОДОВ
ЕЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ – 2016

СБОРНИК ТРУДОВ
IX Всероссийская научно-практической конференции
студентов и аспирантов
6-8 декабря 2016 г.

Том I

Иркутск – 2016

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; Мейер Оксана Сергеевна, председатель цикловой комиссии СТ; Скулина Мария Игоревна, начальник О РИ и НР; Хапилина Лариса Николаевна, редактор; Антонова Ксения Владимировна, специалист по УМР О РИ и НР.

Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2016. Сборник трудов IX Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов (6–8 декабря 2016 г): в 2-х т. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2016. – Т. I – 224 с.

В сборнике представлены доклады IX Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов «Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2016», заявленные в рамках работы секций «Системы авиационной радиосвязи, радиолокации, радионавигации и методы их эксплуатации. Системы наблюдения и организации воздушного движения», «Авионика, авиационные электросистемы, пилотажно-навигационные комплексы и методы их эксплуатации».

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 «СИСТЕМЫ АВИАЦИОННОЙ РАДИОСВЯЗИ, РАДИОЛОКАЦИИ, РАДИОНАВИГАЦИИ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ. СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ И ОРГАНИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ»

Верхотурова Н. А., Лежанкин Б. В. СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ СЕТИ ДОПЛЕРОВСКИХ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ РАДИОЛОКАТОРОВ.....	7
Бондарай А. А., Портнов М. А. ЦИФРОВЫЕ ПОТЕНЦИОМЕТРЫ В АНАЛОГО-ЦИФРОВОЙ СХЕМОТЕХНИКЕ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТА.....	17
Сидорова Т. В., Малинова О. Е., Ролина В. Е. МОДЕЛЬ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ВОЛН В СЛОИСТЫХ СРЕДАХ.....	25
Антипина А. С., Кобзарь В. А. СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ С ПРЕДСКАЗАНИЕМ И КОРРЕКЦИЕЙ ПРОФИЛЯ ПОЛЕТА ПО ИНФОРМАЦИИ МЕТЕОРАДИОЛОКАТОРА.....	28
Гуля С. С., Катеева С. М., Филимонов Н. П. АНАЛИЗ СПЕКТРА АМПЛИТУДНЫХ ФЛЮКТУАЦИЙ ОТРАЖЕННЫХ СИГНАЛОВ В РАДИОЛОКАЦИИ ДЛЯ ИХ РАСПОЗНАВАНИЯ.....	36
Матвеева М. В., Ролина В. Е., Сидорова Т. В. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕЗОНАНСНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ СОГЛАСОВАНИЯ ВОЛНОВОДНЫХ УСТРОЙСТВ.....	41
Подшивалов В. Е., Кобзарь В. А. ВОЗМОЖНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ СУДА ДЛЯ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ О СТОЛКНОВЕНИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА АЭРОДРОМЕ.....	47
Леконцев Д. Р., Милько Д. С., Тихонов В. А. СПОСОБЫ ПОДАВЛЕНИЯ ДИКТОФОНОВ.....	51

Казанцева А. И., Межетов М. А. ФОРМИРОВАТЕЛЬ ДАЛЬНОМЕРНОГО КОДА СИСТЕМЫ ГЛОНАСС	55
Губаревич И. И., Филимонов Н. П. ПОВЫШЕНИЕ ПРОПУСКНОЙ СПОСОБНОСТИ В СИСТЕМАХ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ ОБЪЕКТОВ....	59
Верхотурова Н. А., Лежанкин Б. В. ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПОЛУЧЕНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ.....	64
Самодурова А. Ю., Киселева Л. А. ГЛАВНАЯ ОСНОВА БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ – СПУТНИКОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПОСАДКИ.....	73
Шлык А. И., Патрикеев О. В. МОДЕЛИРОВАНИЕ СИГНАЛОВ С АМПЛИТУДНОЙ МОДУЛЯЦИЕЙ В СРЕДЕ ПРОГРАММИРОВАНИЯ LABVIEW.....	76
Шлык А. И., Межетов М. А. СПОСОБ СПЕКТРАЛЬНОГО АНАЛИЗА АМ СИГНАЛА.....	80
Румянцева О. В., Лежанкин Б. В. ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ШИРОКОПОЛОСНЫХ РАДАРОВ....	86
СЕКЦИЯ «АВИОНИКА, АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ, ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»	
Коршунов И. С., Попов В. М. ИЗМЕРЕНИЕ РАСХОДА ТОПЛИВА НА САМОЛЁТЕ МЕТОДОМ ПЕРЕМЕННОГО ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЯ.....	92
Трибунская А. А., Котлов Ю. В. БОРТОВЫЕ АВТОМАТИЗИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ.....	97

Гильдебрант В. А., Голованов И. Г. АВТОМАТИЗАЦИЯ КОНТРОЛЯ ПЕРЕДАТОЧНЫХ ЧИСЕЛ КОМПЕНСАЦИОННЫХ ДАТЧИКОВ КРЕНА И ТАНГАЖА АВТОПИЛОТА АП-34Б ВЕРТОЛЁТА МИ-8МТ.....	104
Кузьмина Н. А., Чеботарев В. Е. РАСЧЕТ ЭНЕРГОБАЛАНСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА.....	108
Козырева И. С., Кивокурцев А. Л. ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ КОМПЛЕКСА БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЁТА БЕ-200.....	114
Кибукевич А. А., Кивокурцев А. Л. ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ ИНДИКАЦИИ САМОЛЁТА Ту-204СМ.....	120
Козлов А. А., Кивокурцев А. Л. ТЕХНОЛОГИЯ РЕГУЛИРОВКИ И ПРОВЕРКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ АВТОПИЛОТА АП-34.....	128
Фирсунина Т. А., Коновалов В. В. ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВС.....	131
Труфанов С. В., Попов В. М. РАЗРАБОТКА АВТОНОМНОЙ СИСТЕМЫ СЧИСЛЕНИЯ КООРДИНАТ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА.....	140
Кузаков О. П., Устинов В. В. РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ И АЛГОРИТМА УЧЕТА ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА ТЕХНИКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ ПРИ ОЦЕНКЕ НАТРЕНИРОВАННОСТИ ЛЕТНОГО СОСТАВА.....	146
Попова А. В., Попов В. М. РАЗРАБОТКА КОМПЬЮТЕРНОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОГО ОСЦИЛЛОГРАФА.....	152
Ширяева К. Г., Колесников А. М. БОРТОВЫЕ УСТРОЙСТВА РЕГИСТРАЦИИ ИНФОРМАЦИИ, ТРЕБОВАНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ.....	156

Амосов Н. В., Кивокурцев А. Л. ВОПРОСЫ РЕКОНФИГУРАЦИИ СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ ИНДИКАЦИИ САМОЛЕТА А-320.....	162
Овчинникова Т. А., Кивокурцев А. Л. ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ КОМПЛЕКСА БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТА МИ-171.....	171
Норбоев А. В., Кивокурцев А. Л. ТЕХНОЛОГИЯ КОНТРОЛЬНО-СДАТОЧНЫХ ИСПЫТАНИЙ ИЗДЕЛИЯ СКТ-220.....	178
Титова Я. А., Устинов В. В. МЕТОДИКА И АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ВЕСОВЫХ КОЭФФИЦИЕНТОВ ЗНАЧИМОСТЕЙ ПАРАМЕТРОВ ОЦЕНКИ ТЕХНИКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ И ЭЛЕМЕНТОВ ПИЛОТАЖА В ЛЕТНОМ УПРАЖНЕНИИ.....	183
Радчук П. П., Кивокурцев А. Л. ИНТЕГРАЛЬНАЯ МОДУЛЬНАЯ АВИОНИКА ПЕРСПЕКТИВНОГО ВЕРТОЛЕТА.....	189
Шамсутдинов В. Р., Кивокурцев А. Л. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЦИФРОВОЙ КОНТРОЛЬНО-ПРОВЕРОЧНОЙ АППАРАТУРЫ ДЛЯ ПРОВЕРКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ АНЕРОИДНО-МЕМБРАННЫХ ПРИБОРОВ.....	197
Логунов В. М., Ефименко А. В. ДЕМОНСТРАЦИОННЫЕ МОДЕЛИ ДЛЯ СПЕЦДИСЦИПЛИН.....	206

СЕКЦИЯ
«СИСТЕМЫ АВИАЦИОННОЙ РАДИОСВЯЗИ, РАДИОЛОКАЦИИ,
РАДИОНАВИГАЦИИ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ.
СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ И ОРГАНИЗАЦИИ
ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ»

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

УДК 551.508.85

СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ СЕТИ ДОПЛЕРОВСКИХ
МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ РАДИОЛОКАТОРОВ

Верхотурова Н. А.
franc_2008_@mail.ru

Лежанкин Б. В.
(научный руководитель)
lezhbor@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Обсуждаются проблемы, возникающие при создании новой сети доплеровских метеорологических радиолокаторов ДМРЛ-С. Сравняются возможности этих радиолокаторов с теми, что составляли прежнюю сеть. Кратко описываются измеряемые ими характеристики принимаемого сигнала и алгоритмы их оценивания.

Ключевые слова: некогерентные МРЛ, когерентные ДМРЛ.

ВВЕДЕНИЕ

На протяжении пяти лет идет модернизация сети штормоповещения Росгидромета. Существующая сеть, состоящая из метеорологических радиолокаторов МРЛ-5 (31 шт.) и МРЛ-2 (4 шт.), должна быть заменена на 140 новых доплеровских метеорологических радаров ДМРЛ-С, объединяемых единым федеральным центром в Москве.

Как показывает опыт проведения работ по модернизации и автоматизации радиолокаторов МРЛ-5, их технический ресурс еще не исчерпан. Замена некоторых узлов на более современные,

установка систем автоматизации, объединение в единую сеть позволили бы продлить срок их применения еще, как минимум, на десять лет.

1 НЕКОГЕРЕНТНЫЙ МРЛ И КОГЕРЕНТНЫЙ ДМРЛ-С

Проблема состоит в моральном устаревании аппаратуры. За время, прошедшее с момента запуска метеорологического радиолокатора МРЛ-5 в серию, радиометеорология продвинулась далеко вперед. Современные изделия измеряют шесть параметров сигнала, отражаемого метеообразованиями, в то время как МРЛ-5 продолжает оценивать только радиолокационную отражаемость. Благодаря усилиям разработчиков и специалистов, занимавшихся методиками наблюдений, этого достаточно, чтобы с высокой степенью вероятности прогнозировать развитие таких опасных явлений, как град, гроза и сильный ливень. Но внедрение методов спектральной и поляризационной обработки, во-первых, добавляет к уже упомянутым области сдвига ветра, повышенной турбулентности, переохлажденной воды, скопления птиц и насекомых и т. д. и, во-вторых, значительно увеличивает точность измерения интенсивности осадков.

Измерять спектральные характеристики принимаемого сигнала пытались и в некогерентных метеорологических радиолокаторах (МРЛ). В главной геофизической обсерватории изучали возможность оценивания ширины спектра принимаемого сигнала с помощью связи автокорреляционных функций, связанных со спектрами обратным преобразованием Фурье, исходного сигнала и той, что получается на выходе линейного или квадратичного детектора. В центральной аэрологической обсерватории измеряли разность средних частот спектра сигналов, отраженных от разных участков пространства, разнесенных по координате дальности на 0,5–1 км. Делалось это путем подачи принимаемого в данный момент и задержанного на время, соответствующее указанным расстояниям, сигналов на входы фазового детектора, для чего был разработан специальный прибор «устройство измерения турбулентности». Однако по мере продвижения в данной области становилось ясно преимущество когерентной радиолокации.

Современный отечественный метеорадар ДМРЛ-С способен измерять все шесть рассмотренных выше характеристик [1] и позволяет вывести российскую радиометеорологию на передовые позиции. Кроме этого, ДМРЛ-С имеет одно значительное преимущество по сравнению

с возможными конкурентами – большую эффективную мощность излучения, что достигнуто с помощью технологии сжатия широкополосного сложного сигнала. До этого применение данной технологии в метеорологической радиолокации осложнялось тем, что при сжатии сигнала в фильтре приемника образовывались слишком большие боковые лепестки, располагавшиеся непосредственно перед главным лепестком и после него. Изобретенный специалистами нелинейный частотно-модулированный импульс позволил преодолеть данное препятствие с помощью уменьшения относительного уровня указанных лепестков ниже – 50 дБ – величины, считающейся критической для метеорадиолокации. В итоге реальная мощность излучения составляет всего 15 кВт, что дает возможность отказаться от наддува волноводного тракта и уменьшить значения больших напряжений, необходимых для работы генераторов, увеличив тем самым их время наработки на отказ. Длительность излучаемого импульса составляет 60 мкс, но сжатие его при приеме в 60 раз приводит к результирующей длительности 1 мкс и, соответственно, эффективной мощности излучения 900 кВт. Недостатком такого построения радиолокатора является то, что образуется «мертвая» зона радиусом 9 км, соответствующая времени излучения длительного импульса (60 мкс), в течение которого антенна переключена на излучение и закрыта на прием. Преодолевается он излучением перед генерацией основного сигнала импульса подсветки длительностью 1 мкс и мощностью 15 кВт. Это практически не влияет на режим работы ДМРЛ-С, так как занимает чуть более 60 мкс времени. Разделение «простого» и «сложного» сигналов происходит в приемнике с помощью фильтров, настроенных на каждый из данных сигналов.

Таким образом, Россия получила уникальный передовой радиолокатор для создания сети штормоповещения, соответствующей жестким современным требованиям.

Основное отличие МРЛ от классических приборов, применяемых в метеорологии, заключается в том, что осреднение измеряемого параметра происходит не по времени в какой-то точке пространства, а по объему пространства в определенный момент времени. Данный объем называется 2-разрешаемым объемом и определяется шириной диаграммы направленности антенны радиолокатора и длительностью импульса на выходе приемного фильтра (длительностью зондирующего сигнала в случае применения «простого» импульса). При нахождении внутри элемента разрешения частиц

воды или льда происходит рассеяние на них электромагнитной волны во всех направлениях, в том числе и обратно к МРЛ. Измеряя мощность отраженного сигнала, рассчитывают радиолокационную отражаемость наблюдаемого участка цели.

По величине радиолокационной отражаемости оценивают такую важную для метеорологических наблюдений величину, как интенсивность осадков. Для этого часто используют формулу Маршалла–Пальмера, основанную на предположении о распределении диаметров частиц по одноименному закону и связывающую радиолокационную отражаемость и интенсивность осадков. Поскольку реальное распределение капель по размерам может существенно отличаться от предполагаемого, а также из-за неполного заполнения разрешаемого объема частицами или его частичного блокирования местными предметами расчет интенсивности осадков может приводить к большим ошибкам, достигающим 300% [2]. Для повышения точности применяют коррекцию на ослабление в осадках, т. е. пытаются восстановить реальную отражаемость посредством учета затухания электромагнитной волны на трассе ее распространения до рассматриваемого участка, но радикального улучшения ситуации не происходит.

По характерным особенностям пространственного распределения радиолокационной отражаемости идентифицируют наблюдаемые метеорологические цели. Так, отражения, находящиеся ниже уровня 1 км, однозначно трактуются как осадки, а протяженная однородная цель на высоте выше 1 км – как слоистая облачность. Кучевую облачность определяют по характерным вертикально ориентированным областям отражаемости. Грозо-и градоопасные облака определяют по величине отражаемости на определенных уровнях над поверхностью земли и высоте верхней границы радиоэха.

На этом практически исчерпываются возможности некогерентных радаров. Упомянувшиеся выше попытки анализировать спектр сигнала на выходе амплитудного детектора или измерять посредством фазового детектора разницу средних частот отражений от различных участков метеорологической цели не привели к какому-либо значительному увеличению информативности радиолокационных наблюдений. Введение когерентного режима дает возможность существенно расширить список опасных явлений, обнаруживаемых радиолокатором, добавив к нему следующие: зоны сильного ветра; торнадо (смерчи); фронты порывистости; области сдвига ветра; зоны повышенной турбулентности и микрошквалы.

2 ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИНИМАЕМЫХ СИГНАЛОВ И ИХ ОЦЕНКА

Смысл спектральной обработки в когерентном МРЛ состоит в том, что фиксируется изменение фазы принимаемого сигнала, возникающее вследствие движения наблюдаемой цели. Если в какой-то момент времени поступает сигнал от одиночной цели

$$s(t) = A \sin\left(\omega t + \varphi_0 + \omega \frac{2R}{c}\right) \quad (1)$$

(где A – амплитуда сигнала; ω – несущая частота; φ_0 – начальная фаза излученного колебания; R – расстояние до цели; c – скорость света), то в следующий период повторения зондирующего сигнала получим

$$s(t + T_{\Pi}) = A \sin\left(\omega(t + T_{\Pi}) + \varphi_0 + \omega \frac{2(R + \Delta R)}{c}\right), \quad (2)$$

где ΔR – расстояние, пройденное целью, обладающей радиальной скоростью V_R за время T_{Π} вдоль антенного луча, определяемое выражением

$$\Delta R = V_R T_{\Pi}. \quad (3)$$

Разность фаз этих двух сигналов составляет

$$\Delta\varphi = \varphi_1 - \varphi_0 + \omega \frac{2\Delta R}{c} = \varphi_1 - \varphi_0 + 2\pi \frac{2V_R}{\lambda} T_{\Pi}. \quad (4)$$

С помощью фазового детектирования данное происходящее от периода к периоду изменение фазы может быть преобразовано в амплитудные колебания с частотой

$$f_D = \frac{2V_R}{\lambda}, \quad (5)$$

называемой доплеровской, по которой легко рассчитывается радиальная скорость цели. Единственная сложность – требуется знать начальные фазы колебаний в каждый период излучения зондирующего импульса. Именно это отличает когерентный МРЛ от некогерентного и дает возможность измерить величину радиальной скорости одиночной цели. Поскольку метеообразование состоит из огромного числа элементарных целей, то на выходе приемника получаем случайный процесс, спектр которого содержит информацию о распределении радиальной скорости частиц

внутри разрешаемого объема. Рассчитав первый и второй центральный моменты этого спектра, получаем оценки среднего значения данных скоростей и их разброса относительно среднего значения.

Таким образом, зоны сильного ветра и фронты порывистости проявляются на карте радиальной скорости в виде областей больших значений параметра, а зоны интенсивной турбулентности и сильного сдвига ветра – в виде таких же областей на карте ширины спектра.

Сдвиг ветра с высотой, кроме того, может быть вычислен по результатам измерения средней радиальной скорости частиц в каждом из выбранных горизонтальных слоев пространства.

Торнадо могут быть идентифицированы по резкому скачку средней радиальной скорости, имеющему место в случае, когда поперечные размеры торнадо превосходят размер элемента разрешения радиолокатора. В противном случае идентификация возможна только по локальному расширению спектра принимаемого сигнала.

Микрошквал, резкое нисходящее движение небольшого объема воздуха – наиболее трудно обнаруживаемое явление из приведенного списка. В отличие от остальных, его непосредственное обнаружение невозможно, так как влияние вертикальной составляющей скорости частиц на величину радиальной скорости становится существенным только при больших углах возвышения антенны, а значит – на очень небольшом расстоянии от метеорадара. Поэтому в основу поиска данного явления положено измерение дивергенции средних радиальных скоростей в смежных по дальности элементах разрешения, расположенных в приземном слое. Для этого, при близком к нулевому значению угле возвышения антенны, вычисляют разность оценок средней скорости в объемах, расположенных перед и после исследуемой дальности.

3 ПОЛЯРИЗАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Поляризационные эффекты в метеорологической радиолокации основаны в основном на свойстве капель воды: сплющиваться и сохранять ориентацию при падении в атмосфере. Поляриметрический радар излучает одновременно или последовательно электромагнитные волны с горизонтальным и вертикальным расположением вектора напряженности электрического поля. Из-за разности размера капли мощность горизонтально ориентированной волны при отражении получается больше,

чем ориентированной вертикально. Выделяя при приеме каждую из волн и соответствующим образом обрабатывая, получают следующие поляризационные характеристики [2]: дифференциальную отражаемость; дифференциальную фазу; модуль коэффициента взаимной корреляции.

Дифференциальная отражаемость – это отношение мощностей горизонтально и вертикально поляризованных волн, определяемое следующим выражением:

$$Z_{DR} = \frac{P_h}{P_v} = \frac{\langle |H|^2 \rangle}{\langle |V|^2 \rangle}, \quad (6)$$

где Z_{DR} – дифференциальная отражаемость; P_h и P_v – мощности горизонтальной и вертикальной составляющих сигнала соответственно; H и V – комплексные сигналы на выходе приемников, угловые скобки означают осреднение по времени.

Ввиду того, что отношение осей эллипса, в который при падении капли превращается ее сечение в вертикальной плоскости, зависит от ее размера, по значению рассматриваемого параметра можно судить о величине наблюдаемых частиц. В отличие от капель воды ледяные частицы либо имеют сферическую форму (град), либо хаотично ориентированы в пространстве (снежная крупа, снежинки, ледяные иглы). Это приводит к тому, что отраженный ими сигнал имеет близкую к нулю дифференциальную отражаемость.

Совместное использование оценок радиолокационной и дифференциальной отражаемости позволяет легко идентифицировать следующие цели:

- сухой град, снег, которым соответствуют малое значение отражаемости Z и близкое к нулю значение дифференциальной отражаемости Z_{DR} ;

- слабый или средний дождь – средние значения обоих параметров;
- сильный дождь, ливень – большие значения обоих параметров;

- скопления насекомых – очень большие значения Z_{DR} ;

- местники – отрицательные значения Z_{DR} .

Дифференциальная фаза определяется как разность фаз волн, принимаемых по горизонтальному и вертикальному каналам приемника. В отличие от остальных измеряемых метеорадами параметров она есть результат не отражения электромагнитной волны от цели,

а ее распространения по трассе от радиолокатора до цели и обратно. Из-за сплющивания падающих капель условия распространения горизонтально и вертикально поляризованных волн различны, а как результат этого – различен набег фаз каждой из них. Значение рассматриваемой разности зависит от величины капель и их концентрации. Аналогично дифференциальной отражаемости ее значение близко к нулю при распространении в ледяных частицах и больше нуля для жидких частиц.

Главная область применения дифференциальной фазы – измерение интенсивности осадков, погрешность которой при этом значительно уменьшается. Алгоритм оценивания следующий:

1. По оценкам дифференциальной фазы Φ_m определяют величину интегрального ослабления на участке, занятом осадками,

$$PIA(r_1, r_2) = \alpha [\Phi_{DR}(r_1) - \Phi_{DR}(r_2)], \quad (7)$$

где величина постоянной α определяется частотой несущего колебания и может корректироваться в процессе измерений по получаемым оценкам дифференциальной отражаемости Z_{DR} на участке луча от r_1 до r_2 – начальной и конечной дальности участка с наблюдаемыми осадками.

2. По профилю радиолокационной отражаемости рассчитывают затухание волны на трассе между радаром и участком цели, удаленном на расстояние r , по формулам

$$A(r) = \frac{[Z(r)]^6 C(b, PIA)}{J(r_1, r_2) + C(b, PIA)J(r_1, r_2)}, \quad (8)$$

$$J(r_1, r_2) = 0.46b \int_{r_1}^{r_2} [Z(x)]^b dx; \quad (9)$$

$$J(r, r_2) = 0.46b \int_r^{r_2} [Z(x)]^b dx; \quad (10)$$

$$C(b, PIA) = \exp(0,23bPIA) - 1, \quad (11)$$

где b – постоянный коэффициент, значения которого лежат в пределах 0,6-0,9 и зависят от длины волны радиолокатора.

Модуль коэффициента взаимной корреляции оценивается в соответствии с выражением

$$\rho_{hv} = \text{mod}(r_{hv}); \quad (12)$$

$$r_{hv} = \langle H^*V \rangle / (P_h P_y)^{1/2}. \quad (13)$$

Главное назначение данного параметра – служить идентификатором метеорологических целей. Его значения для них находятся в пределах 0,95-1,0, во всех остальных случаях он, как правило, меньше 0,5.

4 ПРОБЛЕМА МОДЕРНИЗАЦИИ СЕТИ ШТОРМООПОВЕЩЕНИЯ

Как было сказано выше, планируется создать сеть из 140 радаров. Для мониторинга всей территории России этого недостаточно. При радиусе действия ДМРЛ, равном 250 км, больше половины площади остается не охваченной сетью. Мало того, для некоторых опасных явлений ситуация еще хуже: например, смерчи обнаруживаются только в когерентном режиме работы радара, дальность действия при котором сокращается до 125 км.

Но и при идентификации явлений в некогерентном режиме, при котором дальность действия радара равна 250 км, тоже возникают проблемы. Дело в том, что на таком расстоянии сказывается кривизна земной поверхности, из-за чего на максимальной дальности могут наблюдаться только объекты, расположенные на высоте более 4 км. Значит, осадки становятся «невидимыми». Очевидно, что уплотнение сети нереально по экономическим соображениям. Поэтому более перспективным представляется дополнение сети ДМРЛ-С малогабаритными МРЛ, устанавливаемыми в местах возможного появления смерчей и/или сильных ливней.

Кроме того, существуют ситуации, в которых использование малогабаритных МРЛ оправдывается по всем параметрам. Так, в горной местности от МРЛ не требуется большой дальности действия. Гораздо важнее расположить его рядом с защищаемыми объектами для более точного измерения и прогнозирования интенсивности и количества осадков.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, насущными проблемами, вновь создающейся сети штормооповещения, являются следующие:

– методическое сопровождение. Наиболее полное использование всех возможностей, которые заложены в радиолокаторе ДМРЛ-С, требует создания новых методик идентификации и прогнозирования опасных явлений и написания руководящих документов для производства наблюдений;

– на основании новых методик доработка программ вторичной обработки информации с целью расширения списка обнаруживаемых опасных явлений погоды.

Решение вопроса о более полном охвате территории страны зонами контроля МРЛ. Вариант такого решения – дополнение сети ДМРЛ-С малогабаритными метеорологическими радиолокаторами, устанавливаемыми либо между ними в районах, где высока вероятность формирования таких опасных явлений, как смерч и сильные ливни, либо там, где использование больших МРЛ неэффективно.

ЛИТЕРАТУРА

1. Абшаев М. Т. Доплеровский метеорологический радиолокатор с поляризационной селекцией сигнала для исследования облаков и осадков / М. Т. Абшаев, Б. М. Вовшин, И. С. Вылегжанин и др. // В сб.: Сборник докладов 23-ей Всероссийской научной конференции «Распространение радиоволн». – Йошкар-Ола, 2011. – Т. 1. – С. 107–110.
2. Вовшин Б. М. Теория и практика поляризационных измерений в метеорологической радиолокации / Б. М. Вовшин, И. С. Вылегжанин, В. Ю. Жуков и др. // В сб.: Труды V Всероссийской научной конференции «Радиофизические методы в дистанционном зондировании сред». – Муром, 2012. – С. 49–54.
3. Боровиков А. М. Радиолокационные измерения осадков / А. М. Боровиков, В. В. Костарев, И. П. Мазин и др. – Л.: Гидрометеиздат, 1967. – 140 с.

ЦИФРОВЫЕ ПОТЕНЦИОМЕТРЫ В АНАЛОГО-ЦИФРОВОЙ СХЕМОТЕХНИКЕ ДИПЛОМНОГО ПРОЕКТА

Бондарай А. А.
bondoray@mail.ru

Портнов М. А.
(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Основная цель данной статьи – продемонстрировать простоту совместного использования аналоговой и цифровой схемотехники для решения различных технических задач курсового и дипломного проектирования. Одним из таких решений может являться применение цифровых потенциометров. Статья описывает их устройство, принцип действия, достоинства и недостатки, а также поясняет их применение в различных областях схемотехники. Демонстрируется пример универсальности цифровых потенциометров в качестве регулировочных элементов, а также простота поддержания заданных параметров электрической схемы на протяжении всего срока службы устройства.

Ключевые слова: цифровой потенциометр; устройство цифровых потенциометров; применение цифровых потенциометров.

ВВЕДЕНИЕ

Почти в любом образце радиоэлектронного устройства можно найти регулировочные элементы. В 90% случаях ими будут являться подстроечные или переменные резисторы. Использование этих элементов подразумевает непосредственное участие оператора в формировании их конечного параметра. Это приводит к определенным эксплуатационным ограничениям при использовании таких элементов в составе современной электронной схемы.

Эволюционно цифровая обработка сигналов способна заменить часть аналоговых трактов в современной авионике, но решение простых задач в дискретном схемотехническом исполнении требует от его цифрового аналога весомых программно-аппаратных ресурсов. Как раз на грани использования технологий возникает незаменимая потребность в дискретно управляемых аналоговых устройствах.

Основная цель настоящей статьи – дать возможность студентам, с высоты технического прогресса, соизмерить способы решения технических задач различными эволюционными способами, методами и технологиями в своих дипломных работах. А также продемонстрировать простоту в совмещении аналоговой и цифровой схемотехники для решения различных профессиональных задач. Одним из таких решений является цифровой потенциометр.

1 УСТРОЙСТВО И ПРИНЦИП РАБОТЫ ЦИФРОВЫХ ПОТЕНЦИОМЕТРОВ

Цифровой потенциометр представляет собой аналого-цифровое устройство с цифровым управлением, предназначенное для регулировки напряжения или тока в электрических цепях. Его функции аналогичны электромеханическому потенциометру или реостату. Замена механического устройства цифровым позволяет автоматизировать процесс калибровки, сделать его более точным, надежным, практически без провалов, напряжений или токов. При этом скорость перестройки существенно возрастает. Цифровые сигналы управления поступают в цифровой потенциометр, как правило, через стандартный интерфейс типа I²C или SPI, включая клавишное реверсивное управление [1].

Для того, чтобы понять как работает данное устройство, обратимся к структурной схеме на рис. 1 [2].

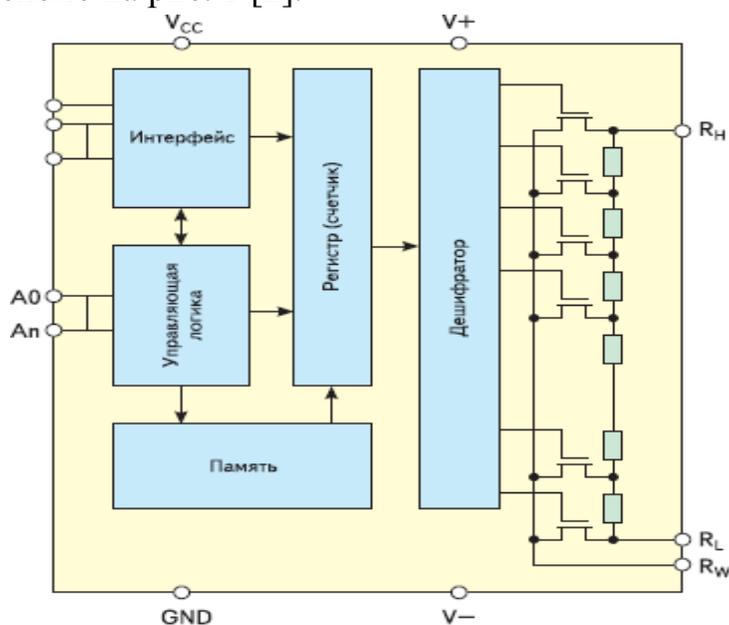


Рисунок 1 – Структурная схема цифрового потенциометра

Основа прибора – цепочка резисторов с отводами, коммутируемыми ключами, представляющая собой собственно потенциометр с тремя выводами R_H , R_L и R_w . Выводы R_H и R_L являются аналогами крайних выводов переменного резистора, а R_w среднего вывода, к которому у переменных резисторов крепится движок. Положение движка R_w определяется позицией замкнутого ключа. Ключи управляются регистром (счетчиком) через дешифратор. Состояние счетчика изменяется через интерфейс входными логическими сигналами, либо вручную через интерфейс Up/Down при помощи кнопок, либо считыванием установленной в энергонезависимой памяти позиции. Управляющая логика обеспечивает заданный режим работы. V_{cc} и GND используются для подключения питания. В некоторых цифровых потенциометрах, особенно предназначенных для использования при повышенных напряжениях, прикладываемых к резистивному элементу, могут присутствовать отдельные выводы для подключения к источнику питания аналоговой части $V+$ и $V-$ [2].

Для возможного использования различных элементов в своих технологических решениях специалист проводит анализ их технических характеристик. Давайте рассмотрим основные технические характеристики, достоинства и недостатки современных цифровых потенциометров, присутствующих на рынке электронных компонентов (рис. 2) [2].

Изготовитель	Характеристика	Количество резисторов в корпусе	Номинальное сопротивление, кОм	Отклонение сопротивления от номинального значения, %	Количество ступеней	Интерфейс	Адресация
Analog Devices, Inc.	лин., лог.	1; 2; 3; 4; 6	1; 2,5; 5; 10; 20; 25; 50; 100; 1000	± 15 ; ± 20 ; ± 30	33; 64; 128; 256; 512; 1024	PC, Pushbutton, SPI, Up/Down	есть
Austriamicrosystems AG	лин.	1	10; 20; 50; 100	± 20	256	SPI	нет
Catalist Semiconductor, Inc.	лин., лог.	1; 2; 4	1; 2,5; 6; 8; 10; 24; 32; 50; 100	± 20 ; ± 25	16; 32; 64; 100; 128; 256	PC, Pushbutton, SPI, 3-Wire	есть
Intersil Corp.	лин., лог.	1; 2; 4	1; 2; 2,5; 2,8; 10; 12,5; 32; 50; 100	± 20 ; ± 25 ; ± 30	16; 32; 64; 100; 128; 256; 1024	PC, Pushbutton, SPI, Up/Down, 2-Wire	есть
Maxim Integrated Products	лин., лог.	1; 2; 3; 4; 6	10; 15; 20; 30; 45; 50; 100; 200	± 20 ; ± 25 ; ± 30	8; 32; 64; 100; 128; 256; 1024	PC, Pushbutton, SPI, Up/Down, 1-Wire, 2-Wire, 3-Wire	есть
Microchip Technology Inc.	лин.	1; 2	2,1; 5; 10; 50; 100	± 20 ; ± 30	65; 256	SPI, Up/Down	нет
Summit Microelectronics, Inc.	лин.	1; 2; 4	38; 40; 90	± 20	128; 256; 1024	SPI, Up/Down, Pushbutton	есть
Winbond Electronics Corp.	лин.	1; 2; 4	10; 50; 100	± 20	16; 32; 64; 100; 128; 256	SPI, Up/Down	нет

Рисунок 2 – Фирмы-производители цифровых потенциометров

1. Функциональная характеристика.

подавляющее большинство цифровых потенциометров имеет линейную зависимость сопротивления от управляющего кода, но небольшая номенклатура цифровых потенциометров (например, модели от AnalogDevices) имеют логарифмическую, или псевдологарифмическую зависимость сопротивления от кода [2].

2. Номинальное сопротивление.

Номинальное значение сопротивления резисторов находится в пределах от 1 до 1000 кОм. Нижний предел сопротивления ограничен используемым резистивным материалом и сопротивлением открытого канала МОП-транзистора выполняющего роль среднего вывода «механического движка потенциометра». Отклонение сопротивления от номинального значения довольно значительно, в пределах $\pm(15-35)\%$, что объясняется сложностью производства точных резисторов по технологии интегральных схем [2]. Но значение номинала постоянно внутри партии. Непрерывное совершенствование технологии производства дало отдельным типам изделий иметь точность сопротивления соизмеримую с точностью дискретных элементов.

3. Количество ступеней.

Поскольку резистивный элемент представляет собой цепочку резисторов с отводами, сопротивление изменяется скачками от ступени к ступени, а разрешающая способность зависит от количества ступеней, которых в различных моделях может быть от 8 до 1024 [2].

4. Память.

Потенциометры, имеющие в своем составе энергонезависимую память EEPROM, при подаче питающих напряжений устанавливаются в определенное положение, выбранное при предыдущем включении. Если у модели нет встроенной энергонезависимой памяти, то при включении питания, как правило, его движок устанавливается в начальное положение в случае логарифмической характеристики и в среднее, в случае линейной [2].

5. Допустимое напряжение на выводах.

Принципиальное отличие цифровых потенциометров от переменных резисторов в том, что напряжение на выводах цифровых потенциометров не может быть больше регламентированного. Для большинства моделей это напряжение не может превышать напряжения питания. Подавляющее большинство цифровых потенциометров предназначено для работы

с однополярным источником питания напряжение 3–5 В, соответственно и потенциалы на выводах должны находиться в пределах 0–3(5) В. Это ограничивает область применения цифровых потенциометров [2].

2 ПРИМЕРЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЦИФРОВЫХ ПОТЕНЦИОМЕТРОВ

Применение цифровых потенциометров в дипломном проектировании, при построении программируемых инструментальных усилителей, дает новый взгляд и толчок к развитию аналогово-цифровых инструментальных приборов, где в различных количествах сочетаются все лучшие качества аналоговой схемотехники с цифровыми технология управления измерением.

Области применения цифровых потенциометров в настоящее время весьма разнообразны и их становится все больше в связи с появлением более современных цифровых потенциометров. Вот некоторые из этих областей:

1. Цифровая регулировка усиления.
2. Реализация регулируемых источников опорного напряжения.
3. Регулировка громкости в аудиосистемах (рис. 3).

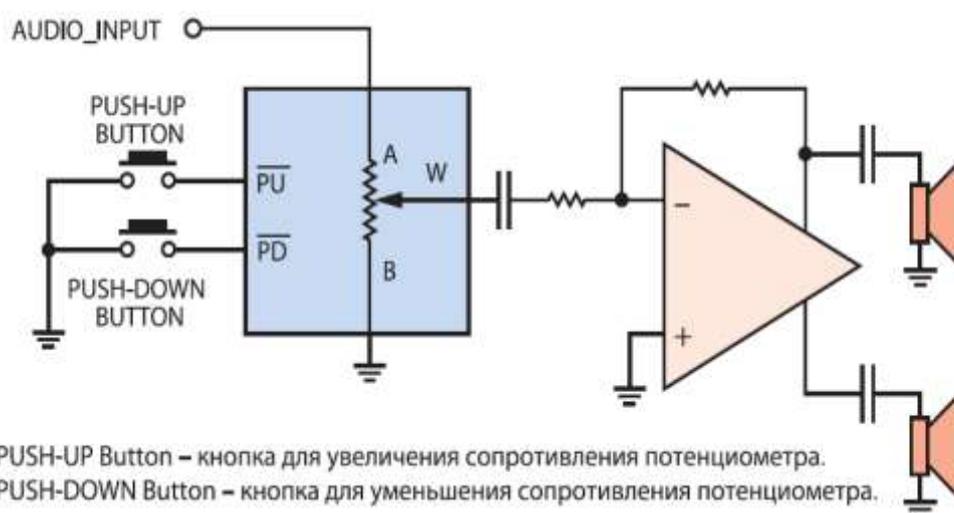


Рисунок 3 – Пример использования цифрового потенциометра в регуляторах громкости

4. Регулировка смещение нуля в усилителях.
5. Регулировка выходного напряжения стабилизаторов (рис. 4).
6. Настройка измерительных мостов.
7. Регулировка усиления, частоты настройки и добротности фильтров (рис. 5).

8. Регулировка полной шкалы и смещения в усилителях датчиков.
9. Регулировка частоты и скважности генераторов.
10. Регулировка смещения рpn-диодов в ВЧ-аттенюаторах (рис. 6).

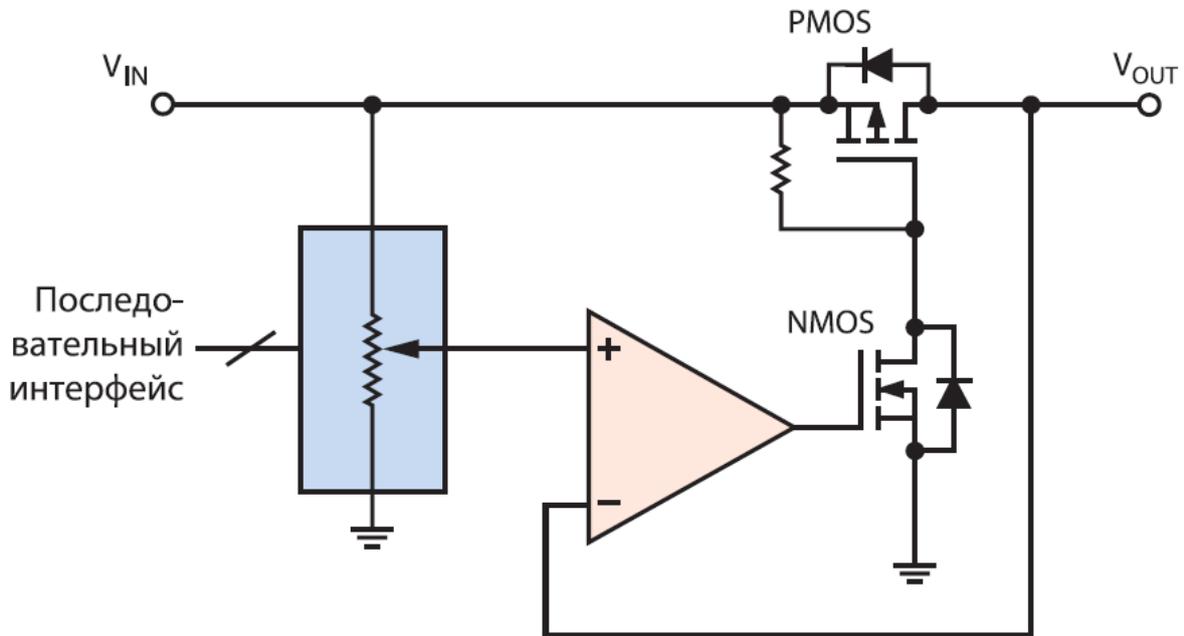


Рисунок 4 – Пример использования цифрового потенциометра в программируемый источник напряжения

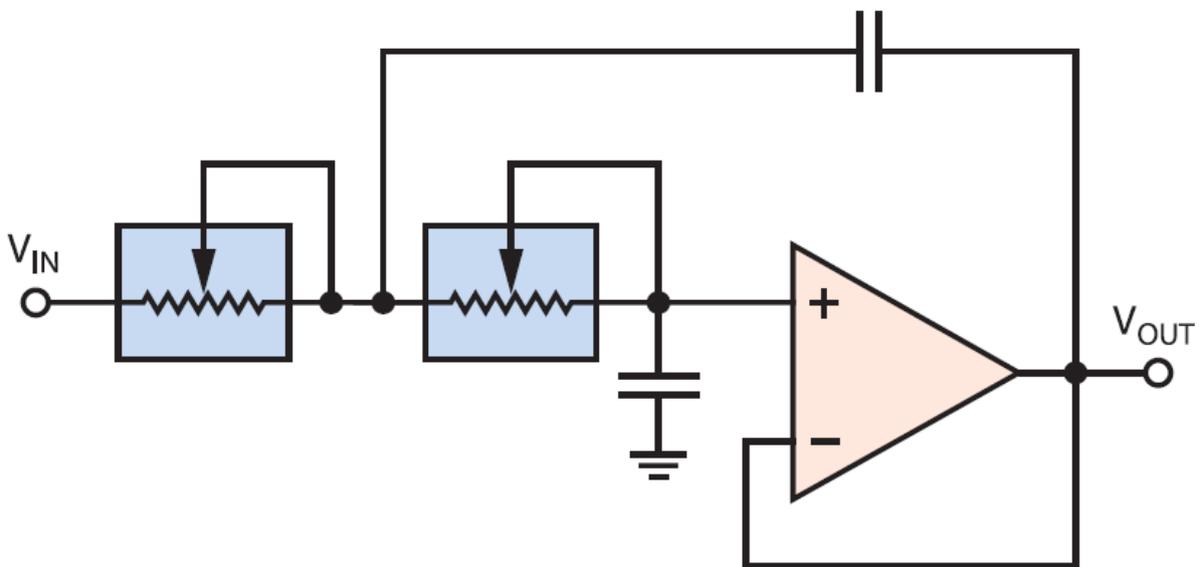


Рисунок 5 – Пример использования цифрового потенциометра вперестраиваемый Саллен-Ки ФНЧ

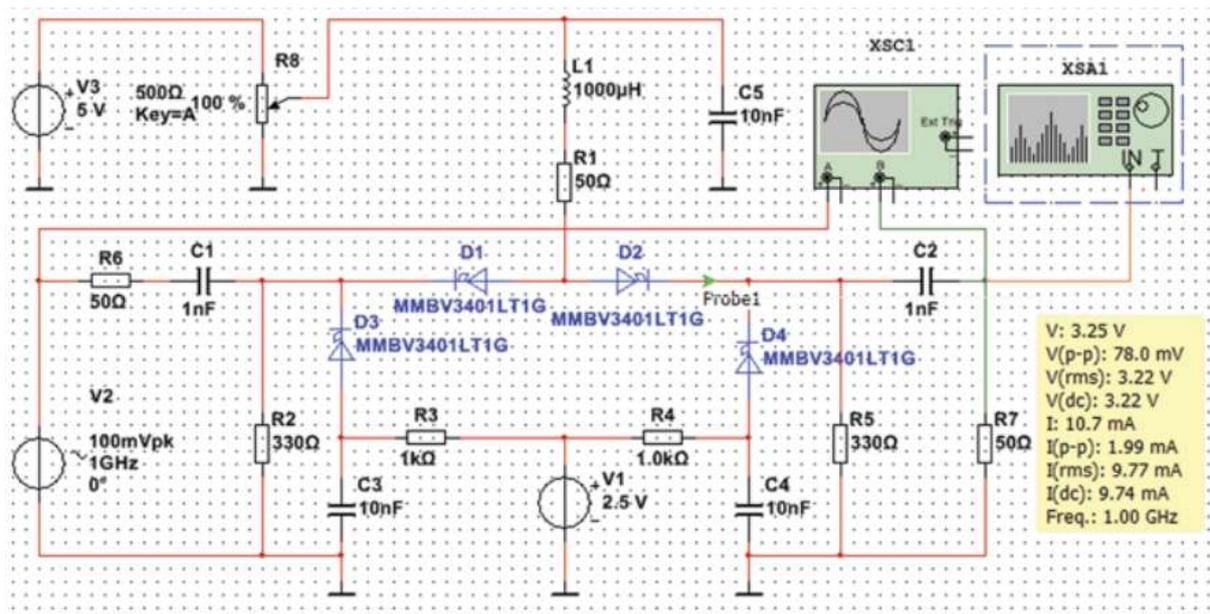


Рисунок 6 – Пример использования цифрового потенциометра в П-образном аттенуаторе на pin-диодах с регулируемым током управления

11. Регулировка контрастности ЖК-индикаторов.

Применение цифровых потенциометров в схемотехнике дипломного проектирования позволяет строить простые и надежные радиоэлектронные устройства. В них использование аналоговых трактов, наряду с их цифровыми аналогами имеет преимущество по различного рода причинам. К ним могут быть отнесены: различные искажения параметров аналоговых сигналов, в цифровом устройстве, при двойном преобразовании (аналого-цифровом преобразовании – цифро-аналоговом преобразовании), ограничения по амплитудному диапазону, вопросы, связанные с ценой быстродействующих вычислителей, сложностью схемной реализации, зависимости энергопотребления от объема математических операций, совершаемых в единицу времени вычислительным устройством. Это всё в совокупности ограничивает конкурентное преимущество только цифрового схемотехнического решения, конкретной схемотехнической задачи, по сравнению с альтернативными аналоговыми схемотехническими решениями. Применение цифровых потенциометров позволяет в ряде случаев совместить в радиотехническом изделии эти технологии, создавая тем самым гибкость в алгоритмизации работы устройств и простоты реализации процессов обработки сигналов. Так же стоит отметить,

что такой подход позволит снизить конечную стоимость такого устройства.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, применение цифровых потенциометров позволяет добиться универсальности в необходимом применении регулировочных элементов, а так же решить задачу долговременного поддержания заданных электрических параметров разрабатываемого устройства. Становится возможным реализовывать сложную аналого-цифровую схемотехнику, сохраняющую электрические параметры схемы в заданном диапазоне путём цифровой автоподстройки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Choosing the Correct digiPOT for Your Application for Your Application / Романова В. Как правильно выбрать цифровой потенциометр // Журнал электронные компоненты и системы [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.ekis.kiev.ua/contents.php> (дата обращения 20.11.2016).
2. Пушкарев М. Цифровые потенциометры // Журнал компоненты и технологии. – 2006. – № 5 [электронный ресурс] – Режим доступа URL: http://kit-e.ru/articles/measure/2006_5_74.php (дата обращения 20.11.2016).

МОДЕЛЬ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ВОЛН В СЛОИСТЫХ СРЕДАХ

Сидорова Т. В., Малинова О. Е., Ролина В. Е.

*Национальный исследовательский университет
«Высшая школа экономики»
(г. Москва)*

Приведена модель, позволяющая проводить численное моделирование распространения электромагнитных волн в среде в приближении геометрической оптики. Описанная методика применима для выполнения расчетов в слоистых средах и подходит как для описания электромагнитных волн в пространстве, так и для моделирования различного рода СВЧ устройств и может быть использована в качестве первого приближения при инженерном проектировании.

Ключевые слова: распространение электромагнитных волн, численное моделирование, модель.

К настоящему времени существует большое количество методов численного моделирования распространения электромагнитных волн в среде, а также специализированных программных пакетов, таких как ComsolMultiphysics, AnsysHFSS и др., позволяющих строить объемную модель исследуемого устройства (или явления) и находить решения для широкого круга задач. Однако на практике, при разработке изделий на предприятиях, часто требуется провести предварительное моделирование разрабатываемого устройства упрощенными методами. В таких случаях имеет смысл проводить предварительное моделирование в приближении геометрической оптики.

Геометрооптическое приближение справедливо в том случае, когда размеры неоднородностей среды во много раз больше длины волны исследуемого излучения [1].

Как показано в [2], для решения задачи распространения электромагнитной волны в пространстве требуется решать задачу Коши для системы однородных дифференциальных уравнений (1). Решая систему уравнений (1), определяем координаты и импульсы (см. подробнее в [1, 2]). Один из способов решения системы описан в [2].

$$\begin{aligned}
\frac{\Delta p_x}{\Delta x} &= \frac{1}{2} \frac{dn^2}{dx}, \\
\frac{\Delta p_y}{\Delta y} &= \frac{1}{2} \frac{dn^2}{dy}, \\
\frac{\Delta p_z}{\Delta z} &= \frac{1}{2} \frac{dn^2}{dz}, \\
\frac{\Delta p_x}{\Delta y} &= \frac{1}{2} \frac{dn^2}{p_y dx}, \\
\frac{\Delta p_y}{\Delta z} &= \frac{1}{2} \frac{dn^2}{p_z dy}, \\
\frac{\Delta p_z}{\Delta x} &= \frac{1}{2} \frac{dn^2}{p_x dz},
\end{aligned} \tag{1}$$

$$\varepsilon(x, y, z) = n^2(x, y, z) = p_x^2 + p_y^2 + p_z^2.$$

Как показано в [2], при решении системы однородных дифференциальных уравнений методом Эйлера [3], на каждой итерации происходит выбор переменной интегрирования, исходя из критерия не превышения заданных шагов интегрирования для пространственных переменных и их скоростей, что позволяет оптимизировать скорость расчета, сохраняя требуемую точность интегрирования по каждой из переменных и их скоростям (рис. 1). Интегрирование происходит с учётом скорости изменения переменных. Если новая итерация по текущей переменной интегрирования приводит к слишком быстрому изменению функции и, потенциально, к снижению точности, то происходит смена переменной интегрирования. Такой выбор позволяет не «соскакивать» с решения на другие фазовые траектории, не относящиеся к решаемой задаче.

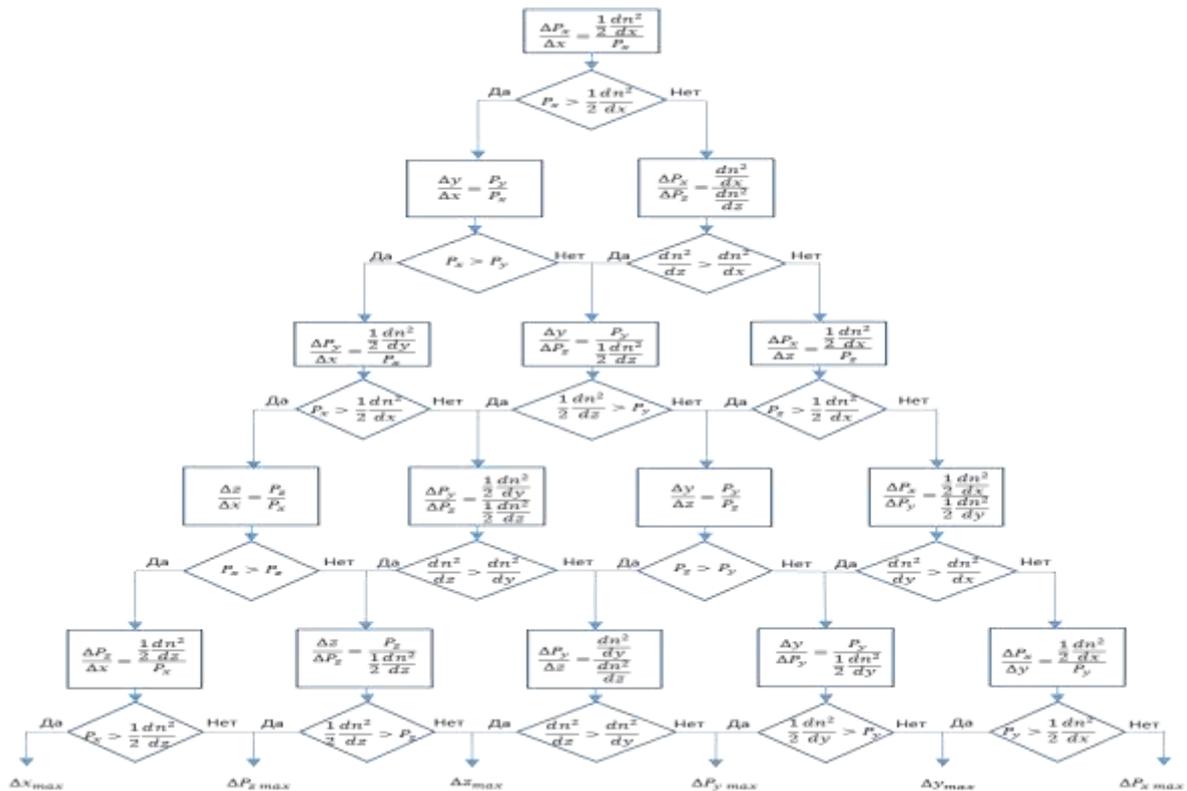


Рисунок 1 – Алгоритм выбора переменной интегрирования

Полученная модель позволяет получать с заданной точностью решение задачи распространения монохроматических электромагнитных волн в слоистой среде при зависимости параметров среды от трёх координат.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кравцов Ю. А., Орлов Ю. И. Геометрическая оптика неоднородных сред. М.: Наука, 1980.
2. Конов К. И., Матвеева М. В., Малинова О. Е. Выбор переменной интегрирования при численном решении задачи распространения электромагнитных волн в среде // IV Всероссийская Микроволновая конференция, Москва, 2016
3. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. М.: Наука, 1978.

СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЯ С ЗЕМЛЕЙ С ПРЕДСКАЗАНИЕМ И КОРРЕКЦИЕЙ ПРОФИЛЯ ПОЛЕТА ПО ИНФОРМАЦИИ МЕТЕОРАДИОЛОКАТОРА

Антипина А. С.

aluona_a95@mail.ru

Кобзарь В. А.

(научный руководитель)

kobvlad@rambler.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Процесс захода на посадку начинается на значительном удалении от аэродрома, при этом приземление может осуществляться ночью при ограниченной видимости и в плохих метеоусловиях. Рельеф подстилающей поверхности на посадочном курсе значительного числа аэродромов имеет неровности (холмы, сопки, горы). Все это приводит к повышению вероятности столкновения с землей. Рассматривается способ снижения вероятности столкновения за счет использования информации от метеорадиолокатора.

Ключевые слова: СПСЗ, МРЛС.

Статистика современных авиакатастроф свидетельствует о том, что большинство авиационных происшествий и катастроф связано с заходом на посадку воздушных судов. При заходе на посадку самолет должен с высокой точностью следовать посадочной глиссаде, чтобы попасть в начало взлетной полосы с определенным курсом и скоростью. Процесс захода на посадку начинается на значительном удалении от аэродрома, при этом приземление может осуществляться ночью при ограниченной видимости и в плохих метеоусловиях. Рельеф подстилающей поверхности на посадочном курсе значительного числа аэродромов имеет неровности (холмы, сопки, горы). Все это приводит к повышению вероятности столкновения с землей.

В 70-х годах в США впервые был введен термин CFIT (Controlled Flight into Terrain), что означает столкновение исправного воздушного судна с землей (водной поверхностью), или столкновение воздушного судна с рельефом в управляемом полете. Экипаж, как правило, до последнего момента находится в неведении о приближающейся

опасности. К CFIT не относят катастрофы, произошедшие на взлете или посадке, связанные с ошибками в пилотировании, например, авиационное происшествие, причиной которого явилась потеря скорости на глиссаде и недолет до ВПП.

Большое количество жертв катастроф CFIT показало необходимость разработки и обязательного внедрения системы предупреждения столкновения с землей (СПСЗ), которая могла бы выдавать предупреждения об опасной близости земли. Это позволило бы экипажу своевременно предпринять действия по уклонению от препятствия, тем самым обеспечив дополнительный уровень защиты на случай ошибки экипажа или отказа навигационного оборудования.

Очевидно, что качественное управление возможностями экипажа (CRM) и управление со стороны диспетчеров могут снизить вероятность CFIT. Для предотвращения CFIT были разработаны различные системы Terrain awareness and warning system (TAWS). Первое поколение таких систем назывались Ground proximity warning system (GPWS), использовали радиовысотомер. В дальнейшем, к этим системам была добавлена база данных рельефа (terrain database), которая используется в сочетании с GPS, формируя систему второго поколения, Enhanced ground proximity warning system (EGPWS).

GPWS (Ground Proximity Warning System) или система предупреждения об опасной близости земли. С конца 70-х годов большинство воздушных судов, осуществляющих коммерческие перевозки, уже были оборудованы GPWS.

Сигналы GPWS об опасной близости земли формируются, исходя из оценки истинной высоты полета (определенной по радиовысотомеру), вертикальной скорости, положения относительно глиссады и конфигурации воздушного судна, т. е. положения шасси и механизации крыла. GPWS выдает ряд сигналов, которые формируются на основании сигналов других систем, например, сигнал о сдвиге ветра и превышении допустимого угла крена. Отсчет высоты на посадке также является функцией GPWS. При этом сигналы 304,8 и 152,4 метров формируются на основании относительной барометрической высоты, а сигналы 30,48; 15,24; 9,144; 9,144 и 3,048 метров по данным радиовысотомеров. Очевидно, что при полете в горной местности, традиционная GPWS может быть крайне неэффективна. При полете курсом на гору с крутым склоном, время, проходящее от срабатывания сигнализации до столкновения

недостаточно для уклонения от препятствия, а при столкновении с вертикальной поверхностью на больших превышениях, сигнализация и вовсе не успевает сработать. Серьезным недостатком GPWS является невозможность системы выдавать предупреждения о сближении с землей, если воздушное судно находится в посадочной конфигурации и снижается с нормальной вертикальной скоростью.

Следующее поколение систем предупреждения об опасной близости земли получило название EGPWS (Enhanced-GPWS, т. е. улучшенная). Главным отличием EGPWS от базовой GPWS является функция FLTA (Forward Looking Terrain Avoidance), т. е. функция оценки угрозы столкновения с препятствиями по курсу полета. В состав EGPWS входит обновляемая база данных, которая включает информацию о препятствиях вокруг основных аэродромов и менее точные данные рельефа по региону полетов. Информация из базы данных при использовании соответствующего режима выводится на навигационные дисплеи в кабине экипажа.

Цвет выводимой на дисплей индикации (рис. 2) зависит от разницы в высоте полета и высоты препятствия:

- зеленый: превышение рельефа на 152,4 метров ниже высоты полета;
- желтый (янтарный): превышение рельефа относительно высоты полета находится в диапазоне 152,4 метров ниже – 609,6 метров выше;
- красный: превышение рельефа на 609,6 метров выше высоты полета.

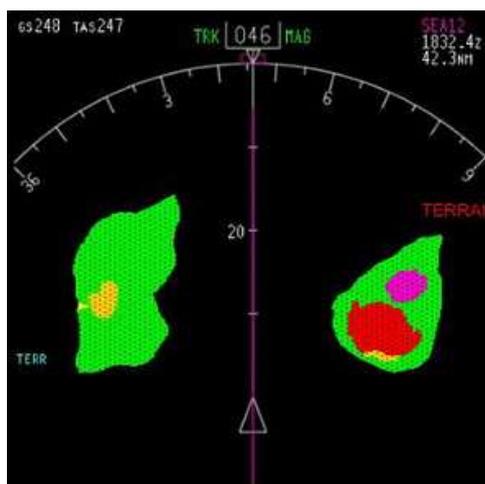


Рисунок 1 – Отображение рельефа на навигационном дисплее



Рисунок 2 – Цвет выводимой на дисплей индикации

Команда PULL UP имеет приоритет над любыми другими командами. При срабатывании сигнализации PULL UP экипаж отключает автопилот и автомат тяги, убирает интерцепторы, если они выпущены, в ручном режиме выводит двигатели на максимальный режим работы и незамедлительно переводит самолет в набор высоты. При необходимости тангаж может быть увеличен вплоть до срабатывания сигнализации о приближении скорости сваливания. При своевременных и правильных действиях со стороны экипажа обеспечивается безопасное расхождение с препятствием. Работа системы может быть ограничена экипажем вручную, как правило, в кабине устанавливается три переключателя, отключающих от системы данные о рельефе, положении шасси или положении механизации крыла.

После появления EGPWS в США был принят стандарт TSO-C151B, в котором четко прописывались требования к такого рода системам, этот стандарт действует и сегодня. В данном документе была введена классификация систем предупреждения столкновений с землей. Системы, включающие базу данных рельефа и препятствий, а значит, имеющие функцию FLTA, отнесены к системам TAWS. Другими словами, EGPWS является частным случаем TAWS.

TAWS состоит из следующих основных частей:

– база данных рельефа местности (и наземных препятствий). Если БД не вашего региона – TAWS можно не включать. Если та же GPS с БД другого региона, может хоть как-то использоваться (например, для получения координат в «сыром» виде), то БД для TAWS является абсолютно необходимым ключевым элементом;

– источник текущих координат. В подавляющем большинстве случаев – это GPS, либо встроенный, либо сертифицированный внешний;

– источник данных о текущей высоте – барометрический высотомер, либо WAAS GPS. Информация о высоте может также дополняться на некоторых этапах полета радиовысотомером.

К TAWS могут подключаться дополнительные источники информации о состоянии ВС – положение шасси и механизации крыла. На большие ВС устанавливается TAWS класса А, на воздушные суда поменьше – класса В или С. Естественно, чем выше класс, тем большее количество функций (ситуаций, когда выдается предупреждение) поддерживается системой.

Система раннего предупреждения близости земли (СРПБЗ), соответствующая международным требованиям к системам TAWS, должна удовлетворять следующим тактико-техническим требованиям:

– СРПБЗ должна устанавливаться как на ранее выпущенные самолёты, так и на новые самолёты без изменения типовой конструкции;

– СРПБЗ должна работать с любыми существующими датчиками и индикаторами без дополнительных блоков сопряжения;

– для проверки СРПБЗ не должна использоваться контрольно-проверочная аппаратура;

– для реализации функции оценки рельефа местности в направлении полёта ВС необходимо создать отечественный электронный банк данных рельефа поверхности земли, обеспечивающий необходимую точность, достоверность, а также дальнейшую актуализацию.

Разработанная система СРПБЗ должна реализовывать следующие функции:

1. Функция предупреждения об ожидаемом столкновении с подстилающей поверхностью (ПСПП):

– Режим 1: «Чрезмерная скорость снижения».

– Режим 2: «Чрезмерная скорость сближения с земной поверхностью» (холмистой или горной местностью или наземными сооружениями).

– Режим 3: «Чрезмерная скорость снижения или чрезмерная потеря высоты после взлёта или при уходе на второй круг».

– Режим 4: «Недостаточный запас высоты над местностью при полёте в конфигурации, не соответствующей посадочной».

– Режим 5: «Чрезмерное снижение ВС ниже глissады при заходе на посадку по приборам».

– Режим 6: «Превышение порогового значения разности геометрической и относительной барометрической высоты» при посадке на аэродромы, если используется барометрическая высота относительно аэродрома (QFE).

2. Функция раннего предупреждения приближения земли (РППЗ) (Режим 7).

СРПБЗ производит «обзор» пространства впереди ВС в направлении полета вдоль горизонтальной и ниже вертикальной траектории полета ВС, обеспечивает необходимую сигнализацию в случае, если элементы подстилающей поверхности попадают в защитное пространство (ЗП).

Функция РППЗ активна на протяжении всех этапов полета, включая эволюции самолета. Защитное пространство представляет собой область пространства, связанную непосредственно с текущим местоположением, минимально-допустимой высотой полёта над препятствиями Нмд, зависящей от этапа выполняемого полета (крейсерский полет, полет в зоне аэродрома, заход на посадку) и режимом полета (горизонтальный полет, снижение, набор высоты).

Защитное пространство строится от ВС в направлении полета и предназначено для формирования сигналов, предупреждающих экипаж об опасном сближении с рельефом, находящимся в области предполагаемого местоположения ВС в ближайший заданный временной отрезок полета.

3. Функция предупреждения о преждевременном снижении (ППС) при заходе на посадку (Режим 8). Для этого СРПБЗ может использовать информацию о текущем местоположении самолета и базу данных аэропортов для определения положения, при котором самолет опасно ниже нормальной траектории захода на посадку.

Функция ППС обеспечивает все виды инструментальной посадки, включая заход на посадку с прямой и стандартный разворот. Режим 8 активен на всех этапах полета, кроме этапа взлета (ухода на второй круг), в диапазоне высот (Нрв) от 10 до 235 м. Высота, на которой запрещается сигнализация в режиме 8 при снижении ВС, равна 10 м.

4. Функция выдачи информации на бортовой индикатор.

СРПБЗ выдаёт на индикатор СРПБЗ:

– информацию, обеспечивающую отображение на индикаторе СРПБЗ рельефа подстилающей поверхности относительно прогнозируемой высоты ВС;

– информацию, позволяющую выделить участки подстилающей поверхности, вызывающие формирование сигнализации о близости поверхности земли в режиме 7;

– информацию, позволяющую отображать на индикаторе СРПБЗ тексты вырабатываемых СРПБЗ речевых сообщений, окрашенных (в соответствии с характером сигнализации) в красный или желтый цвета.

Формирование видеоотображения рельефа в СРПБЗ производится в двух согласованных по масштабам проекциях. Все проекции рельефа отображаются на экране в едином масштабе, совместно с соответствующими проекциями заданного полета (ЗП), формируя совмещенные проекции. Такой прием существенно облегчает экипажу задачу принятия решения в сложившейся ситуации, так как позволяет оценить степень опасности сближения с рельефом не только при звуковой и речевой сигнализации, но и до ее формирования, в процессе профилактического просмотра отображения рельефа.

Таким образом, оказывается возможным избежать создания опасной ситуации на борту путем своевременного маневрирования. Сопоставляя ЗП с рельефом в плановой и профильной проекциях, экипаж оценивает степень опасности рельефа и, при необходимости, планирует действия по уходу от опасного рельефа.

Одним из ключевых компонентов системы является база данных по рельефу и препятствиям. Понятно, что рельеф земли меняется не часто, но препятствия могут появляться каждый день, а если его (препятствия) нет в базе данных, то и ТАWS о нем никогда не предупредит. Кроме того, радиовысотомер в местностях с горным рельефом работает не всегда корректно. Поэтому необходимо в состав ТАWS включать дополнительные источники информации о препятствиях по курсу полета и посадки. Таким источником может служить метеорологическая РЛС (МРЛС), расположенная в носовой части самолета. В режиме обзора земной поверхности МРЛС позволит заблаговременно получать информацию о рельефе подстилающей поверхности.

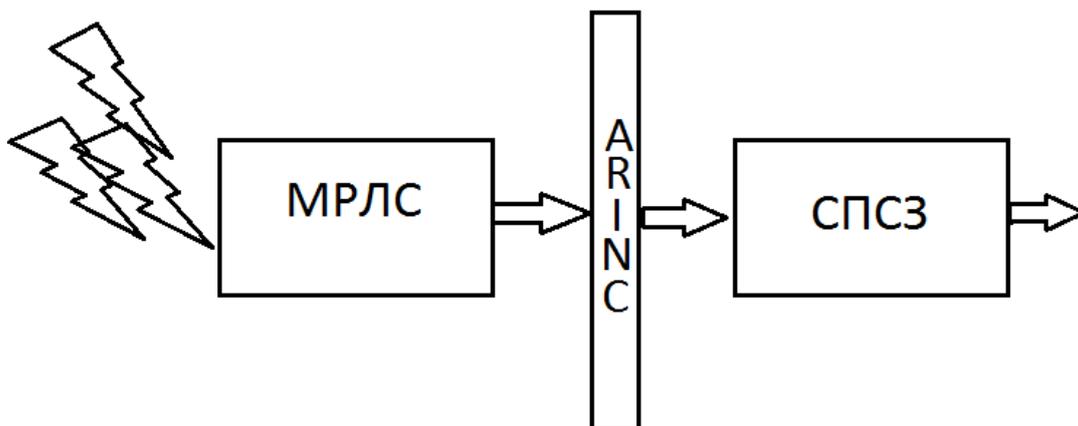


Рисунок 3 – Обмен потоком информации между MRЛС и СПСЗ

Используя MRЛС, можно построить систему, позволяющую осуществить полет на малых высотах и посадку в любых метеорологических условиях в любое время суток. Для обмена потоком информации между MRЛС и СПСЗ может быть применена (рис. 3) шина данных ARINC 429.

ARINC 429 является двухпроводной шиной данных. Соединительные проводники – витые пары. Размер слова составляет 32 бита, а большинство сообщений состоит из единственного слова данных. Спецификация определяет электрические характеристики, характеристики обмена данными и протоколы. ARINC 429 использует однонаправленный стандарт шины данных (линии передачи и приёма физически разделены). Сообщения передаются на одной из трёх скоростей: 12,5, 50 или 100 Кбит/с. Передатчик всегда активен, он либо передаёт 32-битовые слова данных или выдаёт «пустой» уровень. На шине допускается не более 20 приёмников и одного передатчика.

СПСЗ – системы, обеспечивающие летный экипаж визуальной и звуковой сигнализацией о непреднамеренном сближении с подстилающей поверхностью. При этом учитывается этап полета, время реакции летного экипажа и скорость воздушного судна. Статистика показывает, что самолеты, оснащенные EGPWS, не попадают в инциденты CFIT в случае, если TAWS и EGPWS корректно функционируют, и пилот действует согласно их рекомендациям.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кучерявый А. А. Бортовые информационные системы: курс лекций / под. ред. В. А. Мишина и Г. И. Ключева. – 2-е изд., перераб. и доп. – Ульяновск: УЛГТУ, 2004. – 504 с.
2. SKYNAV.RU. GPWS, EGPWS (TAWS) [электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://skynav.ru/profi/gpws/> (дата обращения 25.11.2016). – Загл. с экрана

УДК 621.396

АНАЛИЗ СПЕКТРА АМПЛИТУДНЫХ ФЛЮКТУАЦИЙ ОТРАЖЕННЫХ СИГНАЛОВ В РАДИОЛОКАЦИИ ДЛЯ ИХ РАСПОЗНАВАНИЯ

Гуля С. С., Катеева С. М.

Филимонов Н. П.

(научный руководитель)

Красноярский филиал СПбГУ ГА

(г. Красноярск)

Рассматриваются вопросы распознавания радиосигналов на основе анализа статистических распределений их амплитудных флюктуаций. Предложены алгоритмы и устройства распознавания. Приведена оценка эффективности работы устройств путем моделирования на ПЭВМ.

Ключевые слова: амплитудные флюктуации, распознавание, устройства распознавания, моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

Одной из задач современных систем обработки является распознавание сигналов, в частности, сигналов от различных воздушных объектов (ВО). Для этого используются различные признаки: корреляционные, спектральные, поляризационные и другие. При распознавании сигналов по спектральным характеристикам (в рассмотренном случае, по амплитудной информации) следует учитывать возможные амплитудные флюктуации. По своим размерам и особенностям рассеяния электромагнитных волн воздушные объекты подразделяются

на группы, характеризующиеся различными соотношениями длины волны и линейных размеров. В этом случае поле вторичного излучения носит интерференционный характер, что приводит к флуктуациям амплитуды сигналов. С количественной стороны отраженный сигнал может быть описан только статистически. Характеристики сигналов служат для определения основных свойств обнаруженных воздушных объектов.

Распределение амплитудных флуктуации описывается в общем случае m распределением Накагами [1] и, в частности, гамма-распределением.

$$W(\delta) = \left(\frac{K_m}{2 \cdot \bar{\sigma}} \right) \cdot \left(\frac{\sigma}{\bar{\sigma}} \right)^{m-1} \cdot e^{-\frac{m \cdot \sigma}{\bar{\sigma}}}, \quad (1)$$

где $K_m = \frac{2 \cdot m^m}{\Gamma(m)}$ – нормирующий коэффициент;

$\Gamma(m)$ – гамма-функция;

m – номер распределения;

$\bar{\sigma}$ – оценка амплитудных флуктуаций;

σ – значение амплитудных флуктуаций.

Задача распознавания заключается в разделении сигналов, амплитуды которых распределены по законам Накагами с отличными номерами (m_1 и m_2). Решение о распознавании необходимо принимать по результатам наблюдения в течение N периодов (обзоров).

Оптимальный алгоритм распознавания предполагает вычисления отношения правдоподобия (или его логарифмы) и сравнение его с порогом. При двухальтернативном распознавании для гипотез: H_1 – амплитуды имеют m_1 распределение Накагами; H_2 – амплитуды имеют m_2 распределение Накагами, логарифм отношения правдоподобия при распознавании по N обзорам определяется с учетом (1) следующим образом:

$$\begin{aligned} \ln l &= \ln \frac{W_2(\sigma)}{W_1(\sigma)} = \\ &= N \ln \left[\frac{\Gamma(m_2) \cdot m_1^{m_1} \cdot \bar{\sigma}_2^{m_2}}{\Gamma(m_1) \cdot m_2^{m_2}} \right] + (m_1 - m_2) \sum_{i=1}^N \ln \sigma_i + \left(\frac{m_2}{\bar{\sigma}_2} - \frac{m_1}{\bar{\sigma}_1} \right) \sum_{i=2}^N \sigma_i. \end{aligned} \quad (2)$$

Алгоритм распознавания (2) заключается в сравнении с порогом результата весового суммирования значений σ_i , и $\ln \sigma_i$ с коэффициентами,

зависящими от априорных значений распределения амплитуд и номеров распределений Накагами m_1 и m_2 . На основании соотношения (2) устройство для распознавания может быть выполнено в соответствии со структурной схемой, изображенной на рис. 1.

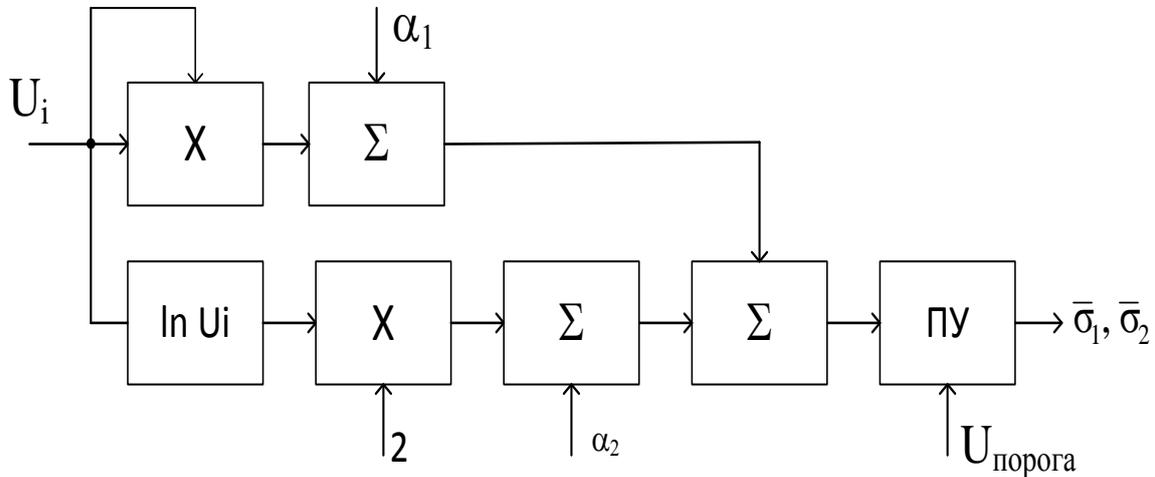


Рисунок 1 – Устройство распознавания с учетом номеров распределения $\alpha_1 = \frac{\bar{\sigma}_1 \cdot m_1 - \bar{\sigma}_2 \cdot m_2}{\bar{\sigma}_1 \cdot \bar{\sigma}_2}$; $\alpha_2 = m_1 - m_2$.

В случае, когда $m_1 = m_2$ устройство упрощается, так как не требуются элементы, обеспечивающие нелинейное преобразование. Его структурная схема изображена на рис. 2

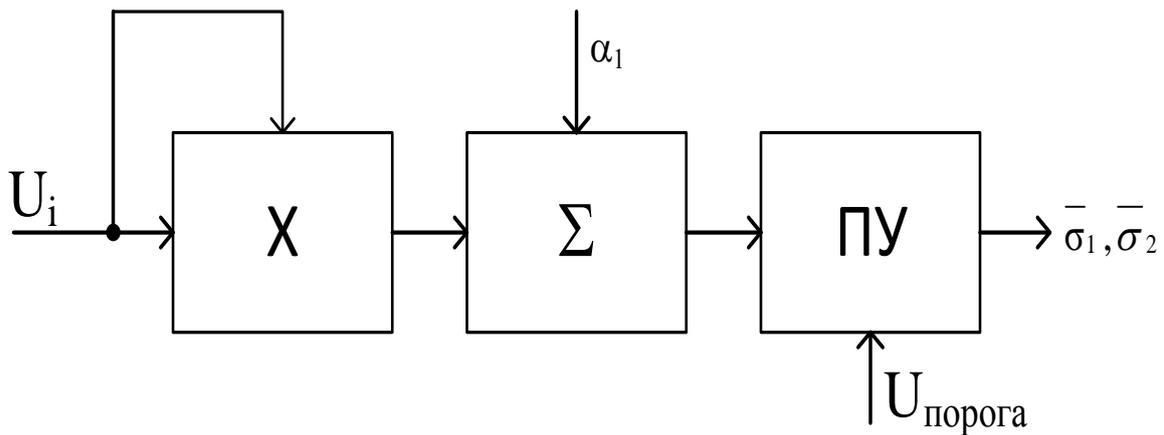


Рисунок 2 – Устройство распознавания без учета номеров распределения $\alpha_1 = \frac{m(\bar{\sigma}_1 - \bar{\sigma}_2)}{\bar{\sigma}_1 \cdot \bar{\sigma}_2}$.

Оценку качественных показателей распознавания проведем по критерию, основанному на вычислении вероятности правильного распознавания, определяемую следующим образом. Вероятность ошибки распознавания P , согласно [2] равна

$$P \leq \sum_{i>j}^M \sum_{j=i}^M P_{cp\ ij},$$

где M – число сигналов для распознавания; $P_{cp\ ij}$ – средняя вероятность ошибки распознавания i -го и j -го сигналов.

При использовании границы Чернова вероятность ошибки распознавания при двухальтернативном распознавании определяется следующим образом:

$$P \leq 0,5 \int_{-\infty}^{\infty} \left[W\left(\frac{x}{\alpha_i}\right) \cdot W\left(\frac{x}{\alpha_j}\right) \right]^{\frac{1}{2}} dx. \quad (3)$$

Известен показатель распознавания, как расстояние Бхаттачария [2], имеющий следующий вид:

$$B = -\ln \int_{-\infty}^{\infty} \left[W\left(\frac{x}{\alpha_i}\right) \cdot W\left(\frac{x}{\alpha_j}\right) \right]^{\frac{1}{2}} dx. \quad (4)$$

Анализируя (3) и (4) приходим к следующему заключению:

$$P = 0,5 \cdot e^{-B}; D = 1 - P = 1 - 0,5 \cdot e^{-B},$$

где D – вероятность правильного распознавания.

При распознавании по N независимым образом вероятность правильного распознавания D равна

$$D = 1 - 0,5 \cdot e^{-NB}.$$

На рис. 3 изображены зависимости вероятности правильного распознавания D от относительных различий амплитудных флюктуаций распознаваемых сигналов.

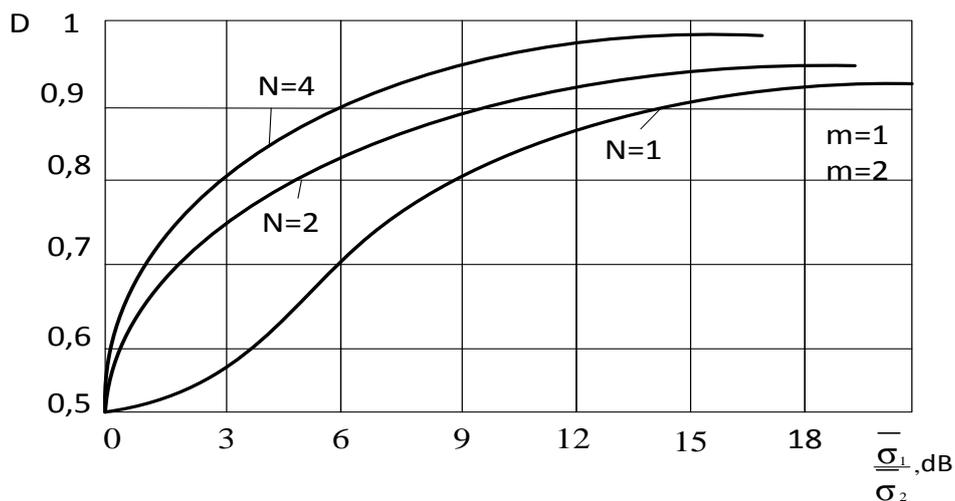


Рисунок 3 – Зависимости вероятности правильного распознавания от относительных различий амплитудных флюктуаций

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. За время одного обзора распознать сигналы по величине амплитудных флюктуаций с вероятностью $D \geq 0,9$ возможно только в случае, если их относительные различия составляют более 15 дБ.

2. В случае малых относительных различий, для достижения вероятности правильного распознавания $D \geq 0,9$ требуется более 15 обзоров.

3. Более полный учет статистической модели распределения флюктуации ЭПР (учет номера распределения Накагами) предполагает усложнение структуры устройства распознавания, однако при этом обеспечивается выигрыш в числе обзоров N в 2–3 раза, в зависимости от ситуаций.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ширман Я. Д. и др. Радиоэлектронные системы: Основы построения и теория. Справочник – М.: Радиотехника, 2007. – 512 с.
2. Патрик Э. Основы теории распознавания образов: пер. с англ. / под ред. Б. Р. Левина. – М.: Сов. Радио, 1980. – 408 с.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РЕЗОНАНСНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ СОГЛАСОВАНИЯ ВОЛНОВОДНЫХ УСТРОЙСТВ

Матвеева М. В., Ролина В. Е., Сидорова Т. В.

*Национальный исследовательский университет
«Высшая школа экономики»
(г. Москва)*

Проведено численное электродинамическое моделирование направленных ответвителей с использованием различных резонансных объектов в первичном канале. Проведено сравнение результатов, на основе полученных данных сделаны выводы.

Ключевые слова: согласование, волноводные системы, направленный ответвитель.

ВВЕДЕНИЕ

Использование направленных ответвителей (далее – НО) в волноводных распределительно-суммирующих системах обусловлено простотой изготовления и удобством их внедрения в волноводный тракт. Данные устройства позволяют добиться передачи нужной части мощности из первичного во вторичный канал.

При рассмотрении СВЧ систем особое внимание уделяется частотным характеристикам устройства, в частности, коэффициенту стоячей волны (КСВ) и переходным ослаблениям (далее – ПО). КСВ определяется как отношение амплитуды волны на выходе устройства к амплитуде волны на входе устройства [ссылка]. ПО определяется как отношение входной мощности первичной линии к выходной мощности рабочего плеча вторичной линии и является величиной отрицательной [1].

На практике часто встречаются задачи корректировки параметров уже изготовленного СВЧ устройства для согласования устройства с системой, в которую внедряют это устройство. В таких случаях в конструкцию устройства требуется вносить небольшие изменения. Одним из подходов к решению такой задачи является внедрение в первичный канал разнообразных резонирующих объектов. Такой принцип согласования устройства применяется, когда необходимо получить высокие значения переходного ослабления (например, в – 3 дБ),

а геометрическое регулирование отверстий направленного ответвителя уже невозможно [2].

МОДЕЛИРОВАНИЕ

Выбранная волноводная система будет представлять из себя два волновода сечением 72 мм на 10 мм, расположенных перпендикулярно друг к другу. Для рассмотрения возможностей резонирующих элементов в волноводном тракте, используем волноводный крестообразный направленный ответвитель, расположенный на широких стенках этих волноводов. Направленный ответвитель (рис. 1) доведем до размеров, при которых переходное ослабление будет равно – 3дБ (рис. 2) и измерим параметр КСВ (рис. 3).

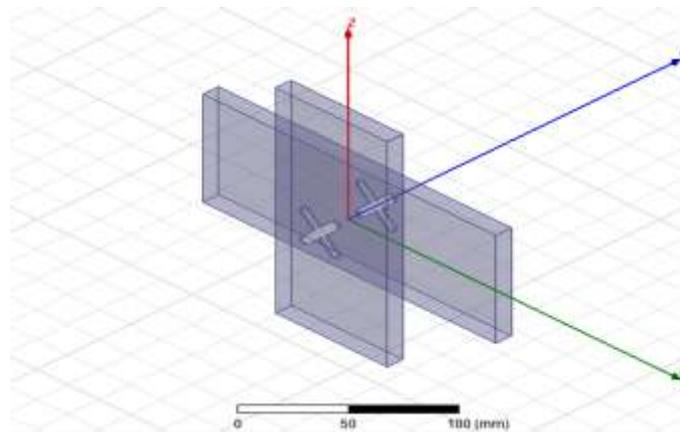


Рисунок 2 – Направленный ответвитель с ПО в – 3 дБ

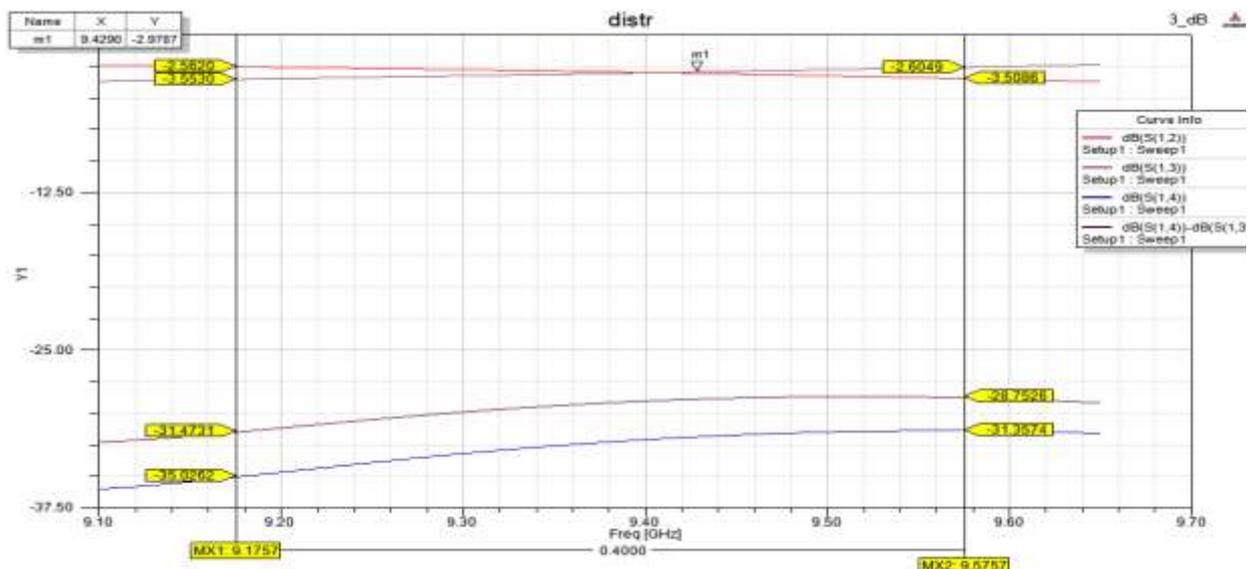


Рисунок 2 – Распределение переходного ослабления в частотном диапазоне для 1-го НО

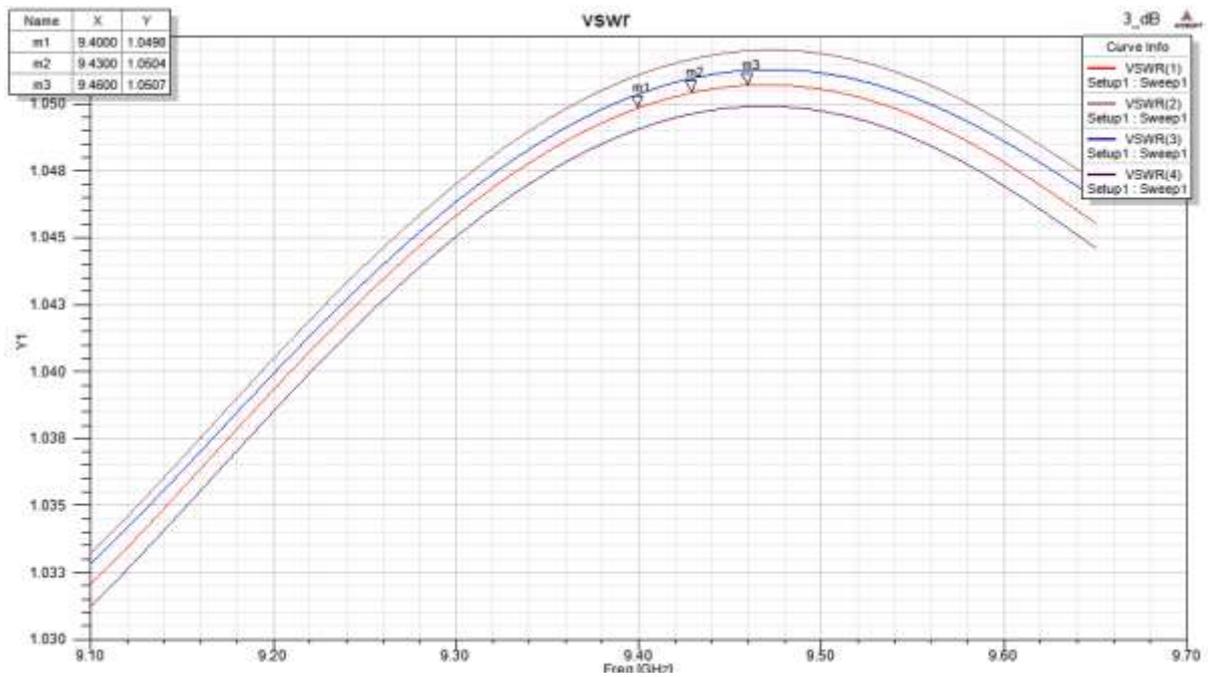


Рисунок 3 – Распределение КСВ в частотном диапазоне для 1-го НО

Далее, разместим резонирующий элемент в первичном канале волноводного направленного ответвителя. Разместим его на таком расстоянии, чтобы он не входил в отверстия связи, и располагался на всей территории широкой стенки волновода (рис. 4). Измерив ПО и КСВ (рис. 5 и 6), становится видно, что данный резонирующий элемент чуть лучше согласовал устройство, оставив переходное ослабление на том же уровне.

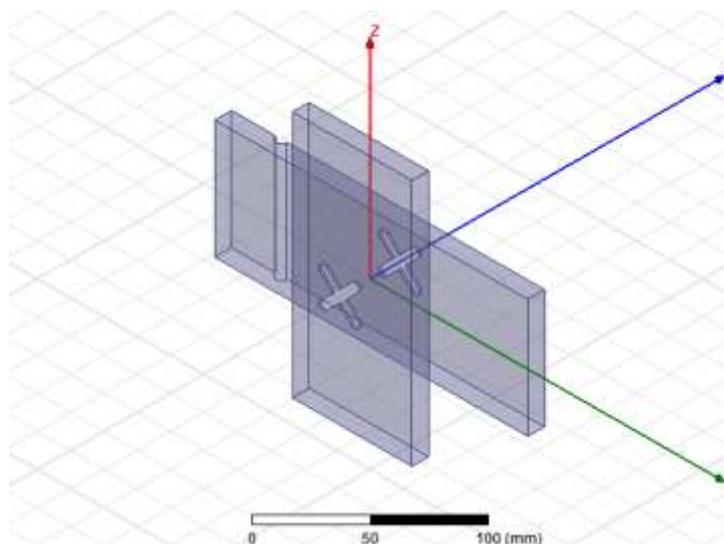


Рисунок 4 – Направленный ответвитель с ПО в -3 дБ с резонирующим элементом во всю длину широкой стенки

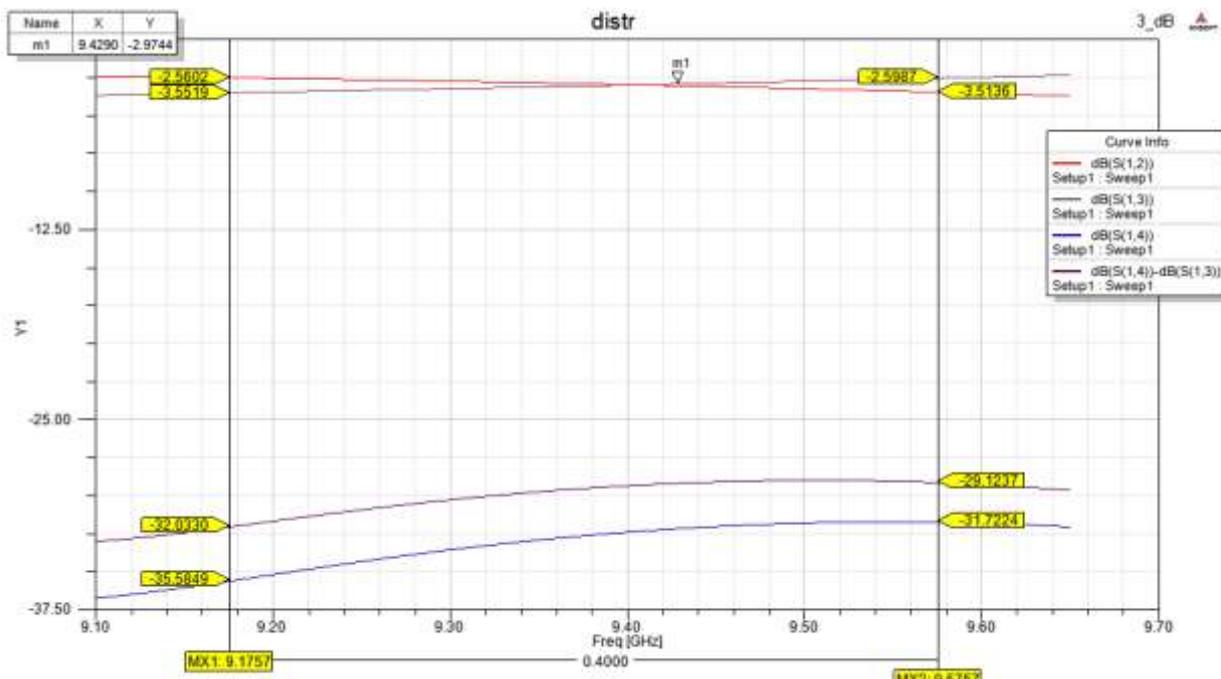


Рисунок 5 – Распределение переходного ослабления в частотном диапазоне для 2-го НО

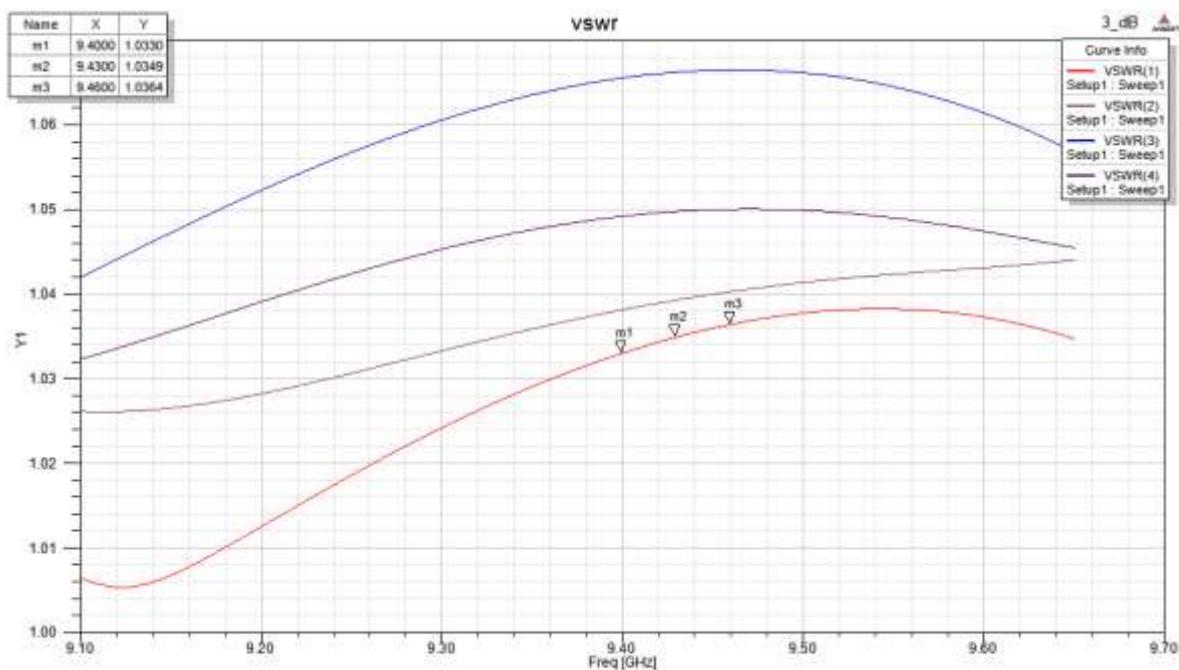


Рисунок 6 – Распределение КСВ в частотном диапазоне для 2-го НО

Если же разместим резонирующий объект с такими же размерами лишь в одной половине длины стенки (рис. 7), то результаты только улучшатся (рис. 8, 9).

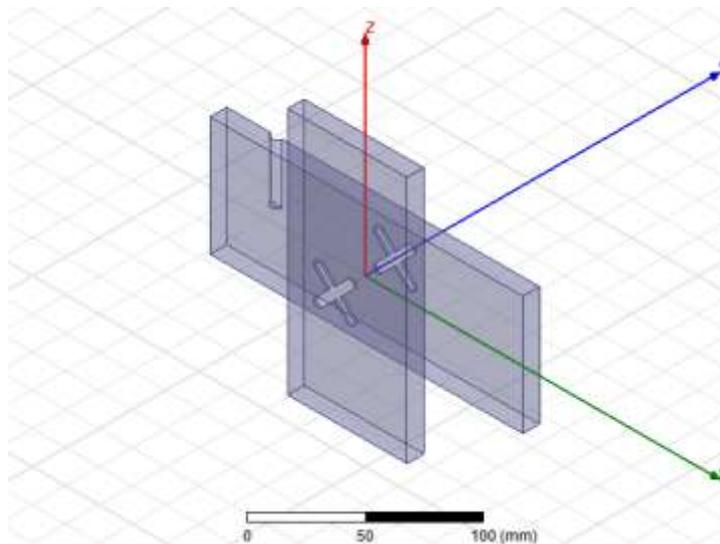


Рисунок 7 – Направленный ответвитель с ПО в – 3 дБ с резонирующим элементом в половину длину широкой стенки

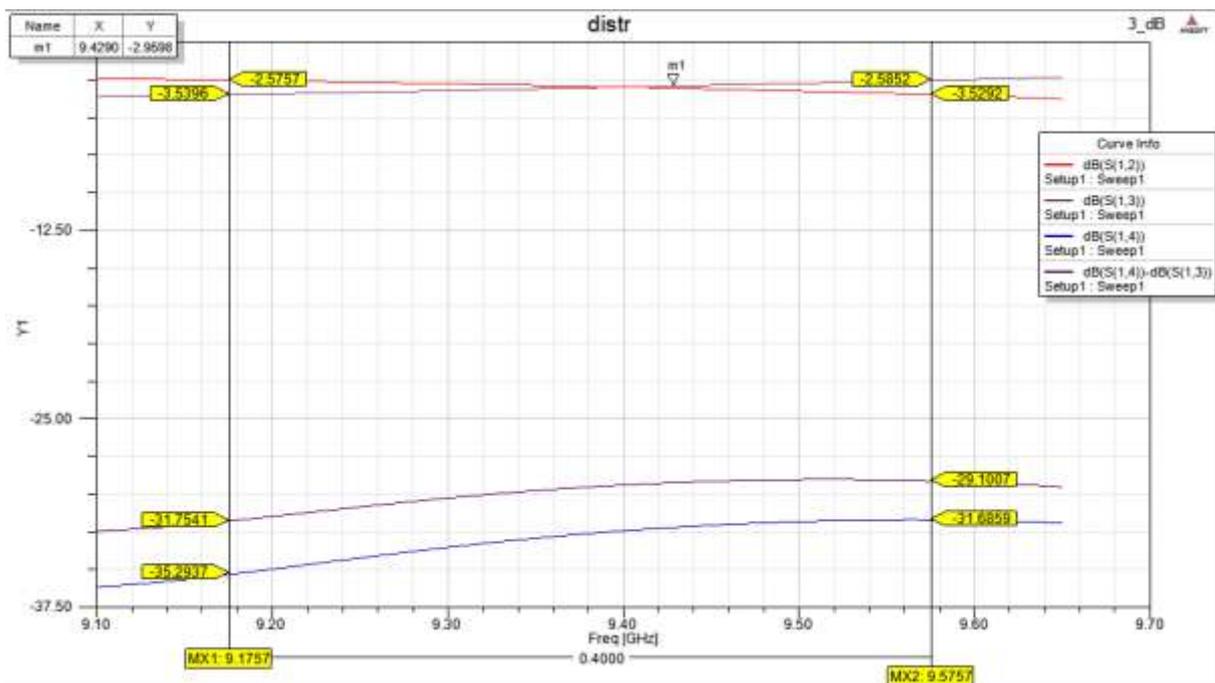


Рисунок 8 – Распределение переходного ослабления в частотном диапазоне для 3-го НО

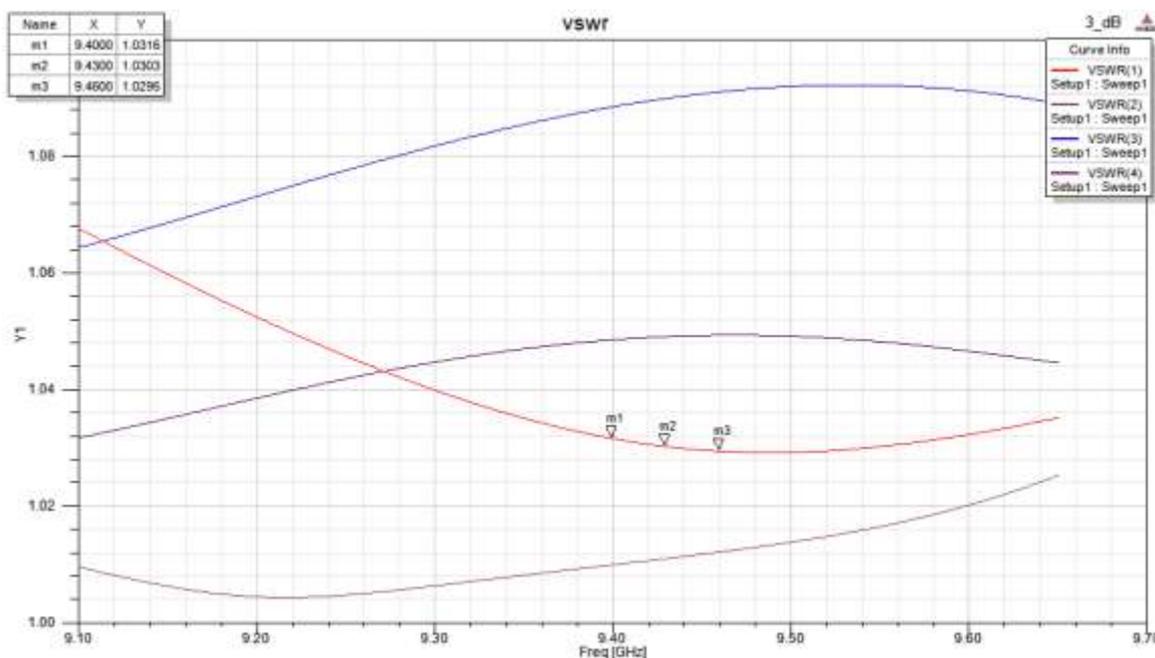


Рисунок 9 – Распределение КСВ в частотном диапазоне для 3-го НО

ВЫВОДЫ

Внедряя резонирующие элементы в волноводные каналы, можно улучшать характеристики согласования устройств. Размеры данных элементов напрямую влияют на параметры, и для достижения хороших результатов согласования стоит пробовать различные размеры и формы. Однако данный метод следует применять лишь в том случае, когда устройство уже изготовлено, но по каким-либо причинам его согласование необходимо доработать до лучших результатов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Конструирование фидерных устройств: [учеб. пособие для радиотехн. спец. вузов / Моск. авиац. ин-т им. Серго Орджоникидзе; Б. Х. Гольберг и др.] – Изд-во МАИ, 1988
2. Антенно-фидерные устройства: [учеб. для вузов по спец. «Радиосвязь, радиовещание и телевидение»] / Г. Н. Кочержевский, Г. А. Ерохин, Н. Д. Козырев. – Радио и связь, 1989

ВОЗМОЖНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ СУДА ДЛЯ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ О СТОЛКНОВЕНИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ НА АЭРОДРОМЕ

Подшивалов В. Е.

vova.podshivalov@yandex.ru

Кобзарь В. А.

(научный руководитель)

kobvlad@rambler.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Рассматриваются принципы создания радиоэлектронных систем, позволяющих выполнять функции: предотвращения попадания на неопределенную полосу; предупреждение экипажа воздушного судна о поворотах, управлении рулением; информирование о движении на аэродроме, о занятости полос; передача инструкций от служб УВД.

Ключевые слова: столкновения воздушных судов, СУДА.

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. 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. На данный момент имеются системы предупреждения о столкновении воздушных судов в воздухе и системы предупреждения столкновения с землей. Вместе с этим системы столкновения воздушных судов на земле нет. Поэтому актуальной задачей становится создание всепогодной системы, предупреждающей экипаж, а также диспетчера о возможных конфликтах с другими ВС и транспортными средствами.



Рисунок 1 – Схема связей

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

- спутниковой навигационной системой
- системой предупреждения столкновений
- системой электронной индикации

Из этого перечня видно, что при наличии информации о местоположении воздушных судов, а также спецтехники, которую предполагается транслировать на борт ВС и диспетчеру УВД по каналу метровых волн (приемопередатчик МВ радиостанции), возможно создание системы управления воздушным движением на аэродроме для предупреждения о столкновении ВС (рис. 1).

Местоположение самолетов, а также спецтехники определяется по информации спутниковой навигационной системы. Для того, чтобы обеспечить точность позиционирования не хуже 1 м, используется дифференциальный режим спутниковой радионавигационной системы СРНС (район аэропорта требуется оснастить контрольной корректирующей станцией (ККС)).

Текущее положение самолетов и спецтехники непрерывно передается через приемопередающее устройство МВ по каналу для информирования УВД и других участников движения на аэродроме. Сведения о местоположении участников движения поступают в базу данных аэропорта, где происходит обработка и последующая выдача этой информации на индикатор диспетчера УВД. У диспетчера УВД изображена карта аэродрома, на которой отмечены текущие положения всех участников, а также отображается занятость ВПП (рис. 2).



Рисунок 2 – Индикатор диспетчера УВД

В случае опасного сближения спецтехники и воздушного судна диспетчеру выдаются звуковые сигналы о столкновении. А также загорается восклицательный знак для информирования о местоположении угрозы. При помощи управляющего сигнала можно блокировать двигатель спецтехники во избежание столкновения (рис. 3).

В момент приземления самолета, на индикаторе КИНО воздушного судна включается карта аэродрома. Информация о местоположении участников движения на аэродроме выводится на индикатор на приборной доске (рис. 4), который показывает движущуюся карту аэродрома с отметками текущего положения данного самолета, других подвижных объектов и красным цветом обозначенных занятых ВПП.



Рисунок 3 – Индикатор диспетчера УВД во время опасного сближения



Рисунок 4 – Движущаяся карта аэродрома

Система управления движением на аэродроме для предупреждения о столкновении ВС должна в будущем стать стандартным оборудованием самолета, пункта УВД, а также спецтехники обеспечения полетом и выполнять следующие функции:

- предупреждать о столкновениях ВС друг с другом, а также со спецтехникой;
- информировать о движении на аэродроме, о занятости полос.

Таким образом, создание всепогодной системы управления движением на аэродроме для предупреждения о столкновении позволит уменьшить вероятность столкновения ВС друг с другом и спецтехникой в районе аэродрома.

ЛИТЕРАТУРА

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

СПОСОБЫ ПОДАВЛЕНИЯ ДИКТОФОНОВ

Леконцев Д. Р., Милько Д. С., Тихонов В. А.

*Томский государственный университет систем управления и
радиоэлектроники (ТУСУР)
(г. Томск)*

В статье представлен анализ существующих способов предотвращения несанкционированного съема конфиденциальной акустической информации диктофонами. Составлена классификация способов противодействия диктофонной записи. Сформулированы выводы об актуальности проблемы съема акустической информации диктофонами и необходимости проведения исследований аспектов СВЧ подавления.

Ключевые слова: диктофоны, акустическое подавление, акустическая помеха, ультразвуковая помеха, электромагнитное подавление, СВЧ помеха.

Актуальной проблемой в области информационной безопасности является проблема съема конфиденциальной речевой информации диктофонами [1]. При проведении переговоров собеседникам необходимо быть уверенными в том, что конфиденциальность их разговора будет сохранена (информация не будет передана третьим лицам без согласия собеседников).

С точки зрения модели угроз подсистемы технической защиты информации [2], диктофон можно определить как закладное устройство, предназначенное для перехвата акустической речевой информации.

Действенным методом борьбы со съёмом конфиденциальной речевой информации диктофонами является их обнаружение и устранение. Однако существует вероятность того, что диктофон не будет обнаружен и нарушит конфиденциальность переговоров.

Для удовлетворения потребности рынка информационной безопасности в решении данной проблемы производители выпускают множество устройств подавления. Теоретически они позволяют гарантированно предотвратить съём акустической информации диктофонами. Однако на практике ни один производитель не даёт гарантии.



Рисунок 1 – Способы противодействия диктофонной записи

По принципу негативного воздействия на диктофон их можно разделить на устройства акустического подавления и устройства электромагнитного подавления. Устройства акустического подавления генерируют ультразвуковую или акустическую помеху (рис. 1).

На ультразвуковую помеху (частоты порядка 25 кГц), по заявлению производителя, реагирует лишь усилитель диктофона. Собеседники её не слышат [3]. Устройства акустического подавления позволяют эффективно предотвращать съем диктофонами, не подготовленными к такому воздействию (например, смартфоны с функцией диктофона или диктофоны, используемые журналистами). Однако компактные фильтры звуковых частот на сегодняшний момент обладают добротностью, достаточной для ослабления ультразвука. Такие фильтры применяются в подготовленных к ультразвуковому воздействию специальных диктофонах. На ослабленную ультразвуковую помеху усилитель специального диктофона не реагирует.

Акустическая помехой является белый шум частот слышимого человеком диапазона. Чем громче разговор, тем громче помеха. В паузах помеха может полностью отсутствовать. Устройства с данным принципом воздействия на диктофон обладают достаточной эффективностью для сохранения конфиденциальности переговоров. Но при использовании устройств подавления акустической помехой существует дискомфорт для участников переговоров. Поэтому они применяются только в случае,

если все собеседники осознают важность переговоров и согласны с их применением [4].

Наиболее современным методом является электромагнитное подавление диктофонов. Устройства подавления генерируют электромагнитные помехи. Помехой является сверхвысокочастотное (СВЧ) колебание, амплитудно-модулированное шумовым сигналом акустической частоты. Узлы, компоненты и проводники в диктофоне становятся детекторами шумового сигнала акустической частоты. Таким образом, шумовой сигнал, минуя микрофон, перегружает усилительный тракт диктофона. Вопрос эффективности электромагнитного подавления требует исследования по двум причинам.

Во-первых, электромагнитное подавление может быть неэффективно в случаях, когда диктофон экранирован (помещён в металлический корпус). Однако полное экранирование корпусом диктофона невозможно, так как в корпусе необходимо, как минимум, одно отверстие для микрофона. Также в корпусе диктофона должны быть предусмотрены отверстия для интерфейсов обмена данными (например, micro USB). Результатов исследования эффективности экранирования диктофонов для защиты от электромагнитного воздействия в открытых источниках нет.

Во-вторых, электромагнитное подавление затруднительно для диктофонов, имеющих высокую степень плотности компоновки узлов (например, смартфоны с функцией диктофона). Проводники в этом случае имеют минимальную длину, которой недостаточно для наведения на них электромагнитного колебания. Воздействия шумового сигнала акустической частоты на усилительный тракт не происходит. На данный момент устройства СВЧ подавления работают на частотах порядка 1 ГГц. Предположительно, для увеличения эффективности электромагнитного подавления необходимо увеличение частоты СВЧ колебания. Результаты исследования по данному вопросу в открытых источниках также отсутствуют.

Помимо защиты от съёма информации диктофонами устройства подавления позволяют осуществить защиту от других видов закладных устройств, если закладные устройства имеют схожие с диктофоном низкочастотные узлы и элементы.

Проблема съёма конфиденциальной акустической информации диктофонами до сих пор остается острой, актуальной и требует решения. Устройства акустического и электромагнитного подавления различаются

по эффективности при воздействии на закладные устройства разного вида. Перед конфиденциальными переговорами вид закладного устройства заранее неизвестен. Поэтому конфиденциальность переговоров при помощи технических средств защиты может быть обеспечена только комплексным применением устройств как акустического, так и электромагнитного подавления. Однако вопрос эффективности подавления диктофонов электромагнитными помехами требует проведения ряда исследований.

ЛИТЕРАТУРА

1. Сагдеев К. М., Ивакина Д. А. Моделирование и исследование процесса подавления цифровых диктофонов // Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований. – 2015. – № 8–1. – С. 18–23;
2. Козлов С. В., Загородников А. А., Вознюк А. Н., Кригер А. В., Тумуров Г. В., Кшнянкин А. П. Модель угроз подсистемы технической защиты информации объектов информатизации, предназначенных для ведения конфиденциальных переговоров // Электронные средства и системы управления: Материалы докладов XI Международной научно-практической конференции (25-27 ноября 2015 г.): В 2 ч. – Ч. 2 – Томск: В-Спектр, 2015. – С.136–139. – Режим доступа: <https://storage.tusur.ru/files/43177/2015-2.pdf> (дата обращения 17.11.2016).
3. Основные технические характеристики изделия «КАНОНИР-М6» [электронный ресурс] – Режим доступа: http://www.spydetect.ru/product_224.html (дата обращения 17.11.2016).
4. Описание изделия «Эхо Кейс» [электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.n-sb.ru/portativnii-generator-belogo-shuma-ieho-keis.php> (дата обращения 17.11.2016).

ФОРМИРОВАТЕЛЬ ДАЛЬНОМЕРНОГО КОДА СИСТЕМЫ ГЛОНАСС

Казанцева А. И.

anna.kazanceva.1995@mail.ru

Межетов М. А.

(научный руководитель)

milsumka@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Разработан программный формирователь дальномерного кода для СРНС ГЛОНАСС, позволяющий понять принципы формирования М-последовательности и в дальнейшем использовать его в корреляционном приёмнике.

Ключевые слова: ГЛОНАСС, СРНС, дальномерный код, М-последовательность.

Глобальные спутниковые системы обеспечивают всепогодные высокоточные определения пространственно-временных координат и скоростей движущихся и неподвижных объектов. Эти информационно-измерительные комплексы находят повседневное применение при контроле и управлении воздушным движением и мореходством, решении задач пространственного ориентирования в ракетно-космической технике, навигации, геодезии, гидрографии и других отраслях.

Наиболее перспективными космическими системами, которые служат для решения авиационных задач, являются спутниковые радионавигационные системы второго поколения ГЛОНАСС (СССР – РФ), NAVSTAR-GPS (США), Галилео (ЕС), Бэйдоу («Большая медведица») (Китай). Они предназначены для высокоточного определения трех координат места, составляющих вектора скорости и времени различных объектов. Система ГЛОНАСС является системой двойного назначения, в ней предусмотрены меры, позволяющие военным потребителям определять навигационно-временные параметры с более высокой точностью [1]. В ГЛОНАСС используется частотное разделение каналов, т. е. НС излучает сигнал на индивидуальной частоте. Каждый НС излучает фазоманипулированные сигналы двух типов:

– сигнал кода стандартной точности (СТ), достаточно легко обнаруживаемый и доступный любым пользователям;

– сигнал кода высокой точности (ВТ), трудно обнаруживаемый и доступен ограниченному кругу пользователей, прежде всего военным потребителям. Каждый НС излучает навигационные сигналы в двух частотных диапазонах $L1 \sim 1600$ МГц и $L2 \sim 1240$ МГц [2]. При этом в диапазоне $L1$ излучаются сигналы кодов СТ и ВТ, а в диапазоне $L2$ – только код высокой точности.

В состав сигнала, излучаемого НС, входит дальномерный код, представляющий собой M -последовательность, которая описывается с помощью рекуррентных формул. В этом случае последовательности записываются через элементы $d_k = \{1, 0\}$, то для $k > n$, где n определяется выражением $L = 2n - 1$, каждый элемент d_{i+1} является суммой по модулю 2 определенных элементов, выбранных из предыдущих n – элементов. При этом рекуррентная формула, определяющая M -последовательность, имеет вид

$$d_{i+1} = a_1 d_i + a_2 d_{i-1} + \dots + a_k d_{i-n}, \quad (1)$$

где коэффициенты a_j равны либо нулю, либо единице. Суммирование по модулю два осуществляется по правилу

$$0 + 0 = 0; 1 + 0 = 1; 0 + 1 = 1; 1 + 1 = 0. \quad (2)$$

Начальные, n – элементов данных последовательностей выбираются произвольно, исключая последовательность, состоящую только из нулей. В случае выбора другого начального блока происходит лишь циклическое смещение M -последовательности. Алгоритм образования M -последовательности реализуется с помощью регистра сдвига с обратной связью.

Схема состоит из трех основных элементов:

- элементов памяти D с единственным входом и выходом;
- переключателей обратной связи, обозначенных через элементы последовательности (a_j);
- сумматоров по модулю 2 ($M/2$).

Как правило, в качестве элементов памяти D используются триггерные ячейки. Каждому правилу кодообразования M -последовательности соответствует определенный способ подключения цепей обратных связей в регистре сдвига, формирующем данную

последовательность. Для синхронизации работы схемы (триггеров) служат тактовые импульсы, равномерно расположенные на временной оси [3].

Дальномерный код ГЛОНАСС представляет собой псевдослучайную последовательность длиной 511 элементов, с периодом повторения 10^{-3} с. Формирующий полином

$$G(x) = 1 + x^5 + x^9. \quad (3)$$

Дальномерный код снимается с седьмого разряда девятиразрядного регистра сдвига (рис. 1). Исходное состояние регистров определяется значениями: 111 111 111 [2].

Начальным символом в периоде псевдослучайного дальномерного кода является первый символ в группе 111 111 100 [2]. В работе была разработана модель формирователя дальномерного кода системы ГЛОНАСС. Программа была реализована в программной среде LabVIEW 2010. Результаты работы представлены на рис.2–3.

Показан сигнал с выхода 7 разряда регистра сдвига формирователя дальномерного кода (рис. 2).



Рисунок 1 – Структурная схема регистра сдвига, формирующего дальномерный код

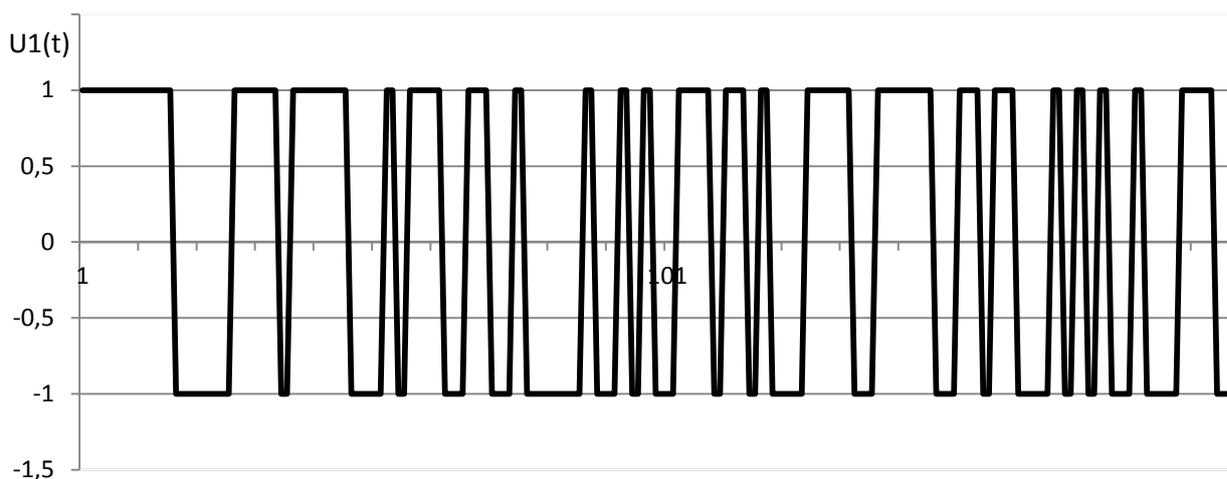


Рисунок 2 – Дальномерный код СТ ГЛОНАСС

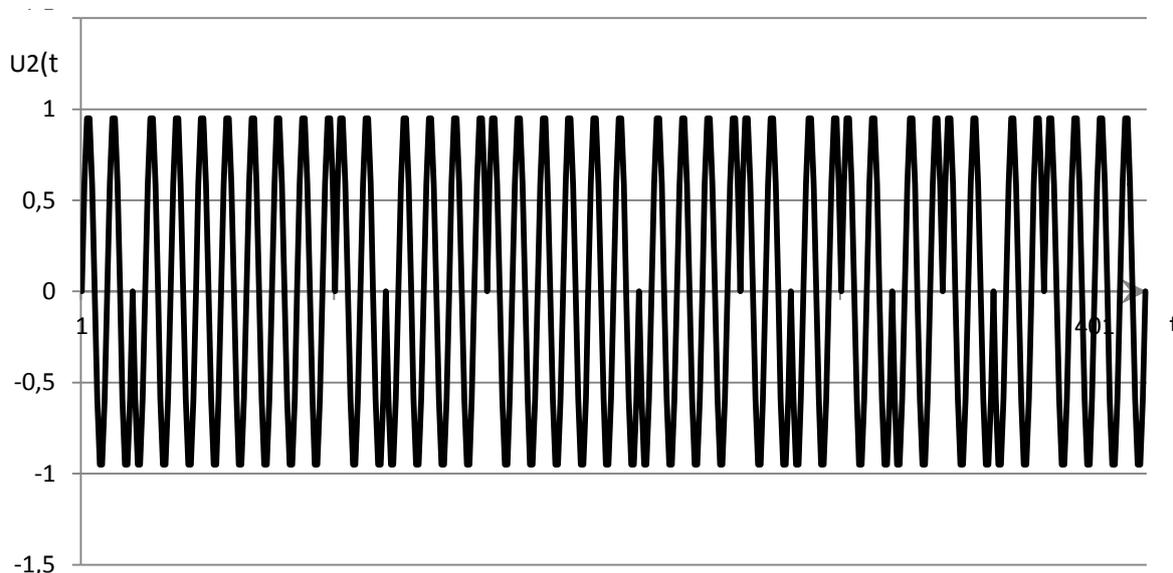


Рисунок 3 – Модулированный дальномерный код СТ ГЛОНАСС

На (рис. 3) изображён модулированный M-последовательностью сигнал. С помощью данной программы можно формировать код на различных частотах и различными кодовыми последовательностями.

Таким образом, в ходе проделанной работы был разработан формирователь дальномерного кода стандартной точности системы ГЛОНАСС с модулятором, который в дальнейшем позволит формировать копию, сдвинутую по частоте и коду при обнаружении сигналов СРНС. Предлагаемый формирователь позволит проводить оценку приёмника на помехоустойчивость в различных условиях.

ЛИТЕРАТУРА

1. Синякин А. К. Физические принципы работы gps / ГЛОНАСС [текст]: монография / А. К. Синякин, А. В. Кошелев. – Новосибирск: СГГА – 2009. – 110 с.
2. Никитин Н. П. Формирование и свойства м-последовательностей / Н. П. Никитин. – Екатеринбург. – 2007.
3. Чердынцев В. А. Системы передачи информации с расширением спектра сигналов: учебно-методическое пособие / В. А. Чердынцев, В. В. Дубровский. – Минск: БГУИР, 2009. – 130 с.

УДК 621.396

ПОВЫШЕНИЕ ПРОПУСКНОЙ СПОСОБНОСТИ В СИСТЕМАХ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ ОБЪЕКТОВ

Губаревич И. И.

Филимонов Н. П.

(научный руководитель)

Красноярский филиал СПбГУ ГА

(г. Красноярск)

Рассматриваются вопросы повышения пропускной способности систем радиолокации путем ввода в цепь корреляционной обратной связи устройства когерентной компенсации схемы нормирования весовых коэффициентов. Проведена оценка эффективности работы устройств путем моделирования на ПЭВМ.

Ключевые слова: пропускная способность, устройство когерентной компенсации, цепь обратной связи, весовые коэффициенты.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из видов радиотехнического обеспечения полетов воздушных судов (ВС) является радиолокационное обеспечение. В районах с развитой сетью воздушного транспорта в зоне одного радиолокатора может одновременно находиться большое число ВС, причем информационные зоны радиолокаторов могут многократно перекрываться. Дополнительный

прием по боковым лепесткам диаграмм направленности антенн (ДНА) еще более увеличивает поток сигналов, вызывая перегрузку приемных каналов. Имеющиеся системы некогерентной компенсации сигналов, принимаемых с направления боковых лепестков ДНА, имеют низкую эффективность при наличии нескольких мешающих сигналов. Система когерентной компенсации сигналов, принимаемых с направления боковых лепестков ДНА, позволяет повысить пропускную способность радиолокатора.

Известно [1, 2], что когерентная компенсация достигается с помощью многоканальной весовой обработки принимаемых сигналов. При этом формируются «провалы» в результирующей ДНА в заданных угловых направлениях. Реализован такой алгоритм может быть в устройстве когерентной компенсации помех с использованием корреляционных обратных связей. Основным недостатком подобных систем является возможность их настройки на подавление полезного сигнала в случае, когда длительность сигнала соизмерима или больше постоянной времени цепи корреляционной обратной связи.

Для повышения диапазона устойчивой работы устройства когерентной компенсации предлагается ввести в цепь корреляционной обратной связи схему нормировки весовых коэффициентов. В этом случае структурная схема устройства будет иметь вид, изображенный на рис. 1.

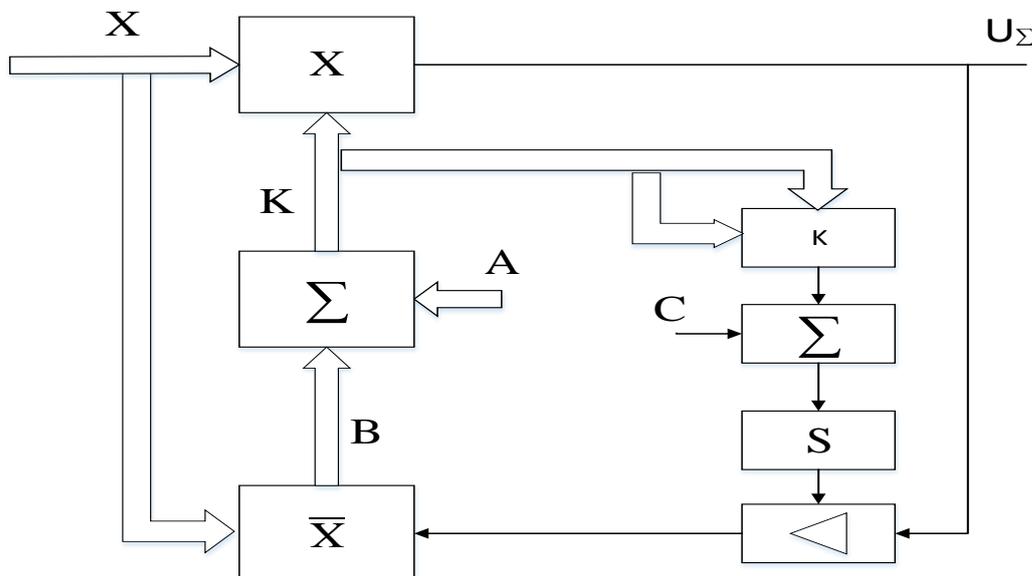


Рисунок 1 – Устройство когерентной компенсации помех с нормировкой весовых коэффициентов

Здесь $\|K\|$ – норма (модуль) вектора K весовых коэффициентов. С помощью цепи нормировки он поддерживается постоянным за счет нелинейного объединения и последующего сравнения с порогом C в блоке алгебраического суммирования.

Усредненная интегратором разность между порогом и нормой подается на управляемый усилитель для регулировки напряжения U_{Σ} , тем самым обеспечивая постоянство нормы вектора весовых коэффициентов. При этом интенсивный сигнал с направления главного лепестка ДНА передается на выходы без существенного ослабления.

Полезный эффект устройства весового суммирования с нормировкой весовых коэффициентов оценим по критерию сигнал / (помеха + шум) на выходе в случае воздействия на входе устройства интенсивного сигнала.

Известно, [1], что оптимальный вектор K весовых коэффициентов находится из решения векторно-матричного уравнения

$$A^* - \lambda RK = 0,$$

где A^* – вектор-столбец весовых коэффициентов, соответствующих направлению ожидаемого полезного сигнала;

λ – скалярный коэффициент;

R – корреляционная матрица сигнала на входе устройства весового суммирования;

K – вектор-строка весовых коэффициентов.

Оптимальный вектор весовых коэффициентов определяется в соответствии со следующим выражением:

$$K = \frac{R^{-1} \cdot A^*}{\lambda}.$$

Алгоритм работы устройства весового суммирования в установившемся режиме описывается системой векторно-матричных уравнений:

$$\begin{cases} A^* - \lambda RK = 0 \\ (K, K) - C = 0 \end{cases}.$$

Нормированная к мощности собственных шумов приемных каналов корреляционная матрица R принимаемых сигналов на входе устройства определяется выражением

$$R = R_n + \overline{S^* \cdot S},$$

где $R_n = I + \overline{N_n^* \cdot N_n}$ – нормированная к собственным шумам приемных каналов корреляционная матрица смеси помеховых колебаний и собственных шумов приемных каналов,

$\overline{S^* \cdot S} = R_c$ – корреляционная матрица полезного сигнала.

Используя методику, принятую в [1], отношение сигнал / (помеха + шум) определяется следующим образом:

$$P = K^* \cdot R \cdot K.$$

Используя приведенные выше соотношения, получим

$$P_2 = \frac{A \cdot \left(I - \frac{S^* \cdot S}{1 + S \cdot S^*} \right)}{A \cdot \left(I - \frac{S^* \cdot S}{1 + S \cdot S^*} \right) \left(I - \frac{S^* \cdot S}{1 + S \cdot S^*} \right) \cdot A^*}.$$

Если интенсивность сигналов невелика, то отношение сигнал / (помеха + шум) определяется в соответствии с выражением

$$P_1 = \frac{A \cdot (I + S^* \cdot S) \cdot A^* \cdot C}{A \cdot A^*},$$

где A – вектор весовых коэффициентов ожидаемого сигнала.

При аналогичных условиях отношения сигнал / (помеха + шум) для устройства весового суммирования без нормировки весовых коэффициентов определится следующим образом:

$$P'_2 = A \left(I - \frac{S^* \cdot S}{1 + S \cdot S^*} \right) \cdot A^*.$$

Полученные аналитические выражения были использованы для сравнительной оценки алгоритмов когерентной компенсации с помощью моделирования на ЭВМ.

Результаты моделирования для ситуации, когда в зоне информации находились два источника сигнала, отличающиеся угловым положением $\varphi_c(\varphi_{c1}=0^0, \varphi_{c2}=6^0)$, изображены на рис. 2.

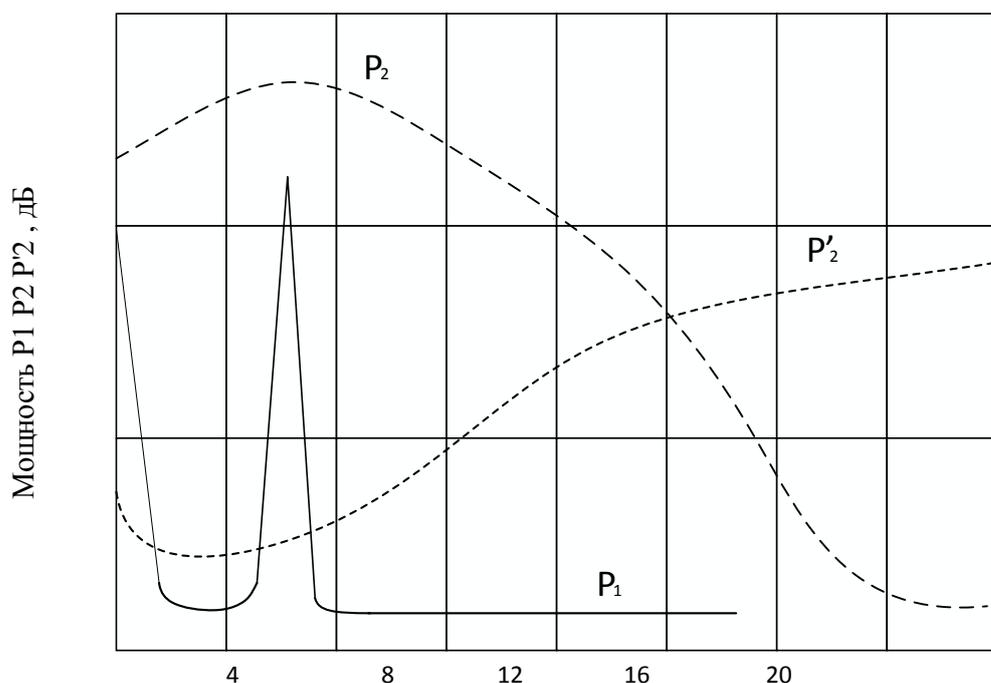


Рисунок 2 – Результаты моделирования в зависимости от положения источников сигналов

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Устройство весового суммирования без нормировки весовых коэффициентов при интенсивном полезном сигнале не обеспечивает его прием (график P_2).

2. Устройство весового суммирования с нормировкой весовых коэффициентов при приеме слабых сигналов обеспечивает их выделение, однако разрешающая способность по угловой координате низка (график P_1).

3. При приеме сигналов большей интенсивности в результате адаптации устройства весового суммирования главный лепесток результирующей ДНА сужается на порядок на уровне 3 дБ. При этом обеспечивается лучшее разрешение по угловой координате.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ширман Я. Д. Теория и техника обработки радиолокационной информации на фоне помех / Я. Д. Ширман, В. Н. Манжос. – М.: Радио и связь, 1981. – 414 с.

2. Сосулин Ю. Г. Теоретические основы радиолокации и радионавигации: учебное пособие для ВУЗов / Ю. Г. Сосулин. – М.: Радио и связь, 1992. – 304 с.
3. Радиоэлектронные системы: Основы построения и теория. Справочник. Издание 2-е переработанное и дополненное под редакцией Я. Д. Ширмана. – М.: Радиотехника, 2007. –512с.

УДК 551.501.81

ФИЗИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ПОЛУЧЕНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ

Верхотурова Н. А.
franc_2008_@mail.ru

Лежанкин Б. В.
(научный руководитель)
lezhbor@mail.ru

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Данная статья посвящена физическим основам получения радиолокационной метеорологической информации, необходимой для повышения безопасности полетов воздушных судов. Кратко описываются требования к аппаратуре метеорологического назначения.

Ключевые слова: радиолокационная метеорологическая информация, гидрометеоры, эффективная площадь рассеяния метеорологической цели.

ВВЕДЕНИЕ

Современное самолетное и наземное оборудование позволяет выполнять полеты в сложных метеорологических условиях. Однако и в настоящее время эффективность работы воздушного транспорта и безопасность полетов, во многом зависят от условий погоды.

Статистические данные ИКАО свидетельствуют о том, что за последние 25 лет около 20% авиационных происшествий были связаны с неблагоприятными метеоусловиями [1].

Для анализа метеорологической обстановки используются радиолокаторы, позволяющие исследовать облака и осадки, а также турбулентные атмосферные образования. Они позволяют непрерывно наблюдать за атмосферными образованиями в области пространства радиусом до нескольких сотен километров.

В данной статье раскрыты основные свойства метеорологических целей, за счет которых происходит их обнаружение, измерение координат и их классификация.

1 ОТРАЖАЮЩИЕ СВОЙСТВА ГИДРОМЕТЕОРОВ

Для оценки отражающих свойств частиц облаков и осадков применяется ряд связанных между собой характеристик .

1.1 Отражающий объем метеорологических целей

Известно, что гидрометеоры, такие как дождь, снег, град или туман, представляют собой продукты конденсации водяного пара в атмосфере. В радиолокации гидрометеоры являются объемно-распределенной целью естественного происхождения.

Объемно-распределенная цель состоит из заполняющих разрешаемый объем и равномерно распределенных в этом объеме в большом количестве элементарных отражателей.

Если цель представляет собой скопление в пространстве частиц облаков и осадков, то к приемной антенне МРЛ приходит одновременно суммарный сигнал от всех частиц, находящихся в объеме, ограниченном по ширине и высоте диаграммой направленности антенны, а по дальности величиной, равной $c \cdot \tau_u / 2$, где τ_u – длительность импульса, а c – скорость света.

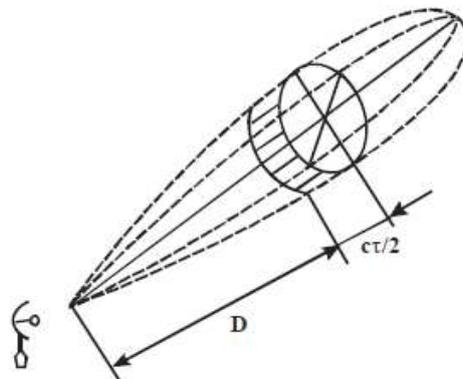


Рисунок 1 – Отражающий объем метеорологических целей

Помимо отражающего объема существует также и облученный объем, который в два раза больше отражающего. Так как дальность D объема, облучаемого высокочастотным импульсом длительностью τ_u , много больше расстояния $h = \tau_u \cdot c$, занимаемого импульсом в пространстве, то этот объем можно считать цилиндром с площадью основания S_0 и высотой $c \cdot \tau_u / 2$.

Импульсы, отраженные от частиц, заполняющих объем, будут приходить на вход приемника за время τ_u не от всего цилиндра, а от его части, высотой $c \cdot \tau_u / 2$. В результате, для узкой симметричной диаграммы направленности шириной θ , отражающий объем будет определяться выражением

$$V = S_0 \frac{c \cdot \tau_u}{2} = \frac{\pi \cdot D^2 \cdot \theta^2}{4} \cdot \frac{c \cdot \tau_u}{2}, \quad (1)$$

где τ_u – длительность импульса МРЛ, а c – скорость света.

Отражающий объем называют также импульсным или разрешающим объемом [2].

1.2 Эффективная площадь рассеяния метеорологической цели

Применение радиолокации в метеорологии основано на эффекте рассеяния радиоволн сантиметрового диапазона частицами облаков и осадков в виде капель дождя, градин, кристаллов, снежинок и их различных комбинаций.

При прохождении электромагнитной волны через облака и зоны осадков в каждой отдельной частице возбуждается вторичное излучение. При этом часть энергии волны поглощается частицей и переходит в тепло. Другая часть переизлучается в виде рассеянной волны в различных направлениях, в том числе в направлении на радиолокатор. Частота колебаний рассеянной волны совпадает с частотой волны, падающей на частицу. Интенсивность излучения такой частицы в направлении на МРЛ можно оценить через эффективную площадь рассеяния (ЭПР).

Для падающей на сферическую частицу радиусом a плоской электромагнитной волны значение ЭПР частицы можно рассчитать точно, если известна длина волны λ и комплексный показатель преломления вещества частицы m в диапазоне волн λ . Наличие мнимой части в m указывает на то, что падающая на частицу энергия частично

поглощается.

Выражение для a оказывается простым, если радиус частицы a значительно меньше длины волны λ , точнее $a \leq 0,03 \cdot \lambda$. Для таких малых частиц сферической формы σ (ЭПР) описывается формулой Релея:

$$\sigma = \frac{64 \cdot \pi^5 \cdot a^6}{\lambda^4} \cdot \left| \frac{m^2 - 1}{m^2 + 2} \right|^2. \quad (2)$$

Для воды в сантиметровом диапазоне множитель $\left| \frac{m^2 - 1}{m^2 + 2} \right|^2 = 0,93 \pm 0,004$.

Для льда с единичной плотностью этот множитель равен 0,197. Отсюда следует, что этот множитель для водяной сферической частицы почти в 5 раз больше, чем для ледяной сферической частицы таких же размеров. С увеличением размеров частиц, когда $a > 0,03 \cdot \lambda$, величина σ сначала стремительно растет до некоторого предела, зависящего от соотношения между a и λ , а затем начинает осциллировать, постепенно приближаясь к предельному значению, пропорциональному πa^2 .

На вход приемника радиолокатора в период между посылками высокочастотных импульсов передатчика одновременно поступают отраженные сигналы, создаваемые не одной, а совокупностью частиц, которые заключены в отражающем объеме, ограниченном шириной диаграммы направленности антенны радиолокатора и половиной пространственной протяженности зондирующего импульса [2, 3]. Величина такого объема увеличивается с удалением от радиолокатора. Поэтому в качестве характеристики ЭПР совокупности частиц используется понятие об эффективной площади рассеяния единицы объема, например кубического метра или кубического сантиметра (σ_0). Если положение рассеивающих частиц в объеме взаимно независимо и произвольно, а расстояние между частицами такое, что взаимодействие (интерференция) между полями, излученными отдельными частицами, отсутствует, то такое рассеяние называется некогерентным. В этом случае

$$\sigma_0 = \sum_{i,v} \sigma_i = N \cdot \sigma_i. \quad (3)$$

ЭПР единицы объема равна сумме ЭПР σ_i отдельных частиц, находящихся в единице рассеивающего объема (в 1 м^3 или 1 см^3). Величина N содержит метеорологическую информацию об облаках

и осадках и измеряется в см^{-1} или м^{-1} .

ЭПР единицы объема называется удельной эффективной площадью рассеяния атмосферного образования. Значения удельной ЭПР, рассчитанные по формуле (3), будут справедливы только для некогерентного рассеяния.

В реальных условиях предположение о некогерентном рассеянии не всегда оправдывается: в ряде случаев имеет место интерференция полей отдельных элементарных рассеивателей, при которой элементарные рассеянные сигналы складываются с учетом фазы. Такое рассеяние называют когерентным. В атмосферных образованиях в общем случае имеет место как когерентное, так и некогерентное рассеяние.

Результаты исследований показывают, что при радиолокационном наблюдении облаков и осадков в трехсантиметровом диапазоне волн рассеяние всегда некогерентно.

ЭПР некогерентно рассеивающей метеорологической цели равна произведению удельной ЭПР и разрешаемого объема, отраженные сигналы от частиц которого одновременно приходят к МРЛ. Для узкой симметричной диаграммы направленности шириной θ отражающий объем на удалении D от МРЛ в соответствии с (1) будет описываться выражением

$$V = \frac{\pi^6 \cdot D^2 \cdot \theta^2 \cdot c \cdot \tau_u}{8}. \quad (4)$$

С учетом этого выражения формула для ЭПР метеоцели, состоящей из одинаковых частиц сферической формы, будет иметь вид:

$$\sigma = \frac{\pi^6 \cdot D^2 \cdot \theta^2 \cdot c \cdot \tau_u}{8 \cdot \lambda^4} N \cdot d^6 \left| \frac{m^2 - 1}{m^2 + 2} \right|^2. \quad (5)$$

Выражение (5) справедливо в том случае, когда объем пространства, ограниченный диаграммой направленности и излученным импульсом, весь заполнен отражающими гидrometeorными частицами. В реальных условиях, особенно при наблюдении метеорологических объектов на значительных удалениях, отражающий объем пространства оказывается лишь частично заполненным отражающими частицами. Соответствующее уменьшение ЭПР метеоцели учитывают, вводя коэффициент заполнения K_3 ($0 \leq K_3 \leq 1$).

1.3 Радиолокационная отражаемость

В соответствии с выражением (3), удельная эффективная площадь рассеяния метеорологических образований, состоящих из N -одинаковых сферических частиц, описывается формулой

$$\sigma = \frac{\pi^5}{\lambda^4} \sum_{i,v} d^6 \left| \frac{m^2 - 1}{m^2 + 2} \right|^2; \quad (6)$$

$$\sigma = \frac{\pi^5}{\lambda^4} Z; \quad (7)$$

$$Z = N d_i^6 \left| \frac{m_i^2 - 1}{m_i^2 + 2} \right|^2; \quad (8)$$

величина Z называется радиолокационной отражаемостью.

Как следует из формулы (8), радиолокационная отражаемость определяется количеством частиц в единичном объеме и их распределением по размерам, а также комплексным показателем преломления в диапазоне сантиметровых и дециметровых волн. Величина Z характеризует рассеивающие свойства облаков и осадков в диапазоне радиоволн.

Величина Z измеряется в $\text{мм}^6/\text{м}^3$. Эта размерность подчеркивает, что в единице объема (м^3) суммируются не просто радиусы находящихся в нем частиц, а радиусы частиц в шестой степени (мм^6). В связи с тем, что диапазон отражаемости Z в реальных облаках очень велик (от 10^{-5} до $10^5 \text{ мм}^6/\text{м}^3$), часто для удобства записей Z используют логарифмы или децилогарифмы ($\lg Z$ или $10 \lg Z$). Например, $Z = 103,5 \text{ мм}^6/\text{м}^3$ записывают как $\lg Z = 3,5$, а $Z = 1 \text{ мм}^6/\text{м}^3$ записывают как $\lg Z = 0$. В практике радиолокационных наблюдений отражаемость облаков и осадков выражают в дБз (dBz) относительно $Z_0 = 1 \text{ мм}^6/\text{м}^3$. Связь между значениями отражаемости, выраженными в различных единицах, определяется формулой $Z \text{ мм}^6/\text{м}^3 = 10^{0,1 Z \text{ дБз (dBz)}}$.

Отражаемость является специфической метеорологической характеристикой интегральной микроструктуры облаков и осадков, такой же, как водность облаков ($\text{г}/\text{м}^3$) или интенсивность выпадающих осадков ($\text{мм}/\text{ч}$), и содержит метеорологическую информацию об объемах облаков и осадков, рассеивающих радиоволны. Величина Z , в отличие от σ_0 (ЭПР),

не зависит от длины волны λ и других параметров радиолокатора.

Формулы для Z и σ_0 выражают еще одну особенность радиолокационной информации – ее сильную зависимость от размера частиц. Если диаметр одной капли больше диаметра другой в 10 раз, то значения Z , σ_0 и величина отраженного от них сигнала будут различаться в 10^6 раз. Величина Z резко возрастает при увеличении размеров частиц и их концентрации в облаке и резко падает по мере их уменьшения. Отсюда следует, что радиолокатор наиболее эффективен при обнаружении и определении размеров облаков, состоящих из большого количества крупных частиц.

Для дождя средней интенсивности, как показывают экспериментальные данные, $Z = 200I^{1,6}$, где I – интенсивность осадков (мм/ч).

Величина Z в зависимости от интенсивности и происхождения дождя может принимать значения от 150 до 500 мм⁶/м³, показатель степени лежит в пределах 1,23–1,64. Для осадков в виде снега в тех же единицах $Z = 2000I^2$, где I – интенсивность осадков, соответствующая слою воды, образующемуся после таяния снега.

2 УРАВНЕНИЕ РАДИОЛОКАЦИИ АТМОСФЕРНЫХ ОБРАЗОВАНИЙ

Уравнение радиолокации атмосферных образований связывает между собой технические параметры радиолокатора, параметры метеоцелей, определяющие их отражающие свойства, и дальность обнаружения [2, 3]. Уравнение радиолокации атмосферных образований записывается следующим образом:

$$P_{np} = \frac{P_u \cdot G \cdot S^2 \theta \cdot c \cdot \tau_u}{128 \lambda^4 \cdot D^2} N d^6 \left| \frac{m^2 - 1}{m^2 + 2} \right|^2, \quad (9)$$

где P_u – излучаемая импульсная мощность радиолокатора (Вт), G – коэффициент направленного действия антенны, c – скорость света, τ_u – длительность импульса, θ – ширина диаграммы направленности антенны, D – расстояние до отражающего объема цели, N – число частиц в отражающем объеме, d – диаметр отражающих частиц, S – эффективная площадь антенны.

С учетом неполного заполнения отражающего объема уравнение радиолокации атмосферных образований будет иметь вид:

$$P_{np} = \frac{\pi^4 P_u \cdot G \cdot S_A^2 c \cdot \tau_u \cdot K_3}{8\lambda^4 \cdot D^2} Nd^6 \left| \frac{m^2 - 1}{m^2 + 2} \right|^2, \quad (10)$$

где K_3 – коэффициент заполнения отражающего объема.

При измерении P_{np} в качестве начального уровня выбирают любое значение P_0 или уровень собственных шумов приемника P_u . Используя выражение (8), можно записать уравнение радиолокации атмосферных образований с учетом способа измерения отраженных сигналов:

$$\frac{P_{np}}{P_u} = \frac{\pi^4 P_u \cdot G \cdot S_A^2 c \cdot \tau_u \cdot K_3}{8\lambda^4 \cdot P_u} \cdot \frac{Z}{D^2}. \quad (11)$$

Величина

$$\Pi = \frac{\pi^4 P_u \cdot G \cdot S_A^2 c \cdot \tau_u}{8\lambda^4 \cdot P_u}. \quad (12)$$

называется метеорологическим потенциалом радиолокатора.

Приняв $K_3 = 1$ и используя выражение (12), можно существенно упростить уравнение (11):

$$\frac{P_{np}}{P_u} = \Pi \cdot \frac{Z}{D^2} \quad (13)$$

Из соотношения следует, что при постоянном значении Π по измеренным значениям мощности отраженных сигналов можно получить информацию об отражающих свойствах метеорологических целей.

3 ПОТЕНЦИАЛ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО РАДИОЛОКАТОРА

Потенциал МРЛ определяется его техническими характеристиками. Большое число атмосферных образований характеризуется очень малыми значениями ЭПР, создающие слабые отраженные сигналы. В связи с этим, для обеспечения наибольшей дальности обнаружения МРЛ, должны обладать максимально возможными значениями мощности передатчика и чувствительности приемника, т. е. большим потенциалом [2]. Именно по энергетическому потенциалу судят об эффективности радиолокатора для метеоцелей. Чем больше потенциал, тем лучше МРЛ приспособлен

для метеонаблюдений. При измерении радиолокационной отражаемости облаков и осадков необходимо, чтобы энергетический потенциал МРЛ сохранялся постоянным. Контроль энергетического потенциала сводится к контролю уровня излучаемой мощности и чувствительности приемного устройства.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Радиолокаторы метеорологического назначения имеют много общего с радиолокаторами, используемыми для других целей. Однако существуют специфические требования, предъявляемые к МРЛ, которые обусловлены особенностями метеообъектов. К ним относятся:

- большой диапазон эффективных отражающих поверхностей от метеообъектов, достигающий более 100 дБ;
- значительные горизонтальные и вертикальные размеры метеорологических объектов, как правило, превышающие геометрические размеры зондирующего импульса;
- малая скорость движения и большая пространственно-временная изменчивость физических параметров метеообъектов.

В связи с этим, современные МРЛ должны не только обладать максимально возможным энергетическим потенциалом, чтобы обнаруживать опасные погодные явления (грозы, ливни, град, шквалы, смерчи) на больших расстояниях, но и быть дистанционной измерительной информационной системой, решающей задачи распознавания и количественного определения параметров метеорологических объектов [3].

ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство по авиационной метеорологии ИКАО. Doc. 8896 AN/893, изд.9. 2011. Базлова Т. А., Бочарников Н. В., Брылев Г. Б. и др.
2. Автоматизированные метеорологические радиолокационные комплексы «Метеоячейка». – С-Пб.: Гидрометеиздат, 2007. – 236 с.
3. Руководство по диагнозу и прогнозу опасных и особо опасных осадков, града и шквалов по данным метеорологических радиолокаторов и ИСЗ. РД 52.27.339-93. – М.: Росгидромет, 1996. – 181 с.

ГЛАВНАЯ ОСНОВА БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ - СПУТНИКОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ ПОСАДКИ

Самодурова А. Ю.

Киселева Л. А.

(научный руководитель)

Курсановский филиал МГТУ ГА

(г. Курсанов)

В статье рассмотрены основные понятия спутниковой системы посадки GLS. Предназначение спутниковой системы посадки GLS, ее основные цели и задачи. Основные преимущества отечественных спутниковых систем посадки GLS по сравнению ILS. Способы применения GLS в различных метеоусловиях. Развитие спутниковой системы посадки GLS в России, основные плюсы и минусы внедрения GLS в российскую авиацию.

Ключевые слова: система посадки, GLS, спутник.

S7 Airlines в конце 2014 года стала первой среди российских авиакомпаний, получившей от Росавиации официальное одобрение на выполнение заходов на посадку с использованием сигналов спутниковой системы GLS (GNSS LandingSystem).

GLS – спутниковая система захода на посадку, которая в настоящее время активно внедряется во всем мире. Разрешение получено для трех воздушных судов авиакомпании, Boeing 737-800NG.

В России наземными корректирующими станциями GBAS, позволяющими осуществлять заходы на посадку по GLS, на сегодня оборудованы более 50 аэродромов. Это – аэропорты Кемерово и Тюмени, (Рощино) уже допущены к таким заходам воздушных судов, в планах Госкорпорации по ОрВД – сертифицировать 10–15 аэродромов в год.

Главная цель такого оборудования – сделать еще более точным определение местоположения воздушного судна в пространстве во избежание ошибок при возможных внешних воздействиях на сигнал со спутников, который принимает лайнер, в том числе и во время выполнения точного захода на посадку.

С точки зрения пилота, система GLS действует аналогично стандартной курсо-глиссадной радиомаячной системе инструментального

захода на посадку ILS, она выдает на дисплей пилоту ту же самую информацию о положении самолета на глиссаде. Однако суть действия систем принципиально отличается.

Для работы обычной ILS требуются два основных радиомаяка – глиссадный и курсовой, направленные антенны которых формируют вдоль глиссады самолета специальный профиль электромагнитного излучения, а на его основании бортовое пилотажно-навигационное оборудование вычисляет величину отклонения воздушного судна от линии глиссады и выдает соответствующую информацию пилоту (или автопилоту).

Для работы GLS применяется спутниковая навигация. В принципе, вся перспективная система организации воздушного движения строится на увеличении точности самолетовождения, которую обеспечивает, в частности, определение местоположения самолета с использованием наряду с собственной инерциальной навигационной системой также спутниковой системы GPS или ГЛОНАСС [1]. Однако для захода на посадку обычной спутниковой системы оказывается недостаточно. В системе GLS задействована наземная корректирующая станция (GBAS – Ground Based Augmentation System; в переводе на русский язык ЛККС – локальная контрольно-корректирующая станция), которая передает дополнительный сигнал. Так как наземная станция неподвижна, и ее местоположение в геодезической системе координат WSG-84 известно с высокой точностью, использование ее корректирующей информации в сочетании с данными от навигационных спутников позволяет уже сейчас определять координаты воздушного судна с погрешностью до 1 м с вероятностью не менее 95%.

Пока системы GLS допущены для выполнения заходов на посадку при метеоусловиях, соответствующих Cat II ICAO (высота принятия решения не менее 60 м), идут работы по сертификации системы до уровня Cat III ICAO (высота принятия решения не менее 15 м) [1].

Основными преимуществами отечественных GLS являются:

1. Работа по двум навигационным спутниковым группировкам (ГЛОНАСС и GPS), что существенно повышает непрерывность обслуживания, эксплуатационную активность, доступность и целостность.
2. Обслуживание точного захода на посадку со всех торцов на любых взлетно-посадочных полосах (ВПП), находящихся в зоне действия

станции. Применение ILS требует установки отдельного комплекта аппаратуры для каждого торца ВПП.

3. Точность навигационного обслуживания в GLS не зависит от удаления ВС от ВПП и от станции в пределах установленной зоны для процедур посадки. В случае применения ILS точность навигационного обслуживания существенно зависит от удаления ВС от ВПП.

4. Траектория конечного участка захода на посадку (FAS), передаваемая на борт ВС по каналу VDB, не может быть искажена никакими внешними воздействиями, т. к. представляет собой набор коэффициентов, используемых для построения виртуальной пространственной линии, относительно которой бортовая система осуществляет наведение. В системе ILS посадочная глиссада может быть искажена внешними воздействиями, влияющими на внешнее воздействие.

5. GLS обеспечивает навигационное обслуживание всех ВС, находящихся в её зоне действия. Подходит для посадочных и маршрутных процедур, в том числе, полет по маршрутам RNAV, P-RNAV, стандартным траекториям прибытия (SID) и вылета (STAR), начальный и промежуточный участки траектории захода на посадку, после – посадочный пробег, разбег, взлет и уход на второй круг, а так же для навигации на аэродроме.

6. Применение GLS не требует размещения ЛККС на осевой линии ВПП или вблизи ВПП, что исключает влияние впереди идущего ВС на прием посадочных данных сзади идущим ВС и снижает требования к пространственному разделению ВС при посадке по сравнению ILS.

7. Экономическими преимуществами GLS являются: отсутствие зависимости от подстилающей поверхности и соответствующих периодических сезонных работ, стоимость аппаратуры и затраты на размещение [2].

В настоящее время использование систем спутниковой посадки GLS является практически единственным способом повышения безопасности ВС. Ведущие производители авиационной техники включают системы GLS в перспективные навигационно – посадочные системы ВС.

В России активно поддерживают мировой тренд использование систем GLS для оборудования аэродромов и воздушных судов [2]. В настоящее время можно с гордостью заявить, что в России серийно производят все необходимое оборудование GLS для оснащения аэродромов, посадочных площадок и ВС.

При столь активном развитии наземной инфраструктуры системы GLS в России, несомненно, встает вопрос и о соответствующем дооборудовании парка ВС, что позволит повысить уровень безопасности полетов и еще более снизить зависимость коммерческой авиации от погодных условий [1].

ЛИТЕРАТУРА

1. Алексей Сеницкий. Заход на посадку по спутнику. / А. Сеницкий // Авионика – АТО. – 2015. – № 157.
2. Бабуров С. В. Спутниковые технологии посадки – основа безопасности полетов / С. В. Бабуров, О. И. Саута, Е. Б. Купчинский // Крылья родины. – 2013. – № 7–8.

УДК 621.391:621.396

МОДЕЛИРОВАНИЕ СИГНАЛОВ С АМПЛИТУДНОЙ МОДУЛЯЦИЕЙ В СРЕДЕ ПРОГРАММИРОВАНИЯ LABVIEW

Шлык А. И.

anton_sh95@mail.ru

Патрикеев О. В.

(научный руководитель)

po_2010@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье рассмотрена математическая модель сигналов с однотоновой амплитудной и балансной модуляцией, реализованная в среде программирования LabVIEW.

Ключевые слова: модуляция, амплитуда, балансная, программирование, АМ, УКВ, МВ, ВЧ, ОВЧ, LabVIEW.

Основным видом оперативной авиационной воздушной (подвижной) радиосвязи является радиотелефонная связь диспетчеров центров ОрВД с экипажами воздушных судов (ВС), а также между экипажами ВС, находящимися в полёте. Для радиосвязи применяются средства связи МВ,

ДМВ и ДКМВ диапазонов волн (диапазоны частот: ОВЧ, УВЧ и ВЧ), использующие для передачи информации радиосигналы с амплитудной (АМ), однополосной (ОМ или ОБП) и балансной модуляцией (БМ). В военных системах также используются сигналы с частотной модуляцией (ЧМ). Для передачи данных используются сигналы с амплитудной (АМн, АТ), частотной (ЧМн, ЧТ) и фазоразностной (ФРМн) манипуляцией (телеграфией).

Изучение характеристик таких радиосигналов имеет очень важное значение для понимания процессов, происходящих в различных радиотехнических системах при передаче или приёме информации, т. к. в этом случае происходит формирование или обработка радиосигнала с тем или иным видом модуляции или манипуляции.

Для упрощения анализа характеристик радиосигналов с амплитудной, однополосной и балансной (двуполосной) модуляцией, а также для повышения его наглядности, в среде программирования LabVIEW [1] была разработана программа моделирования таких сигналов. Программа состоит из нескольких модулей, позволяющих сформировать радиосигналы с амплитудной, однополосной и балансной модуляцией по различным алгоритмам. Сигналы с однополосной модуляцией формируются с верхней (ВБП) или нижней (НБП) боковой полосой, с полной несущей, частично подавленной несущей или полностью подавленной несущей.

Блок-диаграмма одного из модулей программы приведена на рис. 1.

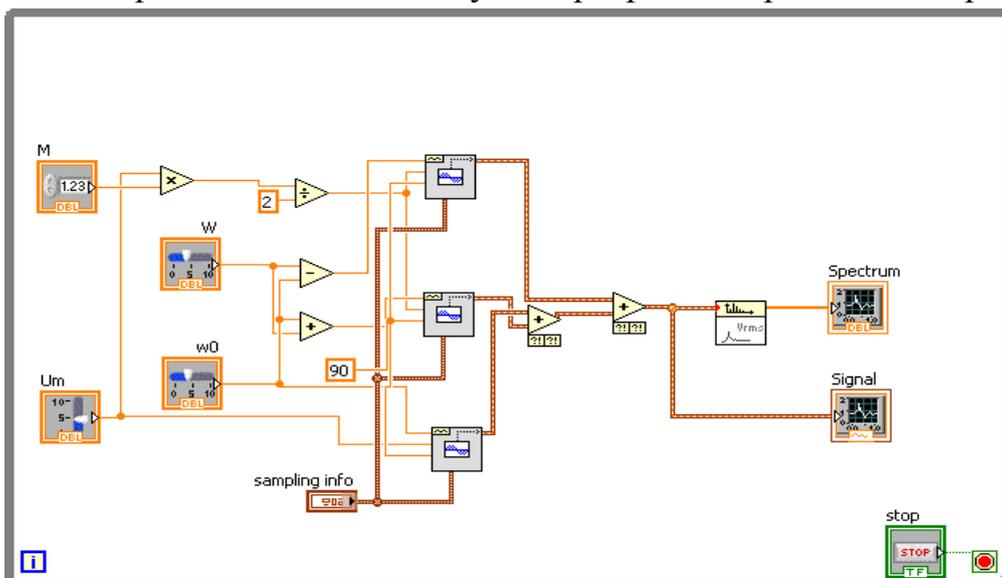


Рисунок 1 – Блок-диаграмма модуля программы моделирования

Данный модуль предназначен для формирования радиосигнала с амплитудной модуляцией $S_{AM}(t)$ по алгоритму, который определяется следующим выражением [2]

$$S_{AM}(t) = U_m \cos(\omega_0 t + \varphi_0) + \frac{U_m M}{2} \cos[(\omega_0 + \Omega)t + \varphi_0 + \Phi_0] + \frac{U_m M}{2} \cos[(\omega_0 - \Omega)t + \varphi_0 - \Phi_0],$$

где U_m – амплитуда несущего колебания, M – коэффициент амплитудной модуляции, ω_0 и φ_0 – частота и начальная фаза несущего колебания, Ω и Φ_0 – частота и начальная фаза низкочастотного модулирующего колебания.

Радиосигналы с однополосной модуляцией формируются по следующим алгоритмам:

– радиосигнал с верхней боковой полосой (ВБП) $S_{ВБП}(t)$:

$$S_{ВБП}(t) = U_m \cos(\omega_0 t + \varphi_0) + \frac{U_m M}{2} \cos[(\omega_0 + \Omega)t + \varphi_0 + \Phi_0];$$

– радиосигнал с нижней боковой полосой (НБП) $S_{НБП}(t)$:

$$S_{НБП}(t) = U_m \cos(\omega_0 t + \varphi_0) + \frac{U_m M}{2} \cos[(\omega_0 - \Omega)t + \varphi_0 - \Phi_0].$$

Алгоритм формирования радиосигнала с балансной модуляцией $S_{БМ}(t)$ имеет вид

$$S_{БМ}(t) = \frac{U_m M}{2} \cos[(\omega_0 + \Omega)t + \varphi_0 + \Phi_0] + \frac{U_m M}{2} \cos[(\omega_0 - \Omega)t + \varphi_0 - \Phi_0].$$

Используемые математические модели радиосигналов с различными видами амплитудной модуляции позволяют исследовать влияние изменения параметров радиосигналов (U_m , M , ω_0 , φ_0 , Ω , Φ_0) на их частотные и временные характеристики. Это даёт возможность определить диапазоны допустимых значений параметров, которые не приводят к искажению радиосигналов во временной или частотной областях, а также оценить взаимное влияние исследуемых параметров друг на друга.

Программа имеет удобный и простой внешний интерфейс (рис. 2), позволяющий вводить исходные данные и отображать результаты моделирования в виде графиков в декартовых координатах во временной и частотной (спектр сигнала) областях.

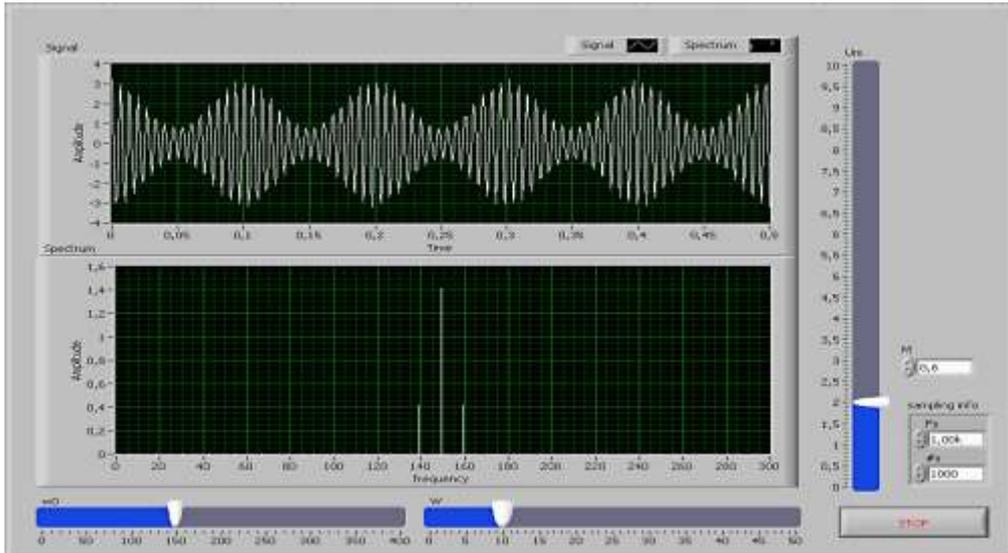


Рисунок 2 – Интерфейс модуля программы моделирования

Разработанная программа моделирования используется в учебном процессе при проведении лекционных и практических занятий по дисциплинам: «Радиотехнические цепи и сигналы», «Системы связи и телекоммуникации».

ЛИТЕРАТУРА

1. LabVIEW для всех / Дж. Тревис: пер. с англ. Клушин Н.А. – М.: ДМК Пресс, 2005. – 544 с.
2. Баскаков С. И. Радиотехнические цепи и сигналы.– М.: Высшая школа, 2000. – 462 с.

СПОСОБ СПЕКТРАЛЬНОГО АНАЛИЗА АМ СИГНАЛА

Шлык А. И.

anton_sh95@mail.ru

Межетов М. А.

(научный руководитель)

milsumka@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье предложен способ спектрального анализа АМ сигнала на основе свертки составляющих спектра, который позволит вести поиск мешающих радиостанций без демодуляции сигнала.

Ключевые слова: АМ, УКВ, ОВЧ, УВД.

Системы радиосвязи гражданской авиации являются составной частью автоматизированных систем управления воздушным движением (АС УВД), используются в производственной, технологической и коммерческой деятельности авиапредприятий и их служб. Авиационная воздушная (подвижная) радиосвязь является единственным средством связи диспетчеров центров УВД с экипажами воздушных судов (ВС) и между экипажами ВС, находящихся в полете.

Особое внимание уделяется видам электросвязи, непосредственно влияющим на безопасность полетов, т. е. связи, осуществляемой в процессе обслуживания воздушного движения, и оперативной связи авиакомпаний. Для обеспечения этих видов связи в гражданской авиации применяются различные средства авиационной электросвязи. В основном для связи между центром ОВД и экипажем воздушного судна применяются ультракоротковолновые (УКВ) радиостанции, осуществляющие голосовую связь на особо высоких частотах (ОВЧ). Дублирующим каналом служат коротковолновые радиостанции. Для океанических и удаленных районов с низкой интенсивностью воздушного движения ВЧ радиостанции являются основным средством передачи и приема голосовых сообщений.

Авиационная УКВ (ОВЧ) электросвязь осуществляется на частотах 118...137 МГц с шагом сетки частот 8.33/25 КГц и применяется для прямой голосовой связи диспетчер-пилот-диспетчер, а также для приема на борту различной информации. Как правило, в сетях авиационной воздушной ОВЧ связи применяется радиотелефонный режим работы с амплитудной модуляцией. Такая организация и способ ведения радиосвязи имеют существенные недостатки. К ним относится, прежде всего, недостаточное качество связи. Голосовая связь обладает низкой разборчивостью и занимает значительное время. Велика вероятность ошибки при передаче и понимании голосового сообщения. На разборчивость влияют уровень знаний языка и акцент диспетчеров и экипажа ВС и уровень помех. Голосовая связь подвержена множеству различных помех: шум в кабине, ограничение спектра голоса при передаче, влияние различных эффектов распространения радиоволн, естественные и искусственные помехи и т. д. В районах с высокой интенсивностью воздушного движения УКВ (ОВЧ) диапазон переполнен из-за большого количества секторов управления. Голосовой связи присущ низкий темп передачи информации [1].

Немаловажное значение, влияющее на качество связи, оказывают помехи различного происхождения. К ним относятся: преднамеренные и непреднамеренные помехи.

Преднамеренные помехи создаются с помощью специальных средств радиопротиводействия и являются запрещёнными. К источникам непреднамеренных помех относятся другие радиоэлектронные системы (РЭС), различные промышленные и бытовые электроустановки.

Вышеперечисленные помехи оказывают непосредственное влияние на безопасность полетов ВС. Поэтому мониторинг УКВ диапазона является на сегодняшний день актуальной задачей.

В статье рассматривается задача обнаружения непреднамеренных помех, создаваемых другими РЭС. При этом не ставилась задача демодуляции сигналов, поскольку существует ряд признаков работы той или иной системы, по которым можно идентифицировать эту систему.

На сегодняшний день существуют новые технологии цифрового приёма и обработки сигналов. К таким устройствам относят РПУ, использующие технологию SDR (Software-definedradio).



Рисунок 1 – Спектр АМ сигнала при модуляции синусоидальным сигналом (а) и голосовым (б)

Радиоприемник, использующий эту технологию, позволяет с помощью программного обеспечения устанавливать или изменять радиочастотные параметры, включая, в частности, диапазон частот, тип модуляции, охватывая весь МВ диапазон. К таким приёмникам относятся радиоизмерительная платформа на базе NIPXI 1065 и бытовые цифровые широкодиапазонные RTL-SDR приемники на базе АЦП RTL2832U и конвертера R820T2. Использование этих устройств позволяет решать задачу обнаружения сигнала МВ диапазона в режиме реального времени. Рассмотрим задачу обнаружения на примере анализа спектра [3].

В простейшем случае спектр АМ состоит из несущей и боковых составляющих. В случае модуляции речью спектр представляет собой всплеск в виде несущей и двух симметричных спектральных областей, в которых передаётся речевая информация [2].

Сканируя спектр частот ОВЧ 118..137 МГц, мы производим поиск всплесков выше среднего уровня спектра, предварительно убрав из анализа несущие тех частот, которые нам известны. Далее разделяем левую и правую составляющую спектра в пределах 25 КГц и обрабатываем их отдельно. Произведя свертку сигналов левой и правой части, мы получим отклик свертки двух сигналов. Наличие пика говорит о том, что в выбранном участке спектра вещает АМ радиостанция.

В работе был проведен эксперимент по распознаванию АМ сигнала, представляющего собой фрагмент записи метеоинформации на частоте 124,85 МГц. Обработка сигнала производилась в программной среде LabView 2010. Результаты эксперимента представлены на рис. 2–6.

На рис. 2 изображен записанный сигнал во временной области. На рис. 3, 4, 5 представлены спектры сигналов: входного, верхней боковой составляющей, нижней боковой составляющей, соответственно. Отклик свертки верхней и нижней боковой составляющих сигнала показан на рис. 6. Если в спектре присутствует АМ сигнал, то признаком его наличия является превышение порога несущей и максимум пика свертки его составляющих.

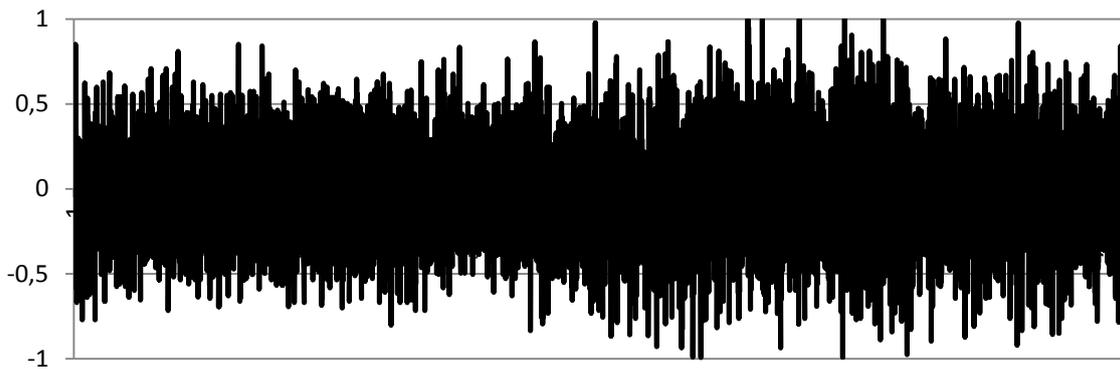


Рисунок 2 – Сигнал во временной области

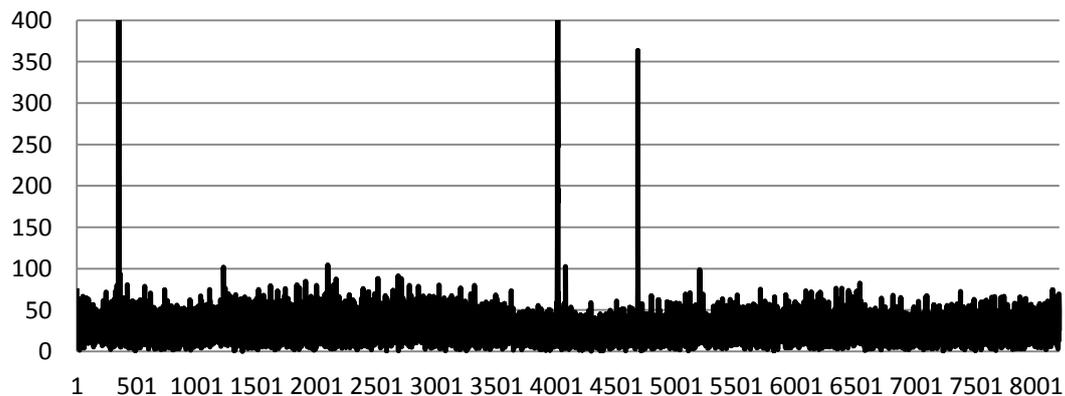


Рисунок 3 – Спектр входного сигнала

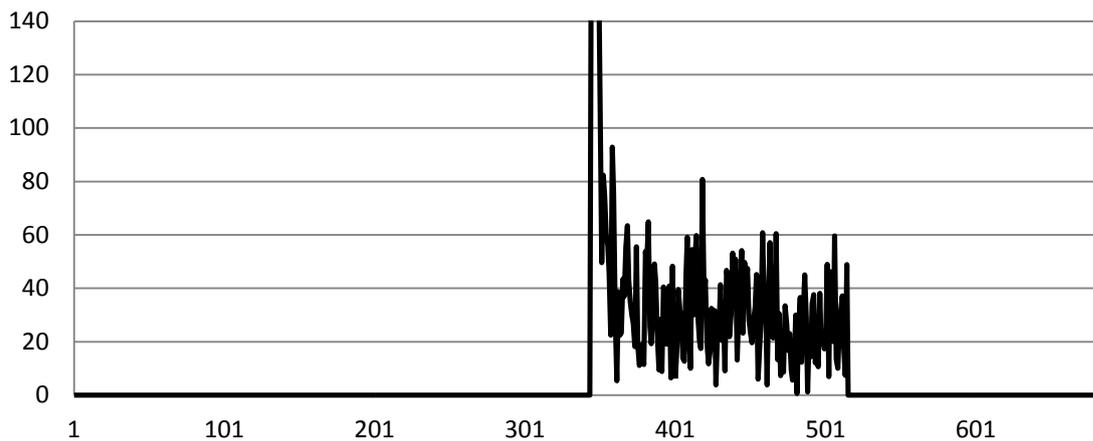


Рисунок 4 – Спектр верхней боковой составляющей сигнала

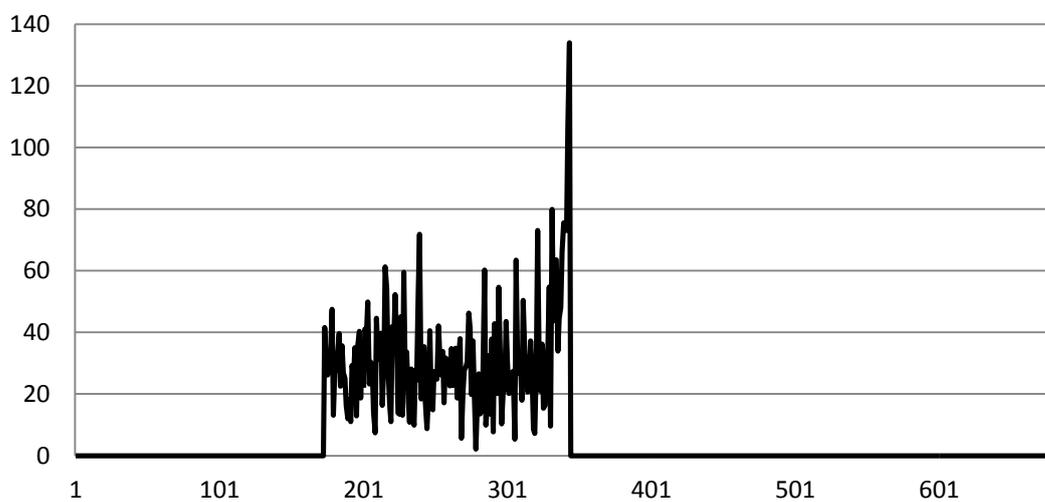


Рисунок 5 – Спектр нижней боковой составляющей сигнала

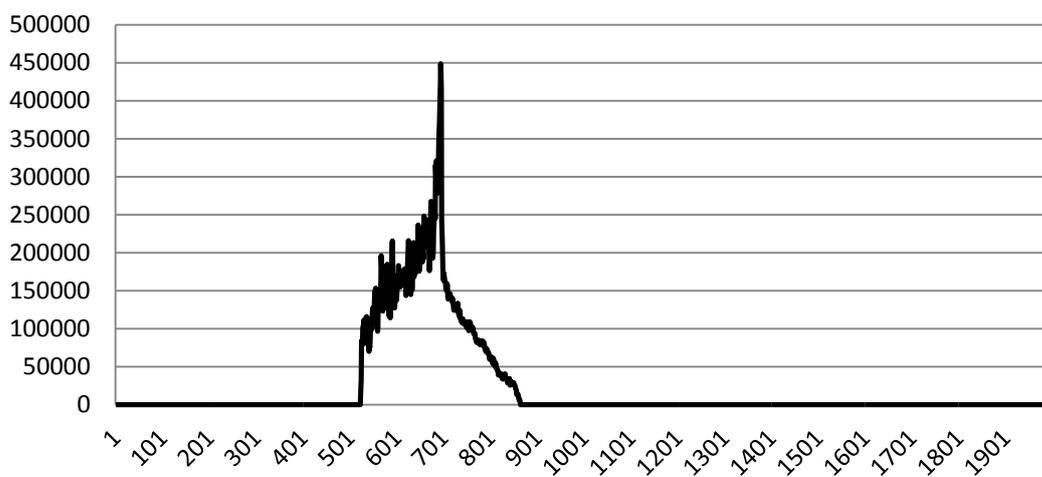


Рисунок 6 – Результат свертки верхней и нижней боковых составляющих

На рис. 2–6 N означает отчеты, которые следуют с шагом $\Delta f = \frac{1}{N \cdot \Delta t}$, где $\Delta t = 7,14286 \cdot 10^{-7}$, а $N = 8192$.

Таким образом, в работе был предложен способ спектрального анализа АМ сигнала на основе свертки составляющих спектра, который позволит вести поиск мешающих радиостанций без демодуляции. Разработанная программа в дальнейшем позволит определять источники преднамеренных помех с различными видами модуляции. И может быть использована как система мониторинга в диапазоне частот 118..137 МГц в задачах аэронавигации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации. Концепция связи URL. <http://www.studfiles.ru/preview/3214340/#3214340> (дата обращения 12.11.2016)
2. Методы анализа спектра сигнала: учебно методическое пособие / Христофоров А.В. – Казань: Физический факультет Казанского государственного университета, 2004 г.
3. Методы компьютерной обработки сигналов систем радиосвязи. / Степанов А.В., Матвеев С.А. – М.: СОЛОН-Пресс, 2003 г.

ОСОБЕННОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ШИРОКОПОЛОСНЫХ РАДАРОВ

Румянцева О. В.

Lesik-sun@list.ru

Лежанкин Б. В.

(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Рассмотрены вопросы использования сложных сигналов для задач радиолокации. Одной из основных задач СШП локации является поиск методов обработки сигнала, позволяющих максимизировать отношение сигнал-шум и обеспечить получение сигнала заданной формы.

Ключевые слова: радиолокационные системы, линейная частотная модуляция, разрешающая способность, изменение формы сигнала.

ВВЕДЕНИЕ

Большинство традиционных радиотехнических систем имеет узкую полосу частот, а в качестве несущего колебания для передачи информации использует гармонические (синусоидальные) сигналы. Узкая полоса частот ограничивает информативность радиотехнических систем, поскольку количество информации, передаваемой в единицу времени, прямо пропорционально этой полосе. Для повышения информационных возможностей системы необходимо расширять ее полосу частот. Применение узкополосных сигналов в радиолокационных системах накладывает особенности на построение СВЧ тракта. Недостатком таких сигналов при одноканальном передающем тракте является то, что при их использовании нельзя получить одновременно высокую разрешающую способность по дальности и большую дальность действия РЛС при ограничении пиковой мощности излучения передатчика.

1 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Устранить недостаток возможно при использовании сложных сигналов. В качестве основного сложного сигнала используются в радиолокации частотно-модулированные импульсы с линейным изменением частоты (ЛЧМ) (рис. 1).

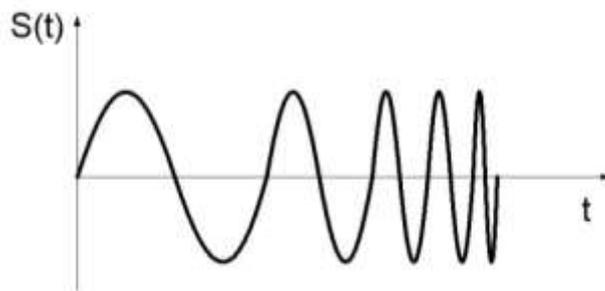


Рисунок 1 – Сигнал с линейным изменением частоты

На земной поверхности имеются выраженные неровности, наличие которых влияет на распространение радиоволн. Отражения от неровной земной поверхности носят рассеянный характер, причем часть отраженной мощности оказывается направленной к источнику (рис. 2). Эта мощность создает так называемое обратное отражение. Обратные отражения чаще всего относятся к мешающим сигналам, которые затрудняют распознавание полезных радиолокационных целей.

Чем лучше отражается радиоволна от земли, тем сильнее интерференционная изрезанность диаграммы направленности, чем больше ее интерференционные максимумы, тем глубже провалы, это явление можно считать как мешающее воздействие, вызванное отражением от земли при обнаружении воздушных целей. Изрезанность диаграммы направленности антенны из-за влияния земли приводит к сильным колебаниям мощности сигнала, отраженного низколетящей целью. При попадании самолета в интерференционный провал происходит резкое ослабление или полное пропадание сигнала на входе радиолокационного приемника.

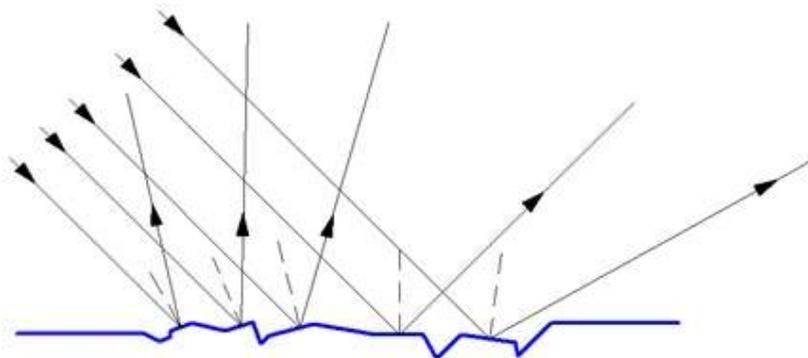


Рисунок 2 – Распространение радиоволн



Рисунок 3 – ДН антенной системы

Для увеличения разрешающей способности по азимуту уменьшают ширину ДН антенной системы, тем самым увеличиваются уровни боковых лепестков (рис. 3). Так, на небольшом удалении ВС от РЛС, возможен прием запросного сигнала по боковым лепесткам. В результате азимут определим неверно.

2 ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ СШП РАДАРОВ

В условиях помех эффективным является применение методов модуляции с расширением спектра. Для систем, построенных по такому принципу, характерна высокая помехозащищенность.

На рис. 4а) показано действие помехи на узкополосный сигнал. Как видно из рисунка, помеха полностью искажает полезный сигнал. На рис. 4б) показано воздействие той же помехи на широкополосный сигнал. Как видно из рисунка, помеха воздействует лишь на часть спектра, занимаемого сигналом.

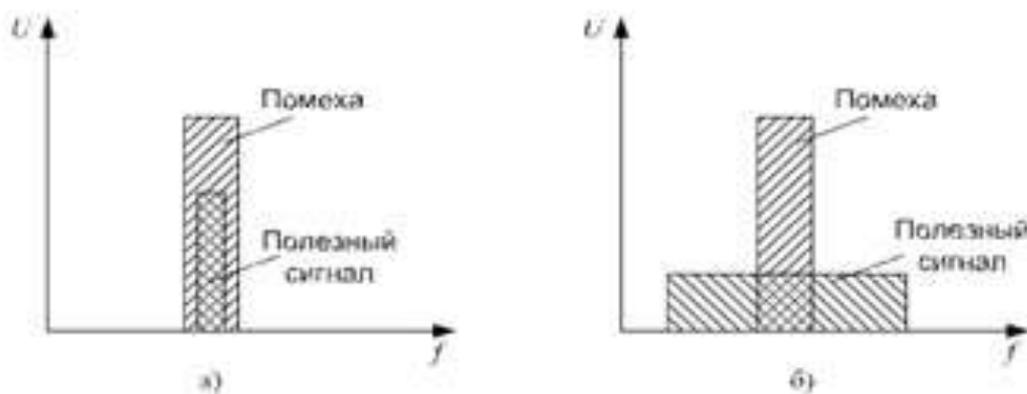


Рисунок 4 – Влияние помехи на полезный сигнал

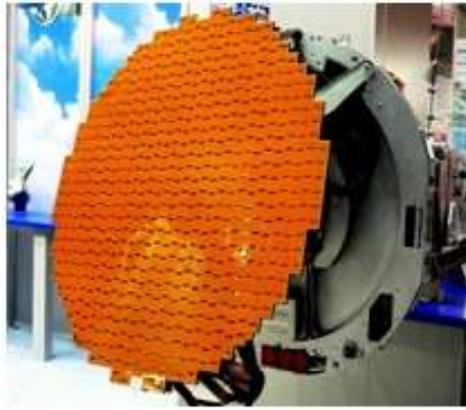


Рисунок 5 – Фазированная антенная решетка

Узкополосные – синусоидальные и квазисинусоидальные – сигналы обладают уникальным свойством. При таких широко используемых преобразованиях, как: сложение, вычитание, дифференцирование и интегрирование – их форма остается прежней. Здесь и далее под формой понимается закон изменения сигнала во времени. Преобразованные сигналы могут различаться только амплитудой и сдвигом во времени.

Для того чтобы избежать взаимного влияния излучателей обычно выбирают $d=ct$. От угла Θ (между нормалью к раскрытию излучателя и направлением на точку приема) теперь зависит запаздывание импульса, излучаемого одним излучателем относительно импульса, излучаемого другим. Это запаздывание для соседних излучателей равно $(d/c) \sin \Theta$. В результате сложения запаздывающих импульсов суммарный импульс в дальней зоне при различных углах Θ будет иметь разную, иногда весьма сложную, форму и разную длительность. Например, при излучении прямоугольного видеоимпульса решеткой из четырех излучателей эта форма под различными углами Θ (рис. 6).

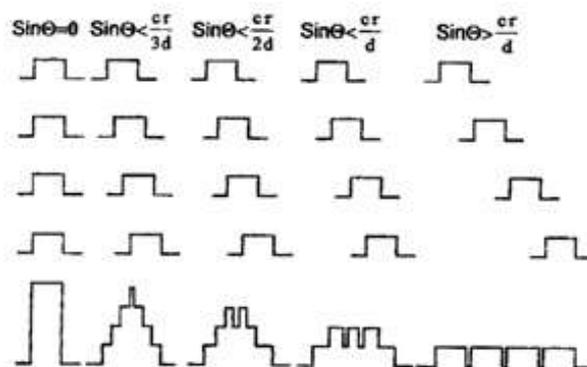


Рисунок 6 – Влияние угла Θ на суммарный импульс

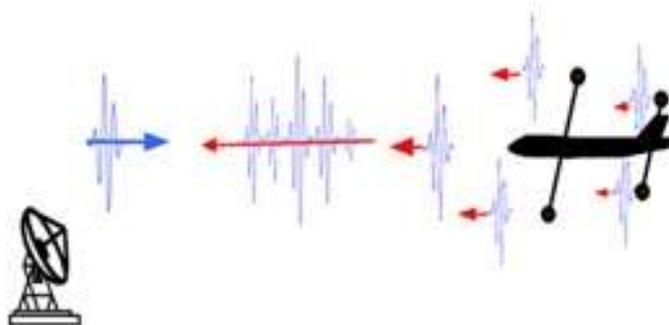


Рисунок 7 – Формирование «портрета цели»

Четвертое изменение СШП сигнала происходит при его отражении от цели, которая обычно представляет собой набор из M локальных отражающих элементов («блестящих точек»), расположенных на длине цели L . В случае СШП сигнала $st \ll L$. Тогда сигнал, поочередно отражаясь от отдельных элементов, образует импульсную последовательность, параметры которой (число импульсов, их задержка τ_m , интенсивность) зависят от геометрии цели и импульсных характеристик h_m ее элементов. Такая последовательность обычно называется «портретом цели». Весь портрет формируется за время $t_0 = 2L/c$ и представляет собой распределение отраженной мощности во времени (рис. 7).

Пятое изменение формы СШП сигнала происходит при его приеме. Причина изменения: импульсы тока, наведенного полем в ближнем и дальнем от цели концах антенны, будут сдвинуты во времени друг относительно друга из-за разности хода сигнала в антенне. Если угол Θ большой, то эти импульсы могут накладываться друг на друга, и суммарный импульс будет более длинным, чем отраженный от цели. При малом угле Θ разность хода может превысить длину импульса в пространстве st и тогда одиночный импульс преобразуется в последовательность импульсов (рис. 8).

Шестое изменение формы СШП сигнала возможно при распространении в атмосфере до цели и обратно за счет различного затухания различных участков его спектра (рис. 9).

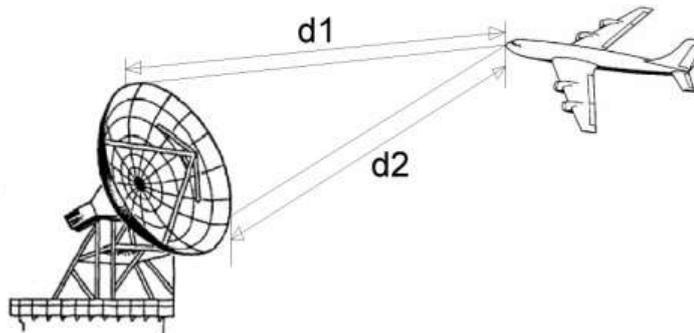


Рисунок 8 – Влияние размеров антенны на форму принимаемых сигналов

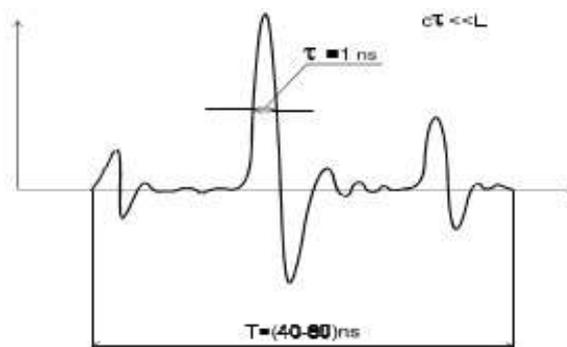


Рисунок 9 – Пример реального СШП сигнала, отраженного от цели

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В процессе локационного наблюдения СШП сигнал неоднократно меняет свою форму. Одни из этих изменений (при излучении, приеме, формировании ДН) поддаются расчету, другие (при отражении от цели, прохождении через атмосферу) остаются неизвестными. Поэтому классическая оптимальная обработка этого сигнала с помощью согласованного фильтра или коррелятора становится затруднительной, с точки зрения выделения полезной информации из отраженного сигнала. Следовательно, одной из основных задач СШП локации является поиск методов обработки сигнала, позволяющих максимизировать отношение сигнал-шум и обеспечить получение сигнала заданной формы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Тейлор Д. Д. Сверхширокополосные технологии в радиолокации / Д. Д. Тейлор. – М.: CRC Press, 2000. – С. 3–27.

СЕКЦИЯ
«АВИОНИКА, АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ,
ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ
И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»

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

УДК 681.121.845

ИЗМЕРЕНИЕ РАСХОДА ТОПЛИВА НА САМОЛЁТЕ
МЕТОДОМ ПЕРЕМЕННОГО ПЕРЕПАДА ДАВЛЕНИЯ

Коршунов И. С.
Matstar2012@yandex.ru

Попов В. М.
(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Данная работа посвящена разработке расходомера по типу переменного перепада давления с трубкой Вентури с целью увеличения ресурса и качества работы данной аппаратуры.

Ключевые слова: расходомер, трубка Вентури, массовый расход топлива, переменный перепад давления.

ВВЕДЕНИЕ

Замена в системе расхода топлива механических подвижных частей неподвижными элементами приводит к увеличению срока службы, надёжности и качеству работы данного агрегата.

Расходомер – прибор для измерения расхода жидкости, пара или газа. В промышленности расход жидкости, пара или газа, т. е. количество вещества, протекающего по трубопроводу в единицу времени, измеряют расходомерами. Наиболее широко применяют расходомеры переменного перепада, измеряющие давление по перепаду, который создается в трубопроводе сужающим устройством, установленным внутри

трубопровода. Принцип действия расходомеров этого типа основан на зависимости перепада давления, создаваемого неподвижным устройством, устанавливаемым в трубопроводе, от расхода вещества.

1 ВИДЫ РАСХОДОМЕРОВ ПО ПЕРЕМЕННОМУ ПЕРЕПАДУ ДАВЛЕНИЯ

Расходомеры переменного перепада давления, в зависимости от вида преобразователя расхода жидкости, делятся на:

- расходомеры с сужающими устройствами;
- расходомеры с гидравлическим сопротивлением;
- центробежные расходомеры;
- расходомеры с напорными устройствами;
- расходомеры с напорными усилителями;
- ударно-струйные расходомеры.

Наибольшее распространение получили расходомеры с сужающими устройствами. Они измеряют скорость потока жидкости, которая увеличивается при прохождении через сужающее устройство, установленное в трубопроводе. При этом происходит частичный переход потенциальной энергии давления в кинетическую энергию скорости, из-за чего давление перед местом сужения будет больше, чем за суженным сечением. Обычно с помощью таких расходомеров измеряется расход в трубопроводах с диаметром 50–1600 мм.

2 СРЕДСТВА ИЗМЕРЕНИЯ РАСХОДА

В качестве сужающих устройств для измерения расхода жидкостей, газов, пара широко применяются стандартные сужающие устройства. К ним относят стандартную диафрагму, сопло ИСА 1932, трубу Вентури и сопло Вентури [1].

Стандартная диафрагма – диск с круглым отверстием, имеющий острую прямоугольную входную кромку.

Сопло ИСА 1932 – сужающее устройство с круглым отверстием, имеющее на входе плавно сужающийся участок с профилем, образованным двумя сопрягающимися дугами, переходящий в цилиндрический участок на выходе, называемый горловиной (рис. 1).

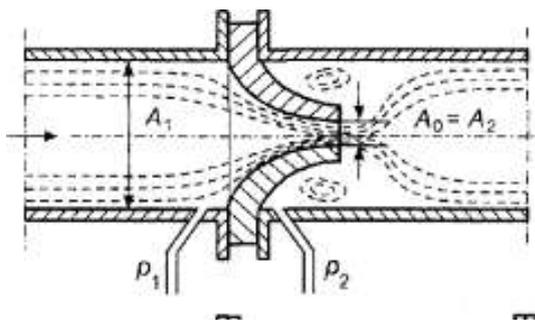


Рисунок 1 – Сопло ИСА 1932

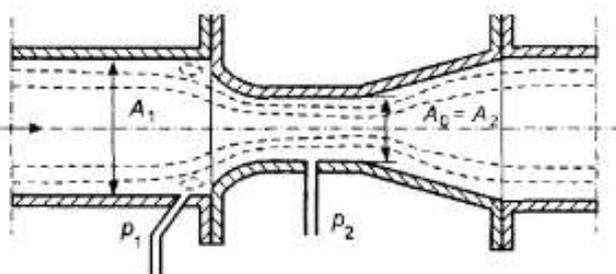


Рисунок 2 – Труба Вентури

Расходомерная труба Вентури – сужающее устройство с круглым отверстием, имеющее на входе конический сужающийся участок, переходящий в цилиндрический участок, соединенный на выходе с расширяющейся конической частью, называемой диффузором.

Сопло Вентури – труба Вентури с сужающимся входным участком в виде сопла ИСА 1932 (рис. 2).

Эти наиболее изученные средства измерения расхода и количества жидкостей, газа и пара могут применяться при любых давлениях и температурах измеряемой среды.

3 ИЗМЕРЕНИЕ РАСХОДА С ПОМОЩЬЮ ТРУБЫ ВЕНТУРИ

Труба Вентури (рис. 2) конструктивно состоит из цилиндрического входного участка, плавно сужающейся части, переходящей в короткий цилиндрический участок из расширяющейся конической части – диффузора. Труба Вентури, благодаря диффузору, обладает меньшей потерей давления, чем диафрагма и сопло. Характер распределения статического давления в трубе Вентури по длине трубопровода такой же, как и у диафрагмы и сопла. Отбор давлений осуществляется с помощью двух кольцевых камер, каждая из которых соединяется с внутренней полостью трубы Вентури.

Для вывода основного уравнения расхода жидкости, протекающего через сужающее устройство [2], используется уравнение Д. Бернулли составленное для сечений p_1 и p_2 (рис. 1).

В этом случае уравнение Бернулли запишется следующим образом:

$$\frac{p_1}{\rho \cdot g} + \frac{\alpha_1 \cdot v_1^2}{2 \cdot g} = \frac{p_2}{\rho \cdot g} + \frac{\alpha_2 \cdot v_2^2}{2 \cdot g} . \quad (1)$$

Принимая во внимание $\alpha_1 = \alpha_2 = 1$, используется уравнение неразрывности $v_1 = v_2$ и, учитывая, что $\frac{p_1}{\rho \cdot g} - \frac{p_2}{\rho \cdot g} = h$, решается уравнение относительно v_1 :

$$v_1 = \frac{\sqrt{2 \cdot g}}{\sqrt{\left(\frac{\omega_1}{\omega_2}\right)^2 - 1}} \cdot \sqrt{h}. \quad (2)$$

Теоретический расход в трубопроводе определяется по формуле

$$F_T = \omega_1 \cdot v_1 = \frac{\omega_1 \cdot \sqrt{2 \cdot g}}{\sqrt{\left(\frac{\omega_1}{\omega_2}\right)^2 - 1}} \cdot \sqrt{h}. \quad (3)$$

Выражение $\frac{\omega_1 \cdot \sqrt{2 \cdot g}}{\sqrt{\left(\frac{\omega_1}{\omega_2}\right)^2 - 1}} \cdot \sqrt{h}$ зависит только от геометрических размеров расходомера и является постоянной величиной

$$\frac{\omega_1 \cdot \sqrt{2 \cdot g}}{\sqrt{\left(\frac{\omega_1}{\omega_2}\right)^2 - 1}} \cdot \sqrt{h} = c. \quad (4)$$

Уравнение расходомера принимает вид

$$F_T = c \cdot \sqrt{h}, \quad (5)$$

где c – постоянная расходомера.

При выводе зависимости (5) не учитывались потери энергии, поэтому фактический расход будет меньше теоретического. Это несоответствие расходов характеризуется коэффициентом расхода

$$\mu = \frac{F}{F_T}. \quad (6)$$

Окончательная формула для определения объёмного расхода принимает следующий вид:

$$F_o = \mu \cdot \sqrt{h} = A \cdot \sqrt{h}, \quad (7)$$

где A – коэффициент расхода расходомера, $A = \mu \cdot c$.

Массовый расход можно измерить косвенно по объёмному расходу, учитывая плотность измеряемой среды и влияние на плотность температуры и давления. Так как жидкость не сжимаема, коэффициент давления $\varepsilon = 1$.

Для измерения массового расхода топлива на воздушном судне необходимо учитывать его плотность, так как при перепадах температуры объемный расход может меняться, и массовый расход принимает вид:

$$F_m = \rho \cdot F_o, \quad (8)$$

где ρ – плотность жидкости, проходящей через трубу.

Теперь, зная все используемые единицы, можно определить массовый расход проходящей жидкости.

Если известны свойства вещества, диаметр трубопровода, диаметр сужающегося отверстия, перепад давления на сужающем устройстве, то можно рассчитать расход протекающего топлива по вышеприведенным основным формулам.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, достоинствами измерения по переменному перепаду давления являются: простота конструкции, надежность, большая база экспериментальных данных, способность противостоять электромагнитным волнам, малый вес.

Недостатки измерения расхода по методу переменного перепада давления: потери давления, износ входной кромки диафрагмы, большие длины прямых участков трубопроводов перед СУ.

К основным недостаткам расходомеров с сужающими устройствами относят узкий диапазон измеряемых расходов (1:8).

ЛИТЕРАТУРА

1. ГОСТ 8.586.1-2005 Государственная система обеспечения единства измерений. Измерение расхода и количества жидкостей и газов с помощью стандартных сужающих устройств. Часть 1. Принцип метода измерений и общие требования.
2. ГОСТ 8.586.2-2005 Государственная система обеспечения единства измерений. Измерение расхода и количества жидкостей и газов с помощью стандартных сужающих устройств. Часть 3. Трубки Вентури.
3. Фарзани Н. Г., Ильясов Л. В., Азиз-заде А. Ю. «Технологические измерения и приборы» учебн. для студ. вузов по спец. Автоматизация технологических процессов и производств. – М.: «Высшая школа», 1989.

БОРТОВЫЕ АВТОМАТИЗИРОВАННЫЕ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ ВЕРТОЛЕТОВ

Трибунская А. А.
spirit.mel@yandex.ru

Котлов Ю. В.
(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Рассмотрены проблемы применения и перспективы развития БАСК вертолетов.

Ключевые слова: техническая диагностика, бортовая автоматическая система контроля.

ВВЕДЕНИЕ

Роль бортовых средств контроля напрямую связана с обеспечением безопасности полетов и непрерывно возрастает за счет повышения интенсивности использования и расширения круга выполняемых воздушным транспортом функциональных задач. Связанные с этим: усложнение бортового оборудования, возрастание количества функциональных систем, агрегатов и других объектов – не только увеличивают вероятность отказов техники, но и затрудняют деятельность экипажа, являясь причиной дополнительных ошибок пилотирования, что обуславливает необходимое развитие автоматического контроля и современных средств.

1 НАЗНАЧЕНИЕ И ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СРЕДСТВ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОНТРОЛЯ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Средства автоматизированного контроля бортового оборудования предназначены для проверки работоспособности пилотажно-навигационных и радиотехнических комплексов, систем автоматического управления самолетом и двигателями, систем энергоснабжения, других систем и агрегатов самолета. Автоматизированные средства контроля обладают существенными преимуществами по сокращению трудозатрат

на техническое обслуживание (ТО) и времени подготовки техники к выполнению задач, повышают быстродействие и достоверность результатов контроля и эффективность управления воздушным судном (ВС) в нештатных ситуациях. Кроме того, автоматическое слежение за аварийными (критическими) параметрами позволяет предупреждать выход на опасные режимы полета, повреждения и разрушение авиационной техники.

Практически все системы автоматизированного (автоматического) контроля, в том числе и бортовые (рис. 1), в сущности, решают одну и ту же задачу – съема, преобразования и обработки информации о контролируемых параметрах функциональных систем [1].

Система контроля обрабатывает выходные массивы данных и формирует информацию о ТО объектов контроля при помощи каналов индикации и сигнализации. Наиболее совершенные системы контроля БО могут выдавать рекомендации о характере управляющих воздействий, удерживающих параметры ОК в области допустимых значений, либо парировать отказы и сбои аппаратными и программными средствами, например, путем реконфигурации системы с помощью блока управляющих воздействий (рис. 1).

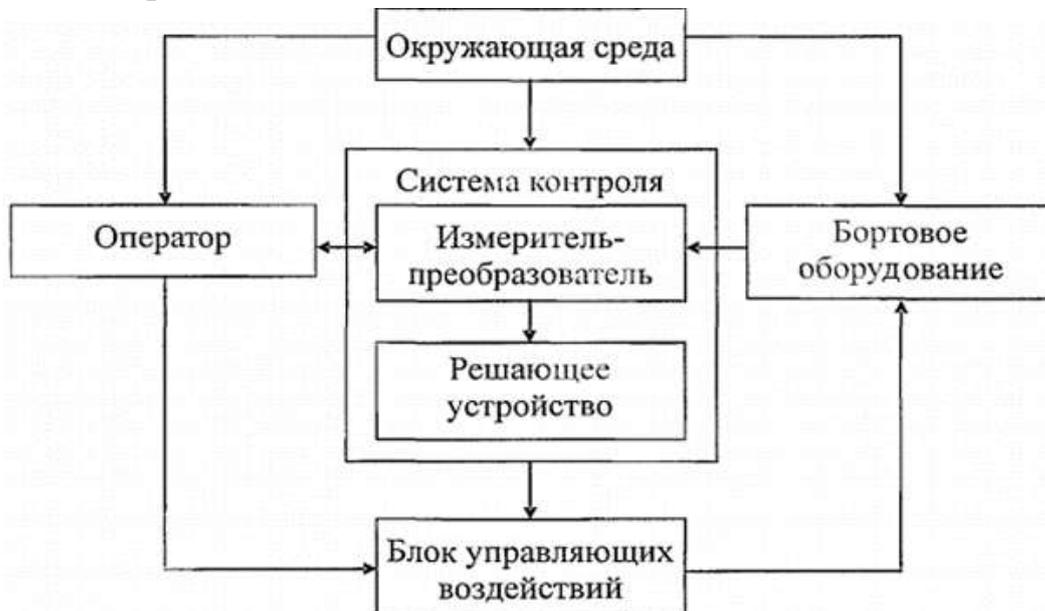


Рисунок 1 – Обобщенная структурная схема системы автоматизированного контроля

В автоматизированной системе контроля бортового оборудования современной авиационной техники, как правило, используется динамический режим [1]: последовательно во времени, сначала осуществляется контроль работоспособности объекта, а затем, при возникновении отказа, – его локализация. Очередность введения контролируемой информации в систему определяется выбранной программой, которая может быть жесткой или гибкой. Жесткая программа предусматривает поочередное введение информации от датчиков в заранее выбранной неизменной последовательности. Недостатки систем контроля, реализующих жесткую программу: повышенные требования к стабильности и точности используемых датчиков-преобразователей, трудности точной локализации места отказа (недостаточная глубина контроля).

Системы контроля бортового оборудования с гибкой программой поиска отказов выполняют контроль в выбранной точке, осуществляя допусковый контроль соответствующего параметра. Достоинства системы контроля с гибкой программой: возможность реализации оптимальной программы технической диагностики состояний бортового оборудования; применение унифицированных логических элементов цифровой техники, отсутствие контактных переключающих устройств. Однако есть и недостатки: трудности при попытке создания универсальной системы, в которой использовались бы рассмотренные принципы построения устройств логической обработки (УЛО); возможность осуществления лишь допускового контроля параметров; сравнительно большое время, необходимое для осуществления контроля.

Рассмотренные выше системы контроля бортового оборудования обеспечивали контроль работоспособности и локализацию уже существующих в объекте неисправностей, но не обеспечивали их прогнозирование. Совместное решение задач контроля работоспособности, локализации и прогнозирования неисправностей возможно лишь при использовании системы контроля, построенной на базе средств цифровой вычислительной техники. Схема построения такой системы контроля бортового оборудования на базе специализированного цифрового вычислителя (СЦВ) может регистрировать лишь номера отказавших функциональных элементов, а не значения контролируемых параметров. Генератор имитационных сигналов включает УЛО для осуществления контроля тех параметров,

которые требуют подачи на вход объекта дополнительных внешних сигналов.

Достоинства системы контроля на базе СЦВ: возможность реализации гибкой оптимальной программы технической диагностики состояний бортового оборудования; применение унифицированных логических элементов цифровой техники, отсутствие контактных переключающих устройств, обычно обладающих пониженной надежностью. К недостаткам следует отнести: трудности, возникающие при попытке создания универсальной системы, в которой использовались бы рассмотренные принципы построения УЛО; возможность осуществления лишь допускового контроля параметров; сравнительно большое время, которое необходимо для осуществления полного самоконтроля системы; некоторое усложнение схемы системы контроля.

Логические и вычислительные возможности СЦВ позволяют реализовать как последовательный поиск по жесткой или гибкой программе, так и комбинационный поиск отказов объектов контроля. Кроме того, появляются возможности применения специальных приемов, повышающих достоверность контроля работоспособности и локализации неисправностей объекта контроля. Таким образом, система контроля бортового оборудования на базе СЦВ имеет расширенные возможности для решения различных задач автоматического контроля и технической диагностики, чем все ранее рассмотренные системы.

Бортовые автоматические (автоматизированные) системы контроля достаточно широко применяются на современных воздушных судах: АН 70 (БАСК-77); АН-22 (АСК-1); АН-124 (БАСК-124); Ка-52 (Экран-30-52); Ми-171А2 и Ка-226Т (СУОВО-В1 в составе КБО-17); Ми-38 (ИБКО-38); Airbus А310-А300 (ЕСАМ); Lockheed С-5АGalaxy (MADAR 1); Lockheed С-5ВGalaxy (MADAR 2); McDonnellDouglasMD-11 и Boeing 747-400 (Central Maintenance System CMS); Boeing 777 (The Onboard Maintenance System OMS).

Следует отметить, что на вертолетах, по крайней мере, отечественных БАСК начали устанавливать позднее, чем на воздушных судах, что предполагает реализацию наиболее современных технологий построения таких систем. Далее рассмотрим БАСК российских вертолетов Ка-52, Ми-171А2 [2-5].

2 АНАЛИЗ БОРТОВЫХ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ ЭКРАН-30-52 (В СОСТАВЕ КБО-806) И СУОВО-В1 (В СОСТАВЕ КБО-17)

Внешний вид бортовых автоматизированных систем контроля вертолетов Ка-52, Ми-171А2 представлен на рис. 2.



Рисунок 2 – Внешний вид систем Экран и СУОВО

В основном, функционально системы похожи друг на друга – выполняют прием и преобразование параметрической полетной информации (табл. 1), оперируя кодами как аналоговых, так и цифровых или дискретных сигналов, попутно регистрируя процесс эксплуатации и сохраняя данные для дальнейшего анализа.

Таблица 1 – Блоки, выполняющие функции сбора и преобразования

Экран–30–52	СУОВО-В1
Блок сбора и обработки информации (БСОИ)	3 блока преобразований и вычислений (БПВ-8)

Обе системы логически обрабатывают массивы входной информации, формируя данные для передачи (табл. 2) системам индикации и сигнализации, для предоставления ее экипажу в доступной форме, посредством использования Многофункциональных Индикаторов МФИ.

Таблица 2 – Системы, обрабатывающие массивы информации

Экран–30–52	СУОВО-В1
Многофункциональный пульт управления (МФПУ)	Комплексная система электронной индикации и сигнализации (КСЭИС)

Формируют, накапливают и хранят в энергонезависимых запоминающих устройствах (табл. 3) эксплуатационную информацию и результаты проводимого системой контроля для снабжения сопрягаемых систем, с возможностью сохранения данных в случае непредвиденного авиационного происшествия.

Таблица 3 – Накопители информации.

Экран-30-52	СУОВО-В1
Защищенный бортовой накопитель параметрической и звуковой информации (ЗБН-ПЗ) – блок БАНТ-32-03	Малогабаритная система сбора и регистрации полетной информации МБР-ГА-01 на твердотельный накопитель

А также, предъявляют предупреждающую текстовую и звуковую информацию в случаях возникновения отказов серьезных и функционально важных систем или оборудования. Системы отслеживают параметры работы двигателя, основной и вспомогательной силовых установок, трансмиссии, несущей системы, топливной системы, системы электроснабжения, противообледенительных систем и иных дополнительных общевертолетных параметров, задействованных в процессе эксплуатации. Системы также осуществляют контроль собственной работоспособности и сопрягаемых систем, сигнализируют о критических режимах полета, регистрируют аварийную звуковую информацию о переговорах экипажа. Обе системы располагают возможностью считывания полетной информации и перезаписи ее на наземное устройство обработки.

Однако не стоит забывать, что система Экран-30-52 разработана для боевого разведывательно-ударного вертолета Ка-52, в то время как СУОВО-В1 – для многоцелевого вертолета Ми-171А2 среднего класса. Вследствие этого вертолеты Ка-52 и Ми-171А2 обладают рядом существенных конструктивных отличий, такие как: количество несущих винтов, адаптированность к системам боевого и разведывательного назначения, вместительность и грузоподъемность, а это не может не повлиять на функционал их бортовых систем контроля.

Отличие системы Экран-30-52 от СУОВО-В1 обусловлено технологической загруженностью вертолета навигационным и тактическим оборудованием. Он обладает большим арсеналом датчиков и систем специализированного назначения (управления оружием (СУО), рулевой, обзорно-прицельной (СОП), радиоэлектронной защиты, и т. д.),

отслеживать и регистрировать которые уже затруднительнее, чем у Ми-171А2, в силу хотя бы их количества. Следовательно, система СУОВО-В1 имеет более автоматизированный уровень управления и обладает расширенным контролем системы и взаимодействующего оборудования.

Что касается системы Экран-30-52, то она значительно превосходит СУОВО-В1 в экономичности потребляемой мощности (50 Вт против 270 Вт). Экран-30-52 обладает гораздо меньшей массой (почти в два раза), что является немаловажным для оборудования любого ВС. Кроме того, система Экран-30-52 способна работать в более экстремальных условиях, в силу своего военного назначения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В настоящее время большое значение приобретает проблема перераспределения контролируемых функций между человеком и аппаратно-программными средствами. Интенсивно разрабатывается идея интеграции потоков информации, отражающих состояние бортового оборудования. Как показывает отечественная и зарубежная практика, бортовые автоматизированные системы контроля способствуют решению проблемы повышения безопасности и эффективности управления ВС. Перспективы развития средств автоматизированного контроля связаны с реализацией прогнозных функций и совершенствованием математического и программного обеспечения, а также средств индикации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Макаров Н. Н. Диссертация на соискание степени доктора технических наук на тему «Системы обеспечения безопасности функционирования элементов бортового эргатического комплекса в контуре управления летательного аппарата», 2009. – 516с.
2. Руководство по летной эксплуатации КБО-17, 2010. – 14 с.
3. Руководство по летной эксплуатации КБО-806, 2011. – 105 с.
4. Руководство по летной эксплуатации Система ЭКРАН, 2011. – 6 с.
5. Руководство по эксплуатации Система управления общевертолетным оборудованием РЭ СУОВО-В1-1, 2010. – 17 с.

**АВТОМАТИЗАЦИЯ КОНТРОЛЯ ПЕРЕДАТОЧНЫХ ЧИСЕЛ
КОМПЕНСАЦИОННЫХ ДАТЧИКОВ КРЕНА И ТАНГАЖА
АВТОПИЛОТА АП-34Б ВЕРТОЛЁТА МИ-8МТ**

Гильдебрант В. А.

vova.gildebrant.1994@mail.ru

Голованов И. Г.

(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Рассмотрен вопрос о применении микропроцессорных систем для автоматизации контроля передаточных чисел компенсационных датчиков крена и тангажа автопилота АП-34Б вертолёт Ми-8МТ, которая позволяет снизить затраты на выполнение регулировочных работ и повысить точность регулировки. Разработана структурная схема системы контроля.

Ключевые слова: автопилот, передаточные числа, автоматизированный контроль.

Исторически развитие вертолетов занимает сравнительно небольшой отрезок времени. Однако в процессе их создания было много трудностей, поражений и потерь, прежде чем пришла победа. Сама идея создания вертолета, т. е. идея полета «на несущем винте», гораздо старше идеи создания самолета. Необходимо было творческое озарение, чтобы прийти к идее несущего винта и вертолета. Впервые эту идею высказал великий итальянский художник и ученый Леонардо да Винчи [3] в 1475 г. Основной частью предложенного им летательного аппарата, как свидетельствуют сохранившиеся эскизы и описания, является большой винт (винт Архимеда). Винт должен был приводиться во вращение с помощью мускульной силы человека. Идея Леонардо да Винчи опережала реальные технические возможности создания вертолетов едва ли не на пять столетий. Способность к отрыву (взлету) и приземлению по вертикали обеспечивает вертолету возможность эксплуатации с неподготовленных специально площадок, имеющих минимальные размеры, в том числе и в местности, недоступной для других транспортных средств. В настоящее время серийные вертолеты летают

со скоростями до $300 \div 350$ км/ч на высотах до $5 \div 6$ км и могут перевозить грузы до 40 тонн.

Вертолеты на большинстве режимов полета являются неустойчивыми летательными аппаратами. Будучи предоставлен самому себе, вертолет не в состоянии сохранять установившийся режим полета в условиях действующих различных возмущений. Основными причинами этого являются неудовлетворительные статические характеристики устойчивости и слабое демпфирование. Практика вертолетостроения показывает, что у вертолетов с обычными НВ при шарнирной подвеске лопастей не удастся получить хорошие динамические свойства и характеристики управляемости во всем диапазоне скоростей и высот их полета. Этому мало помогают различные изменения конструкции, аэродинамических форм и компоновки вертолета. Кроме того, в ряде случаев для предотвращения изменений того или иного параметра в ходе возмущенного короткопериодического движения от летчика требуется ответная реакция с частотой, превышающей его физические возможности. Наиболее полное и радикальное решение указанных проблем обеспечивается при использовании специальных автоматических устройств, улучшающих пилотажные характеристики вертолетов и помогающих летчику (а временами – заменяющих его) в пилотировании вертолета. К таким устройствам относятся автопилоты АП (рис. 1 [3]) и в последнее время системы автоматического управления (САУ). В систему управления по так называемой дифференциальной схеме рис. 1 когда команды от АПЛ (автопилот – лётчик) реализуются с помощью «раздвижной тяги». Эта схема включения обеспечивает работу АПЛ в единой цепи управления вместе с летчиком.

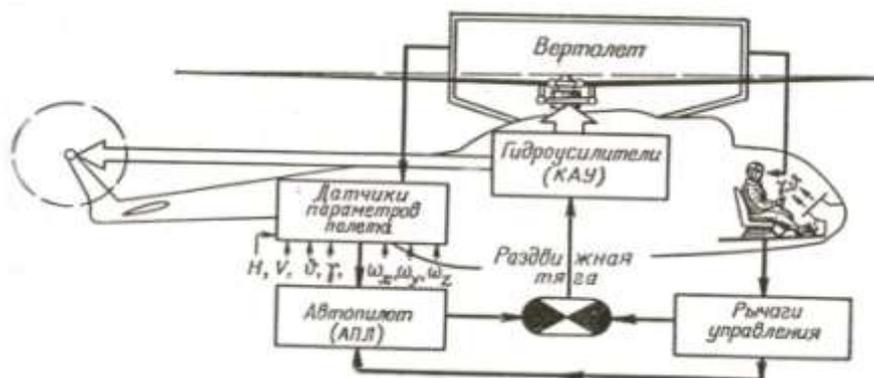


Рисунок 1 – Включение автопилота в систему управления по дифференциальной схеме

При этом органы управления вертолета отключаются по командам автопилота независимо от летчика, чтобы поддержать установленный режим полета. Величина командного сигнала АП – $\Delta\delta$ АП (закон управления) обычно выражается формулой [1]:

$$\Delta\delta_{АП} = Z \Delta\vartheta + Z_w \Delta\dot{\vartheta}, \quad (1)$$

где Z и Z_w – передаточное число автопилота, определяющее его реакцию соответственно на $\Delta\vartheta$ и $\Delta\dot{\vartheta}$.

В настоящее время на реальном ВС МИ-8МТ при проверке АП-34Б по технологической карте регулировка передаточных чисел компенсационных датчиков крена и тангажа выполняется по следующей методике:

1. Собирается схема с подключением КПА пульт проверки 6С2.702.707. к агрегату управления (рис.1. 2) [5].
2. Из таблицы технологической карты задаются контрольные значения угла крена (тангажа) [4].
3. Металлической линейкой замеряются (в миллиметрах) ход штока КАУ-30Б и раздвижки.
4. Расчёт передаточного числа ведётся по выражению (вручную):

$$i = \frac{\alpha \cdot l}{L \cdot 100}, \quad (2)$$

где i – передаточное число; l – ход раздвижки, (мм); α – угол поворота шкалы крена (тангажа), (град); L – ход штока КАУ, (мм).

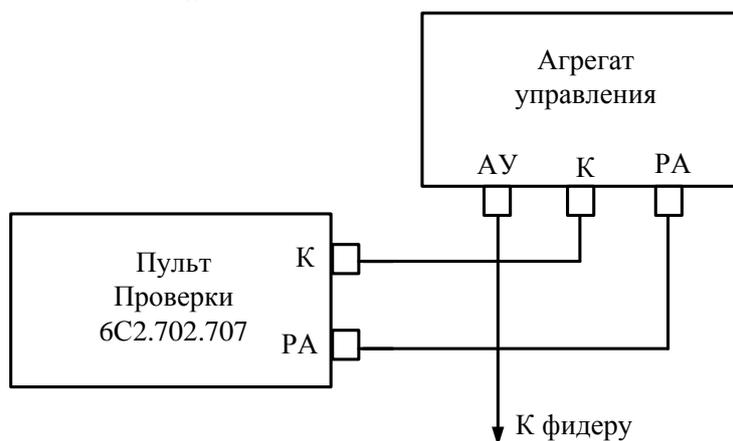


Рисунок 2 – Структурная схема проверки передаточных чисел компенсационных датчиков крена и тангажа

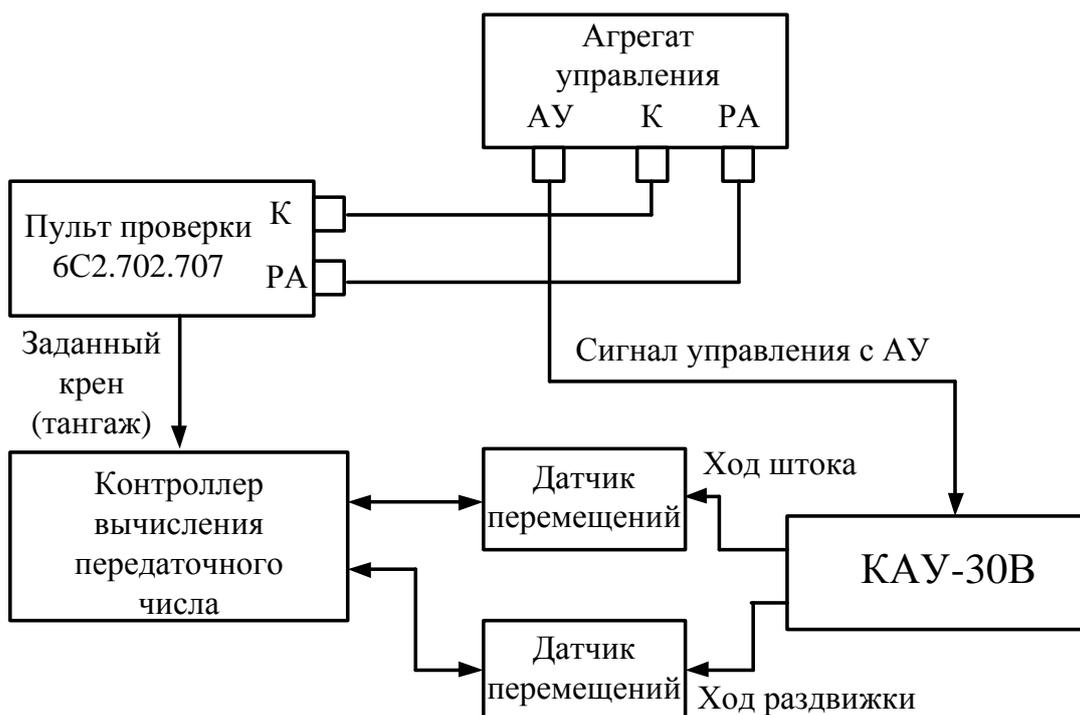


Рисунок 3 – Структурная схема автоматизация вычисления передаточных чисел компенсационных датчиков крена и тангажа

По выражению 1 вычисляется передаточное число, в случае отклонения от табличных значений технологической карты выполняется регулировка. Предлагается автоматизация вычисления передаточных чисел, которая представлена на рис. 3. Контроллер вычисления передаточного числа решает уравнение 1. Параметры l и L поступают от линейных датчиков перемещений (ход штока КАУ, перемещение раздвижки), от пульта управления 6С2.702.707 поступает значение угла крена (тангажа) – α . Вычисленное передаточное число сравнивается с эталонным значением [2].

Результат вычисления выводится на дисплей для принятия решения по регулировке передаточных чисел. Таким образом, разработанное устройство сопряжения и программа обработки обеспечивают:

- сокращение времени проверки передаточных чисел компенсационных датчиков;
- автоматизацию построения таблиц и графиков;
- снижение трудоемкости проверки;
- исключение ошибок по вине человека.

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. Романевич В. А., Самойлов Г. А. Практическая аэродинамика вертолетов. – М.: 1980г. – 384с.
4. Техническое описание и инструкция по эксплуатации АП-34Б.
5. Контрольно-проверочная аппаратура АП-34Б. Техническое описание и инструкция по эксплуатации.

УДК 67.05

РАСЧЕТ ЭНЕРГОБАЛАНСА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Кузьмина Н. А.

Чеботарев В. Е.

(научный руководитель)

Сибирский федеральный университет

(г. Красноярск)

При проектировании космического аппарата чрезвычайно важной задачей является правильный расчет энергобаланса. Ошибочный расчет может привести к срыву программы полета, а в ряде случаев и к более серьезным негативным последствиям. В статье приведен алгоритм оценки и расчета энергобаланса КА.

Ключевые слова: энергобаланс КА, алгоритм расчета энергобаланса КА.

С декабря 2010 года произошли несколько серьезных аварий, повлекших потерю нескольких российских спутников, а также одного иностранного спутника российского производства. Эта череда аварий вызвала серьезный общественный резонанс и привела к увольнениям нескольких высокопоставленных чиновников, а также попыткам серьезной перестройки российской космической индустрии.

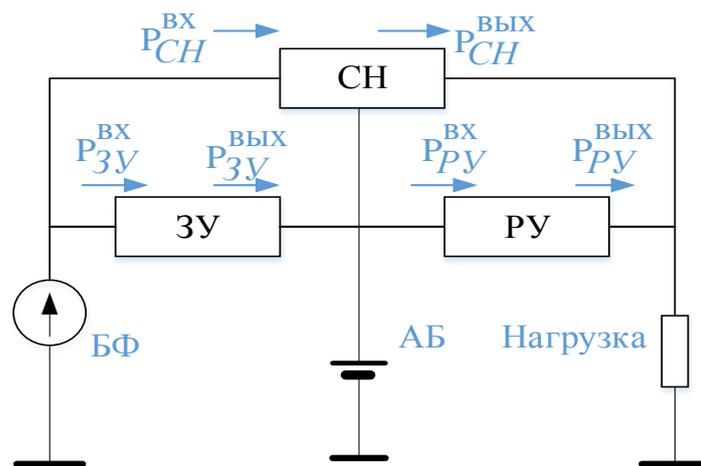


Рисунок 1 – Схема соединения элементов системы электропитания КА

Причиной аварий называют человеческий фактор при постройке и, как следствие, отрицательный энергобаланс космического аппарата [1].

Рассмотрим алгоритм и методику расчета энергобаланса КА.

В качестве электрической схемы системы электропитания будет использована типовая схема, которая в упрощенном виде представлена на рис. 1.

На этой схеме используются следующие обозначения:

- БФ – батарея фотоэлектрическая;
- ЗУ – зарядное устройство;
- РУ – разрядное устройство;
- СН – стабилизатор напряжения;
- АБ – аккумуляторные батареи.

Показатели мощности на входе и выходе каждого элемента обозначены литерой P с соответствующими названиям элементов индексами [2].

При прохождении тока через какое-либо устройство теряется некоторое количество мощности. Эти потери характеризуются соответствующими коэффициентами полезного действия (КПД) этих устройств. При более детальных расчетах можно для каждого устройства вводить отдельно коэффициенты полезного действия по преобразованию энергии, напряжения, тока и емкости аккумуляторной батареи.

Исходные данные для расчета энергобаланса на борту космического аппарата в процессе целевого функционирования:

- n – количество панелей солнечной батареи;
- L, D – длина и ширина панели солнечной батареи;

$W_{уд}$ – удельная мощность фотоэлектрической батареи, Вт/м²;

$k_{дег}$ – коэффициент деградации фотоэлектрической батареи;

$I_{пред}$ – предельный ток нагрузки, А;

$I_{РарАБ}$ – предельный ток разряда аккумуляторных батарей;

$I_{РазрАБ}^{max}$ – предельный ток разряда из аккумуляторных батарей

в импульсном режиме;

$I_{ЗарАБ}$ – предельный ток заряда аккумуляторных батарей;

$\eta_{ЗУ}$ – КПД автоматики по току заряда;

$\eta_{РУ}$ – КПД автоматики по току разряда;

$\eta_{СН}$ – КПД комплекса автоматики и стабилизации напряжения;

$\eta_{АБ}$ – КПД аккумуляторной батареи;

$W_{сэл}$ – средняя мощность собственного энергопотребления (мощность аппаратуры самой системы электропитания);

$W_{сотр}$ – средняя мощность системы обеспечения теплового режима космического аппарата;

$C_{АБ}^{max}$ – предельная емкость аккумуляторных батарей;

$C_{АБ}^{Исх}$ – исходное значение емкости аккумуляторных батарей;

$C_{РарАБ}$ – суммарная глубина разряда аккумуляторной батареи;

$C_{АБ}^{min}$ – минимальное значение емкости аккумуляторных батарей;

$W_{ЗарАБ}^{min}$ – минимальное значение превышения мощности аккумуляторных батарей над мощностью потребителей, при котором возможна подзарядка аккумуляторных батарей; $U_{КА}$ – номинальное значение рабочего напряжения на борту космического аппарата.

Начало алгоритма

1. Рассчитывается площадь панелей солнечной батареи (по геометрическим характеристикам):

$$S_{ПСБ} = L \cdot D.$$

2. Определяется потенциальная мощность (текущее значение) от батареи фотоэлектрической

$$W_{БФ}^{Пот} = W_{уд} \cdot S_{ПСБ} \cdot \cos \alpha,$$

где α – угол между нормалью к поверхности панели солнечной батареи и направлением на Солнце. Если $\cos \alpha \leq 0$, на теневом участке, то принимается $W_{БФ}^{Пот} = 0$.

3. Определяется потенциальная мощность (текущее значение) от батареи фотоэлектрической с учетом степени деградации

$$W_{\text{ДегБФ}}^{\text{Пот}} = \frac{(1-k_{\text{Дег}})t}{3600 \cdot 24 \cdot 365} W_{\text{БФ}}^{\text{Пот}},$$

где $k_{\text{Дег}}$ – коэффициент деградации батареи фотоэлектрической за год; t – текущее значение времени полета, как правило, в секундах.

В выражении в знаменателе стоит число 3600 для перевода секунд (время t) в часы, а числа 24 и 365 для перевода часов в сутки и годы соответственно.

4. Задается исходное значение емкости (степени «заряженности») аккумуляторных батарей (в ампер-часах) $C_{\text{АБ}}^{\text{Исх}}$.

5. Рассчитывается суммарная мощность потребителей, работающих в данный момент времени (по циклограмме работы целевой аппаратуры и бортовых обеспечивающих систем космического аппарата наблюдения):

$$W_{\text{Потр}}^{\Sigma} = W_{\text{СЭП}} + W_{\text{СОПР}} + W_{\text{АО}} + W_{\text{ПУ}} + W_{\text{МР}} + W_{\text{ЗР}} + W_{\text{ТУ}} + W_{\text{ВРЛ}}$$

где $W_{\text{СЭП}}$ – мощность системы электропитания на нужды собственного потребления;

$W_{\text{СОПР}}$ – мощность системы обеспечения теплового режима;

$W_{\text{АО}}$ – мощность на участке астроориентации;

$W_{\text{ПУ}}$ – мощность на подготовительном участке;

$W_{\text{МР}}$ – мощность на маршруте;

$W_{\text{ЗР}}$ – мощность на заключительном режиме;

$W_{\text{ТУ}}$ – мощность на теневом участке работы космического аппарата наблюдения;

$W_{\text{ВРЛ}}$ – мощность при работе высокоскоростной радиолинии во время передачи видеoinформации на Землю.

При необходимости приведенный перечень мощностей можно расширить (уточнить).

6. Значение потребляемой мощности сравнивается со значением потенциальной мощности батареи фотоэлектрической (с учетом степени деградации). Если $W_{\text{ДегБФ}}^{\text{Пот}} > W_{\text{Потр}}^{\Sigma}$, то расход электричества осуществляется из батареи фотоэлектрической, в противном случае – из аккумуляторных батарей. При этом учитываются соответствующие коэффициенты полезного действия.

7. Если существует избыток мощности батареи фотоэлектрической, то есть

$$W_{\text{ДегБФ}}^{\text{Пот}} - W_{\text{Потр}}^{\Sigma} > W_{\text{ЗарАБ}}^{\text{min}}$$

где $W_{\text{ЗарАБ}}^{\text{min}}$ – минимальное значение превышения мощности батареи фотоэлектрической над мощностью потребителей, при котором возможна подзарядка аккумуляторных батарей, и если аккумуляторные батареи не заряжены полностью, то есть

$$C_{\text{АБ}} < C_{\text{АБ}}^{\text{max}},$$

включается режим подзарядки аккумуляторных батарей

$$C_{\text{АБ}} = C_{\text{АБ}} + \eta_{\text{ЗУ}} \cdot \eta_{\text{АБ}} \frac{W_{\text{ДегБФ}}^{\text{Пот}} - W_{\text{Потр}}^{\Sigma}}{U_{\text{КА}}} \cdot \frac{\Delta t}{3600},$$

где Δt – шаг расчета по времени, с.

В выражении в знаменателе стоит число 3600, с помощью которого емкость аккумуляторной батареи выводится в общепринятой размерности (ампер-часы). При этом контролируется ток заряда аккумуляторных батарей $I_{\text{ЗарАБ}}$.

8. Ток заряда аккумуляторных батарей больше предельного $I_{\text{РазрАБ}}^{\text{max}}$, то если

$$C_{\text{АБ}} = C_{\text{АБ}} + \eta_{\text{ЗУ}} \cdot \eta_{\text{АБ}} \frac{W_{\text{ДегБФ}}^{\text{Пот}} - W_{\text{Потр}}^{\Sigma}}{U_{\text{КА}}} \cdot \frac{\Delta t}{3600},$$

$$I_{\text{ЗарАБ}} \geq \eta_{\text{ЗУ}} \frac{W_{\text{ДегБФ}}^{\text{Пот}} - W_{\text{Потр}}^{\Sigma}}{U_{\text{КА}}}$$

устанавливается ток заряда, равный предельному значению тока заряда

$$I_{\text{ЗарАБ}} = I_{\text{ЗарАБ}}^{\text{Пред}}$$

9. Если существует дефицит мощности

$$W_{\text{ДегБФ}}^{\text{Пот}} - W_{\text{Потр}}^{\Sigma} < W_{\text{ЗарАБ}}^{\text{min}},$$

то электричество расходуется из аккумуляторных батарей

$$C_{\text{АБ}} = C_{\text{АБ}} - \eta_{\text{РУ}} \cdot \eta_{\text{АБ}} \frac{W_{\text{ДегБФ}}^{\text{Пот}} - W_{\text{Потр}}^{\Sigma}}{U_{\text{КА}}} \cdot \frac{\Delta t}{3600},$$

при этом контролируется ток разряда.

10. Если ток разряда будет больше установленного тока разряда из аккумуляторных батарей – $I_{\text{РазрАБ}}^{\text{Уст}}$, то принимается решение, что превышен уровень установленного тока разряда. Если ток разряда будет больше предельного тока разряда из аккумуляторных батарей в импульсном режиме $I_{\text{РазрАБ}}^{\text{max}}$ то счет останавливается.

11. На каждом цикле расчета проверяется емкость (степень «заряженности») аккумуляторных батарей. Если емкость аккумуляторной батареи меньше минимального установленного значения, то есть если $C_{\text{АБ}} < C_{\text{АБ}}^{\text{min}}$ расчет останавливается с принятием решения о наличии аварийного режима (емкость аккумуляторной батареи ниже заданной границы).

Данный алгоритм составлен на основе типовой логики работы автоматики системы электропитания. Следует отметить, что, при необходимости, приведенный алгоритм можно расширить или уточнить для конкретного космического аппарата.

ЛИТЕРАТУРА

1. Новости космонавтики №11 от 2016 год.
2. Комплекс управления системой электроснабжения малого космического аппарата / В. В. Наркевич, В. В. Омелянчук, А. С. Романенко и др. // Электронные и электромеханические системы и устройства: сб. науч. тр. – Томск: Изд-во НТЛ, 2011.

ОСОБЕННОСТИ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ КОМПЛЕКСА БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЁТА БЕ-200

Козырева И. С.

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

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Представлен краткий обзор особенностей построения комплекса бортового оборудования самолёта Бе-200. Рассматриваются основные требования, структура, особенности предполетной подготовки, поиска и устранения неисправностей комплекса бортового оборудования АРИА-200.

Ключевые слова: комплекс бортового оборудования, устранение неисправностей конструктивно-функциональных модулей комплекса АРИА-200, предполетная подготовка.

Бе-200 – российский самолёт-амфибия, разработанный ТАНТК им. Г. М. Бериева и производимый на Иркутском авиационном заводе. В 2008 году производство Бе-200ЧС перенесено на ТАНТК им. Г. М. Бериева. По ряду летно-технических характеристик самолет не имеет аналогов в мире. Его внешний вид представлен на рис. 1.



Рисунок 1 – Внешний вид российского самолёта-амфибии Бе-200

Бе-200 является одним из наиболее необычных и многоцелевых самолётов. Данная модель разработана на основе и с использованием идей, заложенных в предшественника – амфибию А-40. Самолёт способен взлетать как с земли, так и с водной поверхности. Основными сферами применения являются охрана водных поверхностей, экологические миссии, тушение пожаров, перевозки пассажиров и грузов. Силовая установка включает в себя два двухконтурных турбореактивных двигателя Д-436ТП [1].

Самолет Бе-200 свободнонесущий высокоплан со стреловидным крылом, Т-образным оперением и убираемым в полете шасси. Основные конструкционные материалы – коррозионностойкие алюминиевые и титановые сплавы, а также легированные стали. Ряд элементов конструкции выполнен из композиционных материалов. Болтовые и заклепочные соединения имеют антикоррозийную защиту. Экипаж – 2 пилота.

Рассмотрим особенности построения комплекса бортового оборудования самолета Бе-200. За годы, прошедшие с момента разработки первых цифровых комплексов пилотажно-навигационного оборудования, существенно повысился мировой научно-технический уровень в авиастроении и изменились требования к бортовому оборудованию [2, 3].

Для обеспечения конкурентоспособности и соответствия новым международным нормативным требованиям все российские самолеты, выпускаемые после 2000 г., должны быть оснащены бортовым электронным оборудованием, удовлетворяющим следующим основным требованиям [4, 6]:

- расширение аппаратной интеграции систем главным образом за счет перехода к крестовым несущим конструкциям и модульному принципу построения интегрированных комплексов;

- переход от индикаторов на электроннолучевых трубках к более совершенным электронным системам отображения информации и сигнализации на полноцветных жидкокристаллических индикаторах;

- увеличение производительности бортовых вычислительных средств в 4–5 раз;

- возможность загрузки программ в вычислительные модули с помощью стандартного загрузчика данных;

- автоматический встроенный контроль с глубиной до сменного модуля;

- наряду со значительным расширением функциональных возможностей, снижение не менее чем вдвое массы и энергопотребления бортового оборудования и увеличение надежности в 2,5–3 раза.

АРИА-200 представляет собой совокупность барометрических, радиотехнических, электромеханических, механических и электронных датчиков информации, вычислительных средств, усилительно-преобразовательных управляющих устройств, многофункциональных индикаторов, пультов управления, функционирующих по общему алгоритму и обеспечивающих решение задач навигации и пилотирования [1].

Комплекс АРИА-200 предназначен для:

- ручного и автоматического самолетовождения на всех этапах полета с выполнением действующих норм продольного, бокового и вертикального эшелонирования при полетах в любых физико-географических условиях, в любое время суток и года;

- ручного самолетовождения в районе водоема над местом пожара;

- ручного и автоматического захода на посадку на аэродромы, оборудованные посадочными средствами по I и II категории ИКАО;

- ручного захода на посадку на необорудованные посадочными средствами водные акватории днем, в условиях визуальной видимости земли и водной поверхности;

- приема и передачи радиотелефонных сообщений на всех этапах полета и на земле в МВ (в пределах радиовидимости) и ДКМВ (не менее 60% дальности полета) диапазонах;

- представления экипажу пилотажно-навигационной информации, режимов работы и состояния исправности систем АРИА-200 и других функциональных систем самолета;

- формирования и выдачи в АВСА аварийных, предупреждающих, информационных речевых сообщений и тональных звуковых сигналов;

- автоматического контроля состояния бортового самолетного оборудования, сбора, обработки, хранения и отображения информации о техническом состоянии и месте отказа бортового оборудования, имеющего ВСК.

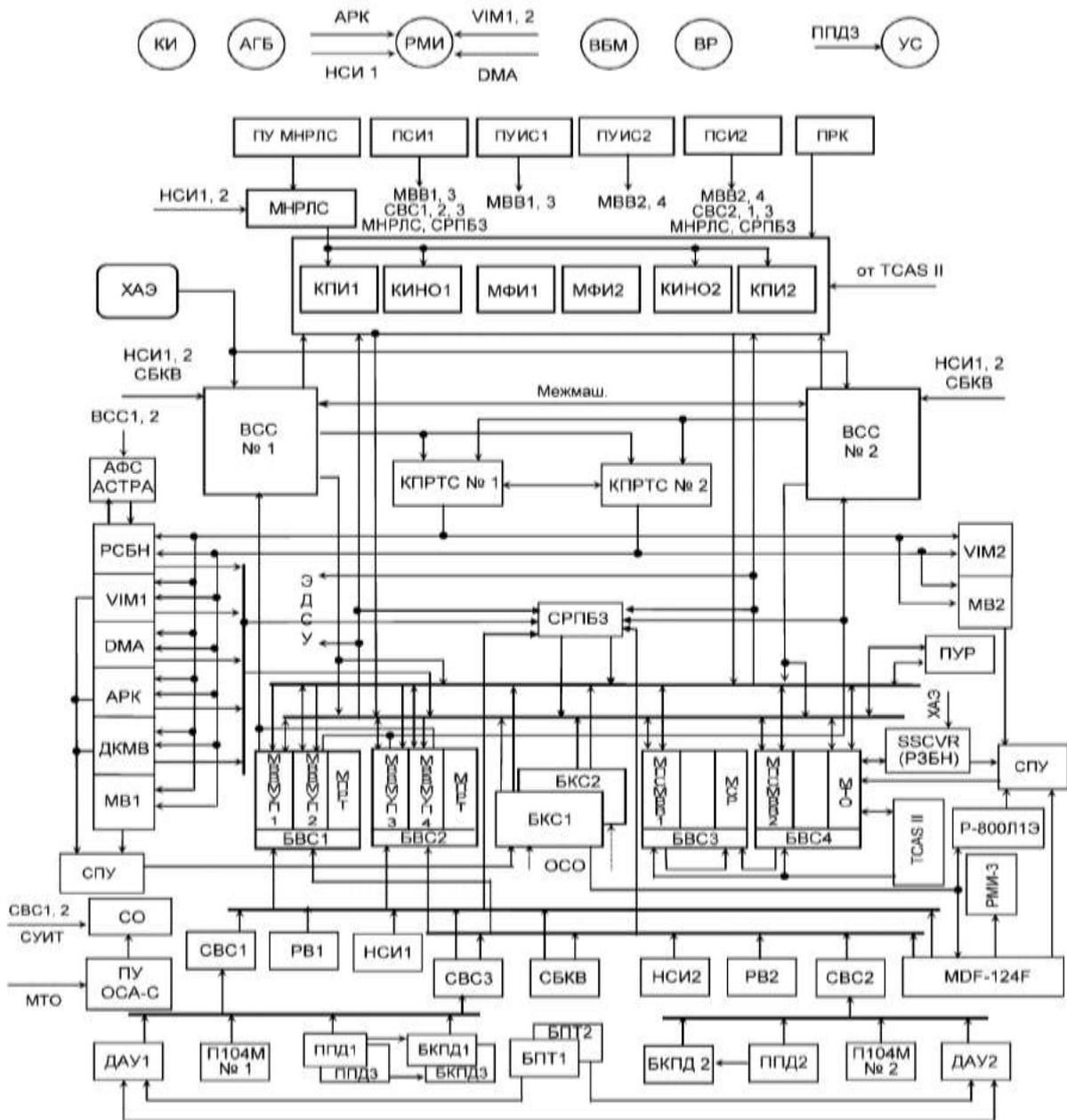


Рисунок 2 – Структурная схема комплекса бортового оборудования АРИА-200

Структурная схема комплекса бортового оборудования АРИА-200 представлена на рис. 2.

Структура АРИА-200 представляет собой эволюционное развитие структуры цифровых комплексов БО первого поколения (КСЦПНО-96-300, КСЦПНО-204, ЦПНК-114) и строится по централизованно-распределенной схеме, предусматривающей двухуровневую организацию БЦВС.

Интегрированные вычислительные системы самолетовождения и спутниковой навигации ВСС-200, объединенные с пультом управления и индикации, обеспечивают решение задач 4 – мерного самолетовождения с оптимизацией режимов полета. Информация от автономных систем и РТС поступает на каждую ВСС-200 от модуля ввода-вывода крейтов вычислительных систем, которые выполняют роль внешних устройств ввода-вывода для систем ВСС и индикаторов КСЭИС. Информация на ВСС-1 поступает от МВВ1,4, а на ВСС-2 от МВВ2,3. Каждая ВСС имеет прямой выход на соответствующие индикаторы КПИ и КИНО через стандартный интерфейс по ARINC-702 в режиме «карта». ВСС-1 связана с индикаторами КППИ-1 и КИНО-1. ВСС-2 связана с индикаторами КПИ-2 и КИНО-2. Каждая ВСС имеет шину межмашинного обмена, обеспечивающую связь с другой ВСС. По этой шине осуществляется обмен данными между обеими ВСС, принимающими информацию от первой и второй групп оборудования, при этом обеспечивается взаимодействие каждой ВСС с каждым из дублированных абонентов [1].

Предполетная подготовка комплекса АРИА-200 включает выполнение следующих работ:

1. Автоматизированный выбор необходимых данных из бортовой базы данных и построение по ним плана полета, расчет и индикация прогнозируемого времени полета по введенному маршруту.

2. Ручной ввод начальных оперативных данных, в том числе и изменений программы полета.

3. Ручной и автоматический ввод значений частот радиосвязных и радионавигационных каналов по плану полета и выдачу их для настройки оборудования.

4. Ручной ввод значений характерных скоростей (V_1 , V_R , V_2).

5. Установка давления для СВС-96 с пультов ПСИ-95М. При взлете с отечественных аэродромов вводится давление аэродрома при положении переключателя QFE, с международных аэродромов в положение переключателя QNH.

6. Выставка текущего времени и даты на ХАЭ-85.

7. Начальная выставка инерциальных систем и курсовертикалей.

В процессе технической эксплуатации комплекса периодически возникают неисправности его систем, подсистем, линий передачи информации, а также других элементов. Особенности поиска

и устранения неисправностей комплекса АРИА-200 являются [3, 5]:

- обнаружение неисправностей комплекса АРИА-200 производится с помощью бортовых средств контроля (ВСК систем МТО) и техническим персоналом;

- отказавшие блоки (модули) заменяются на исправные;

- перечень возможных неисправностей приводится в таблицах;

- при отыскании и устранении неисправностей АРИА-200 используйте режимы контроля систем с помощью собственных ВСК и индикации на экранах МПУИ ВСС-200 в режиме «Данные» в кадре «Состояние систем» и МФИ КСЭИС-200 в кадре «Блоки», информацию, зафиксированную в полете МСРП, а также внешнее проявление отказов;

- при появлении отказа одного блока по результатам наземного контроля или по результатам просмотра экранов МПУИ ВСС-200, МФИ КСЭИС-200 или ленты МСРП необходимо произвести замену этого блока, затем произвести повторную проверку функционирования комплекса.

Рассмотренный выше комплекс является одним из лучших пилотажно-навигационных комплексов своего поколения. На сегодняшний день комплекс бортового оборудования АРИА-200 имеет высокий уровень автоматизации, является современным и перспективным в плане возможностей дальнейшей модернизации, что выдвигает высокие требования к его эксплуатации и техническому обслуживанию.

ЛИТЕРАТУРА

1. Самолет-амфибия Бе-200ЧС. Руководство по технической эксплуатации А 201.0000.000РЭ. Раздел Комплекс бортового радиоэлектронного оборудования АРИА-200М 144.06.00
2. Абрамов Б. М. Создание первого отечественного комплекса стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования (КСЦПНО-96-204 и ЦПНК-114). / Б. М. Абрамов, А. А. Польский. – ФГУП НИИАО. Авиакосмическое приборостроение, 2003. – № 1.
3. Кивокурцев А. Л. Вопросы технической эксплуатации интегрированных комплексов бортового оборудования современных самолетов. / А. Л. Кивокурцев // В сб.: Авиамашиностроение и транспорт Сибири. Сборник статей II Всероссийской научно-

- практической конференции, приуроченной ко Дню космонавтики. 11–13 апреля 2012г.– Иркутск: ИрГТУ, 2012. – С. 61–69.
4. Кучерявый А. А. Бортовые информационные системы: курс лекций. Ульяновск: УВАУ ГА, 2004 – 512 с.
 5. Воробьев В. Г. Техническое обслуживание и ремонт авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов / В. Г. Воробьев, В. Д. Константинов.– М.: МГТУ ГА, Университетская книга, 2007. – 470 с.
 6. Интернет-ресурс: www-foresight.ifmo.ru – обзорная статья «Интегрированные бортовые вычислительные системы: обзор современного состояния и анализ перспектив развития в авиационном приборостроении».

УДК 629.7.05

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМЫ ИНДИКАЦИИ САМОЛЁТА Ту-204СМ

Кибукевич А. А.

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

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Представлен краткий обзор особенностей построения системы индикации самолёта Ту-204СМ. Описано размещение элементов системы индикации в кабине самолета. Подробно рассмотрены: пульт управления индикацией (ПУИ), многофункциональный пульт управления вычислительной системой самолетовождения (МФПУ ВСС), трекболл, прибор пилотажный комбинированный резервный (ППКР). Отмечено, что комплексный индикатор пилотажной обстановки стал многофункциональным, появилось поле навигационно-планового прибора.

Ключевые слова: система индикации, многофункциональные индикаторы, индикаторы вертикальной обстановки, индикаторы горизонтальной обстановки, пульт управления индикацией.

Самолет Ту-204СМ – следующий шаг к электронному самолету. Несмотря на то, что планер и крыло сохранены с Ту-204, авионика, система сигнализации и индикации – модернизированы в соответствии с требованиями и на элементной базе 21 века – это уже новый шаг. Одной из составляющих этого нового шага является двухчленная кабина.

На Ту-204СМ также модифицирована система индикации и сигнализации. Если на наших базовых самолетах установлена система индикации КИСС, и отдельно СЭИ, отвечающая за отображение состояния систем и пилотажных параметров, то сейчас на самолете Ту-204СМ реализована система КСЭИС, которая ответственна и за то, и за другое. Также, для удобства, управления применены так называемые «трэкболлы» – устройства аналогичные компьютерной мышке. Это способствует более удобному управлению системой. Если говорить про индикацию в кабине, то, например, применен электронный индикатор резервных приборов. То есть вместо механических, которые были раньше, теперь установлен электронный [1, 2, 3].

Комплекс стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования самолета Ту-204-100 (КСЦПНО-204) и цифровой пилотажно-навигационный комплекс (ЦПНК-204) самолета Ту-204СМ являются практически полностью цифровыми. В отличие от аналоговых ПНК, здесь датчики, вычислители, индикаторы выполнены на цифровой элементной базе, все связи между системами комплекса также цифровые. Цифровой комплекс рассчитан на работу экипажа в составе двух пилотов без штурмана [1, 2].

Исходя из требований авиационных правил АП-25, экранные системы индикации включают в свой состав минимум 5 и максимум 6 экранных индикаторов: индикатор вертикальной обстановки (ИВО) или командно-пилотажный индикатор (КПИ) – для отображения информации об обстановке в вертикальной плоскости, индикатор горизонтальной обстановки (ИГО) или комплексный индикатор навигационной обстановки (КИНО) – для отображения обстановки в горизонтальной плоскости, индикатор многофункциональный (ИМ 1) – для отображения предупреждающей сигнализации, основных параметров двигателей и некоторых самолетных систем (постоянно), индикатор многофункциональный (ИМ-2) – для отображения наиболее полной

информации о работе двигателей, самолетных систем и предупреждающей и рекомендательной сигнализации (по вызову с пульта управления).

Первые экранные системы индикации, соответствующие рекомендациям ARINC-725 для гражданских самолетов, были разработаны в виде двух самостоятельных систем на базе масочных электронно-лучевых трубок и предназначались для В-757/767, А-300/310 фирм Boeing и Airbus. Несколько позже, аналогичные системы были разработаны в России для ТУ-204-100 и ИЛ-96-300 (КСЦПО96/204). Первое время электронная система индикации выполнялась в строгом соответствии с рекомендациями ARINC-725 и служила только для отображения параметров пилотажно-навигационных комплексов, не учитывая возможность интегрирования с экранной системой индикации силовой установки и самолетных систем. Эффективность применения систем экранной индикации и успехи в развитии элементной базы привели к дальнейшему усовершенствованию ее структуры в части уменьшения количества блоков, входящих в ее состав и улучшения технических характеристик ЭСИ. На самолетах А-320, В-747-400, МД-11 и др. были установлены объединенные системы СЭИ+КИСС. Такая же система вошла в состав интегрированных комплексов бортового оборудования самолетов Ан-148-100, Ту-204СМ [4]. Структурная схема такой системы показана на рис. 1.

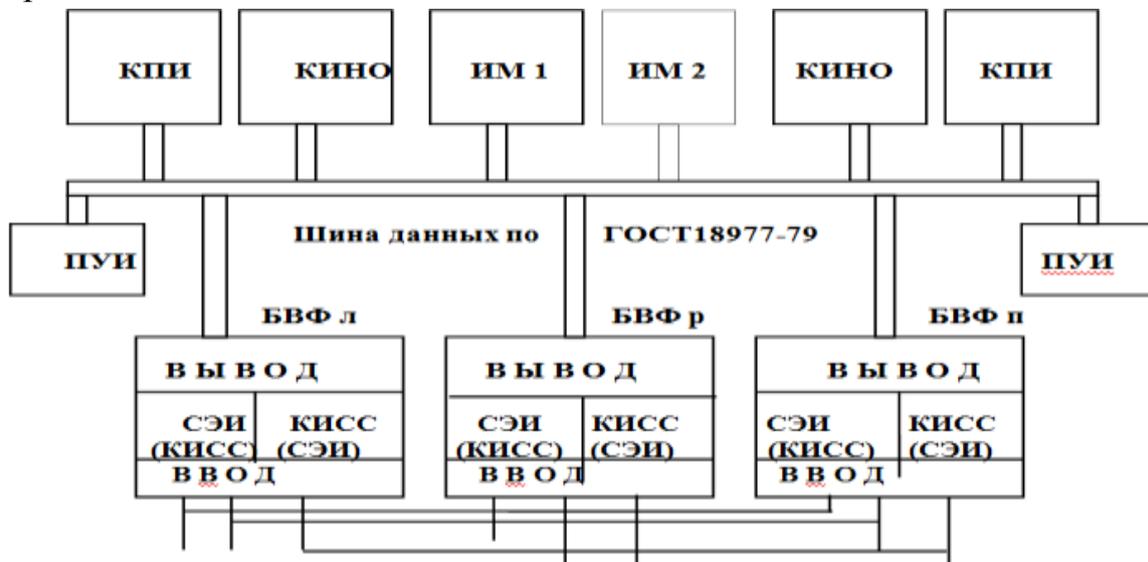


Рисунок 1 – Структурная схема комплексной системы индикации и сигнализации современного самолета

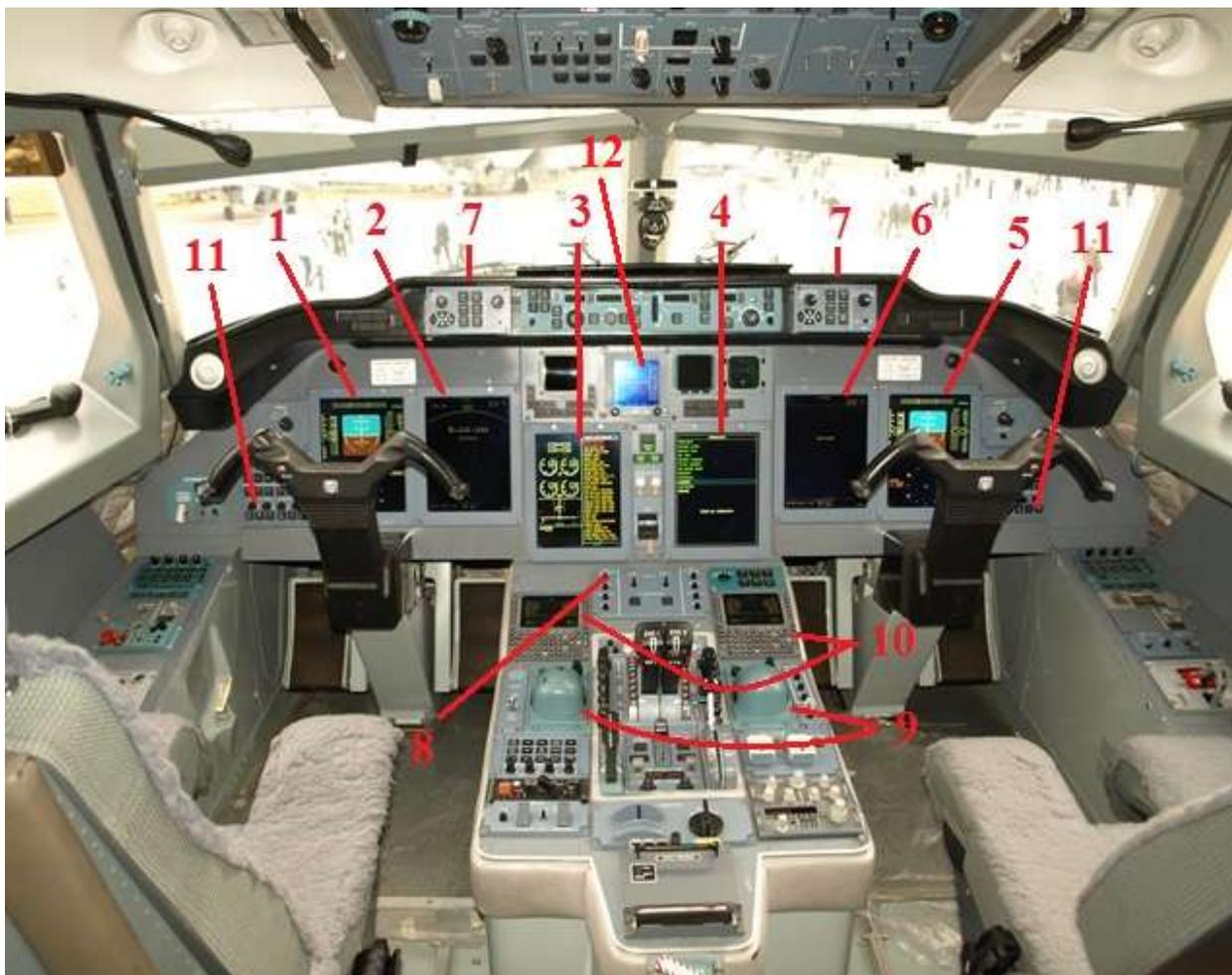


Рисунок 2 – Кабина самолета Ту-204СМ

Система имеет следующий состав:

- индикаторы многофункциональные (ИМ) – 5 или – 6 шт.;
- пульт управления и индикации (ПУИ) – 2 шт.;
- блок вычисления и формирования (БВФ) или блок вычисления и управления (БВУ) – 3 шт.

Подсистема сбора и преобразования аналоговой и дискретной информации (СПАДИ) в составе 2-х или 4-х блоков представлена как отдельная система и в состав КСЭИС не входит. Кабина самолета Ту-204СМ с обновленной системой индикации и сигнализации представлена на рис. 2.

Обозначения на рис. 2: 1,5 – КПИ; 2,6 – КИНО; 3 – ИМ1; 4-ИМ2; 7 – пульт управления индикацией-ПУИ (рис. 3); 8 – панель выключения и реконфигурации экранов индикации КИСС; 9 – трэжболлы (рис. 5); 10 – многофункциональные пульта управления вычислительной системой

самолетовождения – ВСС и бортовая система технического обслуживания – БСТО (рис.4); 11 – дополнительные панели управления КПИ и КИНО; 12 – прибор пилотажный комбинированный резервный – ППКР (рис. 6).

ПУИ предназначен для ручного выбора режима индикации и управления отображением информации на ИМ с рабочего места. С помощью ПУИ система обеспечивает выставку высоты принятия решения (ВПР), давления дна (Pз) на аэродроме взлета и посадки, давления на уровне океана (Po), режима работы КИНО.



Рисунок 3– Пульт управления индикацией



Рисунок 4 – Многофункциональный пульт управления ВСС



Рисунок 5 – Трэкболл

Многофункциональные пульта управления вычислительной системой самолетовождения – ВСС предназначены для управления ВС на различных этапах полета, а также управления бортовой системой технического обслуживания в наземных условиях при выполнении различных форм технического обслуживания.

Трэкболл предназначен для управление курсором в режимных (подрезимных) меню на индикаторах, находящихся в функции КПИ, МФИ, набора численных значений.



Рисунок 6 – Прибор пилотажный комбинированный резервный

Прибор пилотажный комбинированный резервный является электронным индикатором резервных пилотажных приборов, что способствует более удобному, безопасному управлению самолетом, особенно при отказе основной системы индикации.

Система индикации и сигнализации представляет экипажу на многофункциональных индикаторах выводимую информацию в следующем порядке [1, 4, 5]:

- на многофункциональном КПИ – поле пилотажной информации в виде КПИ, поле части навигационной информации в виде навигационно-планового прибора по резервированным системам канала левого и правого летчиков отдельно;

- на КИНО – навигационную информацию, включая метеонавигационную обстановку с возможностью переключения на КИНО пилотажной информации, основной информации от двигателей и самолетных систем, полной информации от двигателей и самолетных систем по вызову и сигнальной информации. Пилотажно-навигационные данные на КИНО представляются от резервированных систем аналогично представлению пилотажной информации;

- на ИМ 1 – постоянную информацию о состоянии двигателей и некоторых самолетных систем, предупреждающую и аварийную сигнальную информацию, а также при переключении постоянной информации на КИНО полную информацию по вызову с ПУИ о состоянии двигателей, самолетных систем и всех формируемых экипажу сигналов и рекомендаций;

- на громкоговорители и в наушники экипажу через систему внутренней связи и коммутации (АВСК), звуковые сигналы различной тональности, например, «ГАИ», «кавалерийская атака», «гонг», «колокол», «зуммер», «звонок» и др.;

- на ИМ-1, ИМ-2 через систему сигнализации обеспечивается обработка и представление экипажу сигналов предупреждения критических режимов и рекомендации по действию экипажу в этих условиях;

Система индикации самолета Ту-204СМ является современной системой, позволяющей обеспечить безопасное пилотирование ВС в любых условиях, часть функций летного экипажа выполняется компьютером, разгружая тем самым экипаж. При комплексном

использовании с бортовой системой технического обслуживания система индикации обеспечивает эффективную эксплуатацию самолета и его бортового оборудования [2, 3, 5].

ЛИТЕРАТУРА

1. Абрамов Б. М. Создание первого отечественного комплекса стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования (КСЦПНО-96-204 и ЦПНК-114). / Б. М. Абрамов, А. А. Польский. – ФГУП НИИАО Авиакосмическое приборостроение, 2003. – № 1.
2. Интернет-ресурсы: <http://www.tupolev.ru> – ПАО Туполев, <http://www.aex.ru/> – Aviation Explorer.
3. Кивокурцев А. Л. Вопросы технической эксплуатации интегрированных комплексов бортового оборудования современных самолетов. / А. Л. Кивокурцев // В сб.: Авиамашиностроение и транспорт Сибири. Сборник статей II Всероссийской научно-практической конференции, приуроченной ко Дню космонавтики. 11–13 апреля 2012. – Иркутск: ИрГТУ, 2012. – С. 61–69.
4. Кучерявый А. А. Бортовые информационные системы. Курс лекций. Ульяновск: УВАУ ГА, 2004 – 512 с.
5. Воробьев В. Г. Техническое обслуживание и ремонт авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов / В. Г. Воробьев, В. Д. Константинов. – М.: МГТУ ГА, Университетская книга, 2007. – 470 с.

ТЕХНОЛОГИЯ РЕГУЛИРОВКИ И ПРОВЕРКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ АВТОПИЛОТА АП-34

Козлов А. А.

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

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Представлен краткий обзор технологии регулировки и проверки работоспособности автопилота АП-34. Рассматривается оборудование рабочего места, внешний вид стенда проверки, пульт управления автопилота в кабине летчика, основные технологические операции проверки, структурная схема АП, контроль качества выполняемых работ.

Ключевые слова: автопилот АП-34, технология регулировки и проверки работоспособности автопилота, контроль качества работ.

Автопилот АП-34 предназначен для автоматического пилотирования вертолетов Ми-8, Ми-171 в различных модификациях. Основной задачей автопилота АП-34 является стабилизация каналов при заданных значениях. Внешний вид пульта управления автопилота АП-34 представлен на рис. 1 [1].



Рисунок 1 – Пульт управления АП-34

Автопилот имеет четыре канала стабилизации:

- тангажа;
- крена;
- направления;
- высоты.

Система взаимодействует с курсовыми системами КС и ГМК-1А, с гировертикалью АГБ-3К или АГД (сигналы пропорциональны изменению углов направления, крена, тангажа) с комбинированными рулевыми приводами.

Автопилот предназначен для разгрузки летчика от управления угловыми движениями вертолета, обеспечивая стабилизацию заданных угловых положений. При этом за летчиком остаются функции контроля.

Стенд проверки автопилота составляет: пульт управления, агрегат управления, ДУСы (направления, крена, тангажа), блок усилителей, индикатор нулевой точки, корректор высоты. Внешний вид стенда представлен на рис. 2.

Напряжение стенда: по постоянному току- $27 \pm 0,5$ В, не более 3 А, по переменному 3-фазному току- $36 \pm 0,5$ В 400 Гц более 3 А. По 220 В 50 Гц 3А. Средства измерения: пульт управления, малогабаритная поворотная установка МПУ-1, комбинированная поворотная установка КПУ-3, секундомер, УС-450 (указатель скорости).



Рисунок 2 – Внешний вид стенда проверки

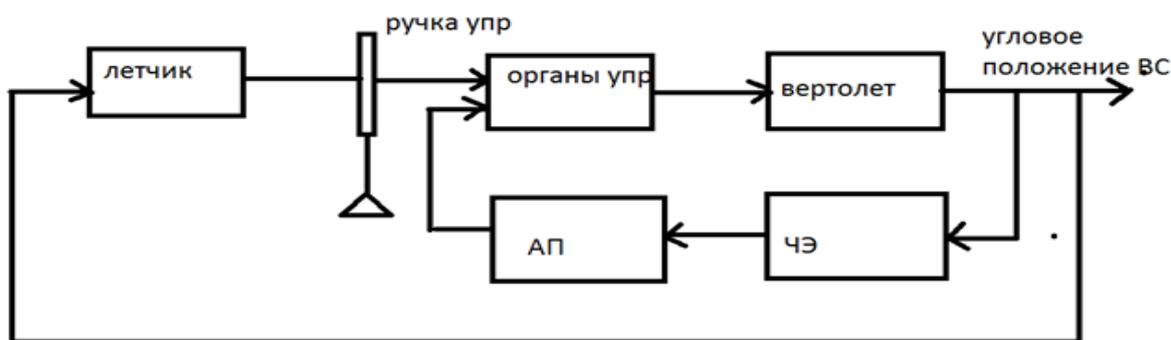


Рисунок 3 – Структурная схема автопилота АП-34

Начало проверки начинается с осмотра внешнего вида пульта управления и работоспособности кнопок пульта. Снимаются значения потребляемых токов, и проверяется полярность выходных сигналов. Проверка работы индикатора нуля, скорости согласования, работа автопилота при разворотах, и нечувствительность АП по углу и высоте. Проверка стабилизации угловых координат производится по трем осям: тангаж, крен, направление. Стабилизация барометрической высоты в прямолинейном горизонтальном полете и на режиме висения. Стабилизация заданной воздушной скорости полета [2].

Для получения информации об изменении угловых положений вертолета служат чувствительные элементы (ЧЭ), в качестве которых используются дистанционные датчики угловых скоростей вращения вертолета вокруг трех пространственных осей.

Сигналы с чувствительных элементов передаются в автопилот, где преобразуются, усиливаются и воздействуют на органы управления.

Органами управления одновременно могут управлять, как и автопилот, так и сам летчик. Структурная схема автопилота представлена на рис. 3 [3].

Все автопилоты АП-34 проходят контрольные испытания на качество и работоспособность, перед тем как устанавливаются на борта летательных аппаратов, в частности Ми-8 и его модификаций Ми-171. Система автопилота является одной из наиболее важных систем САУ и ПНК.

ЛИТЕРАТУРА

1. Батыгин А. Г., Завьялов С. Н. Технологический процесс Автопилота АП-34. – М., 1991. – С.85-90.
2. Яковлев А. А., Жидоветский М. В., Любимов Г.К. Устройство и работа автопилота АП-34Б2. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. – М.: Машиностроение. 1985. – 50 с.
3. Страдзе В. В. Автопилот Ми-8. У-У.: 1989.

УДК 629. 7. 05

ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВС

Фирсунина Т. А.

Коновалов В. В.

(научный преподаватель)

*Курсановский авиационный технический колледж – филиал МГТУ ГА
(г. Курсанов)*

В статье рассмотрены основные понятия этапов развития пилотажно-навигационных систем и комплексов России. Основные составы пилотажно-навигационных систем и комплексов в каждом из семи этапов развития. Преимущества и недостатки каждого этапа развития пилотажно-навигационных систем и комплексов. Имена ученых, которые внесли большой вклад в развитие этих систем, а так же изменения в конструкцию летательных аппаратов.

Ключевые слова: этапы развития, пилотажно-навигационный, системы, комплексы.

Пилотажно-навигационное оборудование авиационной техники и других летательных аппаратов – одно из важных достижений человеческой цивилизации в XX веке. Пилотажно-навигационное оборудование обеспечивает определение положения и параметров движения самолета в пространстве, определение местоположения самолета, измерение и индикацию параметров полета, а также его стабилизацию и автоматическое управление полетом.

В состав пилотажно-навигационного оборудования входят средства определения воздушных параметров, вертикали (углов крена и тангажа), курса, средства ограничения предельных режимов полета, определения координат места самолета, средства автоматического управления. Для удовлетворения требований безопасности полета на летательных аппаратах (ЛА) устанавливаются пилотажные и навигационные приборы и средства автоматического и полуавтоматического управления.

Могут быть рассмотрены семь этапов развития пилотажно-навигационного оборудования.

ПЕРВЫЙ ЭТАП

До 1918 года – оборудование представляло собой набор простейших авиационных приборов и вспомогательных средств для вычисления поправок к показаниям приборов. Это оборудование было пневматическим или механическим. Полеты тогда выполнялись преимущественно днем и в простых метеоусловиях. Ночные полеты выполнялись только в простых метеоусловиях и были опытными или вынужденными.

В 1883 году А. Ф. Можайский установил на своем самолете первый в мире прицельно-навигационный комплекс. В комплекс входили: барометрический высотомер, указатель скорости, креномеры, термометры, магнитный компас (он был специально разработан академиком П. А. Де-Колонгом), навигационный планшет, специальная навигационная счетная линейка и оптический прицел для бомбометания.

В 1916 году А. А. Фридман организовал Центральную аэронавигационную станцию, которая предназначалась как для разработки авиационных приборов, их проектирования и производства, так и для ремонта и снабжения русской авиации авиационными приборами, бомбардировочными и стрелковыми авиационными прицелами. Тогда же А. А. Фридман выступил инициатором создания в России специального авиаприборостроительного завода. 20 апреля 1917 года была создана и приступила к работе московская временная хозяйственно-строительная комиссия Управления военно-воздушного флота для постройки завода измерительных авиационных инструментов. С этого события в России берет начало промышленное авиаприборостроение.

Одним из наиболее современных, для своего времени, был пилотажно-навигационный комплекс первого в мире четырехмоторного

бомбардировщика «Илья Муромец» конструкции И. И. Сикорского. В комплекс входили: барометрический высотомер, часы, тахометры двигателей, указатель скорости и магнитный компас. На этом самолете впервые была практически применена компасная навигация на основе курсо-воздушного метода счисления пути. Специально для обеспечения навигации этого летательного аппарата А. Н. Журавченко разработал первый в мире «ветрочет» – механический инструмент для расчета элементов навигационного треугольника скоростей. В состав экипажа самолетов «Илья Муромец» был введен специальный офицер. Так формировалась концепция штурманского обеспечения полетов.

ВТОРОЙ ЭТАП

В 1918–1945 гг. пилотажно-навигационное оборудование эксплуатировалось на самолетах в период медленного развития летно-технических характеристик самолетов в 1918-1929 годах и в годы бурного роста летно-технических характеристик самолетов.

В 1933 году началось серийное производство пневматического авиагоризонта АГ-1, с 1928 года – серийное производство указателей поворота на основе двухстепенного пневматического гироскопа, а с 1935 года – гирополукомпаса типа ГПК, построенного на основе свободного пневматического гироскопа.

Первые электрические гироскопы были разработаны в начале 1930-х годов после создания Б. А. Талалаем первого гиromотора с синхронным электрическим двигателем переменного тока. В 1935 году в ленинградском Особом конструкторском бюро В. А. Павлов и А. З. Туниманов разработали и запатентовали первый в СССР малогабаритный электрический гироскоп. В 1938 году Ф. И. Варнаков создал первый в СССР электрический указатель поворота на основе двухстепенного гироскопа, а Д. А. Браславский и М. Г. Элькинд на основе свободного пневматического гироскопа разработали опытный фигурный авиагоризонт, позволявший выполнять фигуры высшего пилотажа.

В 1933 году было начато серийное производство автопилотов АВП-1, способных стабилизировать скорость полета, углы курса, крена и позволявших в автоматическом режиме осуществлять набор высоты, прямолинейный полет и вираж в горизонтальной плоскости.

В 1936–1938 гг. М. Г. Элькинд, Д. А. Браславский и М. М. Качкачян разработали первые в мире комплексные приборы – гироманнитные компасы типа ГМК-1 и ГМК-2. Позднее эти идеи стали основой для многих дистанционных гироманнитных компасов.

Таким образом, во втором этапе появились сравнительно надежные и точные средства автоматического управления полетом, а также средства автоматического определения координат – курсовоздушные системы счисления пути (автоштурманы), механические и пневматические. В составе пилотажно-навигационного оборудования стали применяться вычислительные и вспомогательные электромеханические устройства. Для задач навигации и самолетовождения начали использовать первые радионавигационные системы. Совершенствование автопилотов и гироскопических приборов обеспечило возможность выполнения полетов в облаках и ночью. Советские ученые и инженеры внесли значительный вклад в историю создания пилотажно-навигационного оборудования.

ТРЕТИЙ ЭТАП

В 1946–1955 гг. – разработки оборудования первых серийных реактивных самолетов. Это пилотажно-навигационное оборудование базировалось на электромеханических аналоговых вычислительных устройствах обработки информации. В комплексах бортового оборудования впервые были установлены информационные связи между пилотажно-навигационным оборудованием и радиотехническими навигационными средствами. Благодаря созданию первых радиомаячных систем посадки, расширился диапазон метеорологических условий, при которых обеспечивается безопасное завершение полетов при пилотировании самолета летчиком.

В сороковых годах был разработан электрический авиагоризонт АГБ-1, в 1947 году Б. И. Волковым – автономный авиагоризонт типа АГК-47Б. В середине пятидесятых конструкторы Н. К. Матвеев, В. П. Сельдиков разработали комбинированные указатели скорости с расширенными диапазонами измерения КУС-730/1100, КУС-1200, КУС-2500. Известный гирополукомпас ГПК-52 разработали конструкторы Е. Ф. Антипов, Е. В. Ольман, Д. С. Пельпор, А. С. Шицман. Большими

сериями выпускались созданные в этот период электрический указатель поворота ЭУП-53 и выключатель коррекции ВК-53.

В ОКБ «Электроавтоматика» под руководством П. А. Ефимова был разработан навигационный индикатор типа НИ-50, который обеспечивал непрерывное автоматическое счисление и отображение координат в прямоугольной системе. В самолетах дальней навигации были установлены комплексы пилотажно-навигационного оборудования, с помощью которых осуществлялась навигация в многочасовых перелетах с использованием весьма совершенных дистанционных астрокомпасов и астроориентаторов. Для реализации обзорно-сравнительного метода навигации экипажи начали применять не только оптические визиры и прицелы, но и радиолокационные средства.

В 1946–1948 гг. разработан первый в СССР серийный электрический автопилот АП-5 (ведущий конструктор О. В. Успенский) для самолета Ту-4. Так же под руководством В. П. Власова и В. С. Денисьева был разработан первый в стране унифицированный ряд автопилотов АП-28 (ЭАП-47И) для легких, средних пассажирских и военно-транспортных самолетов (Ан-8, Ан-10, Ан-12, Ан-24 и др.), а также истребителей.

На данном этапе за счет развития теории авиационных приборов, совершенствования чувствительных элементов и вычислительных устройств, произошёл значительный скачок авиаприборостроения пилотажно-навигационного оборудования в точности измерений. Некоторые разработанные в этот период приборы и устройства продолжали эксплуатироваться на летательных аппаратах и в конце XX века.

ЧЕТВЕРТЫЙ ЭТАП

В 1955–1965 гг. пилотажно-навигационное оборудование имело элементную базу и аналоговые вычислительные устройства на основе электронных вакуумных приборов при совершенствовании электромеханических устройств, методов анализа и синтеза систем.

На самолётах был обеспечен режим автоматического самолетовождения, а также штатный автоматический режим захода на посадку до установленной высоты принятия решения с использованием радиомаячных систем посадки. На самолетах появились средства

частичной автоматизации пилотирования, улучшающие качество переходных процессов. С созданием в середине пятидесятых годов первого серийного доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса (ДИСС) для автономного счисления координат места летательного аппарата широко стали использоваться курсо-воздушно-доплеровские автоматические навигационные устройства.

В этот период были созданы первые отечественные автопилоты АП-31, АП-34Б, АП-44 для вертолетов.

На вооружение самолетов дальней авиации были приняты первые крылатые ракеты, оснащенные автопилотами, работающими совместно с системами навигации и наведения. Большой вклад в создание систем управления крылатыми ракетами внес коллектив ЦНИИ «Гранит», Санкт-Петербург.

ПЯТЫЙ ЭТАП

В 1965–1975 гг. пилотажно-навигационное оборудование характеризуется усовершенствованием аналоговых электронных и электромеханических вычислительных устройств за счет использования полупроводниковых приборов, а также созданием первых электронных бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ).

На основе перехода от использования отдельных датчиков параметров к измерительно-вычислительным системам и комплексам совершенствовались средства измерения пилотажно-навигационных параметров, а в качестве штатных автономных навигационных измерительных систем начали использоваться платформенные инерциальные навигационные системы (ИНС) и инерциальные курсовертикали (ИКВ).

Навигационные комплексы обеспечивали курсо-воздушно-доплеровское счисление пути на основе аналоговых вычислительных машин, в которые были введены данные текущего и следующего этапов маршрута. В системах предусматривалась автоматическая коррекция счисленных координат по данным радиотехнических систем ближней навигации.

В этот период впервые в мире начинает применяться комплексный подход к организации бортового оборудования. Это потребовало стандартизации межсистемных электрических аналоговых и цифровых связей, а также внедрения Норм летной годности самолетов и их бортового

оборудования. Также были разработаны первые в СССР командно-пилотажные (КПП) и навигационно-плановые (НПП) приборы и система директорного управления «Привод». В рамках работ по теме «Полет-О» были разработаны первые в стране системы автоматического управления заходом на посадку по категории I ICAO (САУ-ЗП для самолетов Ан-10, Ан-12 и БСУ-3 для самолетов Ил-18 и Ту-134).

В начале семидесятых была успешно решена задача низковысотного полета (блок траекторного управления и система автоматического управления). В конце семидесятых был создан первый цифровой вычислитель траекторного управления (ЦВТУ), который по сей день производится серийно и используется в составе ряда САУ. В этот же период была разработана первая в СССР система автоматического управления самолетом вертикального взлета и посадки САУ-36 палубного самолета Як-38.

Средства управления полетом, созданные в этот период, обеспечивали автоматическое самолетовождение по запрограммированным маршрутам, автоматический и директорный заход на посадку, автоматическое управление при уходе на второй круг и некоторые другие новые функции. Для повышения надежности в средствах управления полетом было введено резервирование. В состав средств обеспечения безопасности полетов впервые были включены не только автоматы-сигнализаторы предельных углов атаки и перегрузки (АУАСП), системы активного ограничения углов атаки и перегрузок, сигнализаторы предельных значений углов крена и тангажа (БКК), но и комплексные системы сигнализации опасного сближения с землей (ССОС).

ШЕСТОЙ ЭТАП

В 1975–1985 гг. пилотажно-навигационное оборудование характеризуется более широким применением электронных аналоговых и цифровых вычислительных устройств, комплексной организацией пилотажно-навигационного оборудования (информационные комплексы высотно-скоростных параметров, информационные комплексы вертикали и курса или базовые системы формирования курса и другое), расширением числа реализуемых пилотажно-навигационным комплексом функций, а также расширением номенклатуры источников пилотажной и навигационной информации.

На самолетах гражданской авиации появились навигационные комплексы на основе бортовых цифровых вычислительных машин, в которых в течение полета хранится значительный объем информации, необходимой для безопасного автоматического самолетовождения по всему маршруту, а также обеспечивались программирование и автоматическое самолетовождение в зоне круга и в зоне ожидания, а также другие функции.

В 1970–1980 гг. была разработана четырежды резервированная система автоматического управления полетом САУ-3 для тяжелых пассажирских и транспортных самолетов Ил-86, Ан-124 «Руслан», Ан-225 «Мрия», обладающая высокими техническими характеристиками. В восьмидесятые создана первая в СССР система автоматического управления посадкой по категории III ICAO для самолета Ил-62 – САУ-1Т-3-62. Еще до внедрения в эксплуатацию она обеспечила более 1000 успешных посадок.

На этом этапе развития пилотажно-навигационного оборудования существенно возросла точность определения координат места самолетов, расширился диапазон метеорологических условий, при которых обеспечиваются безопасные полеты.

СЕДЬМОЙ ЭТАП

В 1985–1995 гг. пилотажно-навигационное оборудование базируется на широком использовании цифровых вычислительных машин и созданных на их базе многомашинных вычислительных систем. Значительным достижением стало создание пилотажно-навигационного оборудования для транспортного самолета Ан-124 и сверхзвукового стратегического бомбардировщика Ту-160.

В этот период в основу авионики была положена структурная организация пилотажно-навигационного оборудования на базе вычислительных систем: вычислительной системы самолетовождения (ВСС), вычислительной системы управления полетом (ВСУП), автоматизированной системы повышения устойчивости и управляемости (автоматизированной системы штурвального управления) и других.

В качестве средств отображения пилотажно-навигационной информации используются системы единой индикации на основе цветных электронных лучевых трубок. Для оборудования гражданских и военных

самолетов и вертолетов были созданы цветные системы электронной индикации. Это и другое цифровое оборудование вошло в состав комплексов стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования (КСЦПНО) гражданских самолетов Ту-204, Ил-96, Ил-114. Механические и электромеханические авиационные пилотажно-навигационные приборы приобрели значение резервных приборов. Большим достижением стало создание бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) на основе лазерных гироскопов.

К новым источникам навигационной информации для навигационных комплексов относится бортовая аппаратура микроволновых систем посадки и приемники спутниковых систем навигации, обеспечивающих при заданном уровне безопасности автоматическое управление при взлете и посадке. Средства обеспечения безопасности полетов были дополнены системами предупреждения о попадании в сдвиг ветра.

Не менее важный вклад в создание средств управления летательных аппаратов внесли специалисты МНПК «Авионика». Были разработаны комплексные системы управления КСУ-915, КСУ-931, КСУ-515-57, КОТ-515-61, КСУ-61, КСУ-821 для самолетов-истребителей МиГ-29М, МиГ-29К, МиГ-31М, учебно-боевого самолета МиГ-АТ, а также комплексные системы автоматического управления перспективными самолетами различных классов и назначений КСУ-42М, КСУ-80, КСУ-54, КСУ-1-42, КСУ-130.

В настоящее время разрабатывается и выпускается пилотажно-навигационное оборудование, в котором реализуется концепция интегрированных комплексов бортового оборудования, построенных на универсальных вычислительных системах с организацией обработки пилотажно-навигационной информации на нескольких последовательных уровнях.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кузнецов С. В. Пилотажно–навигационный комплекс самолета ИЛ-86. Часть 1. Москва.– 2009
2. Михайлов О. И., Сухих Н. Н., Федоров С. М. Авиаприборы и пилотажно-навигационные комплексы: Учебное пособие для вузов гражданской авиации / ОЛАГА.Л., 1990.

РАЗРАБОТКА АВТОНОМНОЙ СИСТЕМЫ СЧИСЛЕНИЯ КООРДИНАТ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Труфанов С. В.

trufanov_sergey_1988@mail.ru

Попов В. М.

(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Данная работа посвящена разработке автономной системы счисления координат беспилотного летательного аппарата. Описан алгоритм бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), а также состав и принцип действия БИНС. В заключении перечислены достоинства БИНС.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система, акселерометр, датчик угловой скорости, ускорение Кориолиса.

ВВЕДЕНИЕ

Одно из важнейших мест в устройстве беспилотного летательного аппарата (БПЛА) занимает система навигации. Различают общую и частную задачи навигации.

Общей задачей навигации является обеспечение перемещения БПЛА в заданную точку по заданной траектории за определенное время и с необходимой точностью.

Частной задачей навигации является вычисление текущих координат местоположения БПЛА.

1 АЛГОРИТМ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Алгоритм навигации служит для определения положения центра масс подвижного объекта относительно земной системы координат. Для решения задачи навигации используются данные об ускорении объекта, измеренные акселерометрами в связанной системе координат. Основная идея инерциальной навигации – это двукратное интегрирование измеренных ускорений.

Одним из способов построения БИНС является размещение инерциальных датчиков акселерометров и датчиков угловых скоростей (ДУС) непосредственно на платформе, а функции гиросtabilизированной платформы, привязанной к земной системе координат, выполняет бортовой вычислитель.

Рассмотрим движение подвижного объекта БПЛА на высоте h со скоростью V . Алгоритм БИНС основан на кинематических уравнениях подвижного объекта в земной системе координат [1]:

$$\begin{aligned}\omega_{Xg} &= \Omega \cos \varphi + V_{Zg} / R ; \\ \omega_{Yg} &= \Omega \sin \varphi + \tan \varphi \cdot V_{Zg} / R ; \\ \omega_{Zg} &= -V_{Xg} / R ,\end{aligned}\tag{1}$$

где V_{Zg} , V_{Xg} – составляющие линейной скорости объекта, соответственно, вдоль оси Zg и Xg географической системы координат; Ω – угловая скорость вращения Земли; φ – широта местоположения объекта; R – средний радиус земного эллипсоида.

На основе (1) угловая скорость движения объекта относительно Земли определяется следующими соотношениями:

$$\begin{aligned}\dot{\varphi} &= V_{Zg} / R ; \\ \dot{\lambda} &= V_{Zg} / (R \cos \varphi) ; \\ \dot{h} &= V_{Yg} .\end{aligned}\tag{2}$$

Для получения координат объекта φ , λ , h в географической системе необходимо иметь информацию о линейных скоростях объекта V_{Xg} , V_{Zg} , V_{Yg} . Эту информацию получают путем интегрирования соответствующих ускорений. В БИНС датчики ускорений – акселерометры устанавливают по осям связанной системы координат, они измеряют кажущееся ускорение. Следует отметить, что абсолютное ускорение имеют следующие составляющие:

$$\vec{a} = \vec{a}^p + \vec{a}^k + \vec{a}^0\tag{3}$$

где $\vec{a}^p, \vec{a}^k, \vec{a}^0$ – составляющие переносного, кориолисова, относительного ускорений.

Кориолисово ускорение возникает при взаимодействии переносной угловой скорости вращения Земли и линейной скорости объекта. Проекции кориолисова ускорения на оси OX_g, Y_g, Z_g имеют вид:

$$\begin{aligned} a_{X_g}^k &= 2\Omega V_{Z_g} \sin \varphi; \\ a_{Y_g}^k &= -2\Omega V_{Z_g} \cos \varphi; \\ a_{Z_g}^k &= 2(\Omega V_{Y_g} \cos \varphi - 2\Omega V_{X_g} \sin \varphi). \end{aligned} \quad (4)$$

Относительное ускорение возникает при движении объекта вокруг Земли и при изменении линейной скорости, его составляющие на оси OX_g, Y_g, Z_g имеют вид

$$\begin{aligned} a_{X_g}^0 &= \dot{V}_{X_g} + V_{Z_g}^2 / R \cdot \tan \varphi + V_{X_g} V_{Y_g} / R; \\ a_{Y_g}^0 &= V_{Y_g} V_{Z_g}^2 / R - V_{X_g}^2 / R; \\ a_{Z_g}^0 &= \dot{V}_{Z_g} + V_{Z_g} V_{Y_g} / R + V_{X_g} V_{Z_g} \cdot \tan \varphi. \end{aligned} \quad (5)$$

Переносное ускорение вызвано угловой скоростью вращения Земли, и его составляющие в пересчете в земную систему координат определяются соотношениями:

$$\begin{aligned} a_{X_g}^P &= \Omega^2 R \sin \varphi \cos \varphi; \\ a_{Y_g}^P &= -\Omega^2 R \cos \varphi; \\ a_{Z_g}^P &= 0. \end{aligned} \quad (6)$$

При сложении вектора переносного ускорения с вектором g гравитационного поля Земли получим вектор ускорения силы тяжести $(0, g, 0)$.

Акселерометры, жестко установленные в связанной системе координат, измеряют проекции кажущегося ускорения, в которых учитываются все три составляющие: кориолисово, относительное и ускорение силы тяжести. Путем пересчета кажущегося ускорения в географическую систему координат получают составляющие $n_{X_g}, n_{Y_g}, n_{Z_g}$:

$$\begin{aligned} n_{X_g} &= \dot{V}_{X_g} + V_{Z_g}^2 / R \cdot \tan \varphi + V_{X_g} V_{Y_g} / R + 2\Omega V_{Z_g} \sin \varphi; \\ n_{Y_g} &= \dot{V}_{Y_g} + V_{Z_g}^2 / R - V_{X_g}^2 / R - 2\Omega V_{Z_g} \cos \varphi + g; \\ n_{Z_g} &= \dot{V}_{Z_g} + V_{Z_g} V_{Y_g} / R + V_{X_g} V_{Z_g} / R \cdot \tan \varphi + 2(V_{Y_g} \Omega \cos \varphi - \Omega V_{X_g} \sin \varphi), \end{aligned} \quad (7)$$

где $\dot{V}_{Zg}, \dot{V}_{Yg}, \dot{V}_{Xg}$ – составляющие ускорения объекта, соответственно, по осям Zg, Yg, Xg географической системы координат.

Для использования в навигационном алгоритме БИНС показаний акселерометров из них необходимо извлечь $\dot{V}_{Zg}, \dot{V}_{Yg}, \dot{V}_{Xg}$ – составляющие ускорения объекта, соответственно, по осям Zg, Yg, Xg географической системы координат путем удаления из них вредных составляющих: ускорения Кориолиса, относительного ускорения и ускорения силы тяжести:

$$\begin{aligned}\dot{V}_{Xg} &= n_{Xg} - \Delta n_{Xg}; \\ \dot{V}_{Yg} &= n_{Yg} - \Delta n_{Yg}; \\ \dot{V}_{Zg} &= n_{Zg} - \Delta n_{Zg}.\end{aligned}\tag{8}$$

где $\Delta n_{Zg}, \Delta n_{Yg}, \Delta n_{Xg}$ – вредные составляющие: ускорения Кориолиса, относительного ускорения и ускорения силы тяжести соответственно по осям Zg, Yg, Xg географической системы координат:

$$\begin{aligned}\Delta n_{Xg} &= V_{Zg}^2 / R \cdot \tan \varphi + V_{Xg} V_{Yg} / R + 2\Omega V_{Zg} \sin \varphi; \\ \Delta n_{Yg} &= V_{Zg}^2 / R - V_{Xg}^2 / R - 2\Omega V_{Zg} \cos \varphi + g;\end{aligned}\tag{9}$$

$$\Delta n_{Zg} = V_{Zg} V_{Yg} / R + V_{Xg} V_{Zg} / R \cdot \tan \varphi + 2(V_{Yg} \Omega \cos \varphi - \Omega V_{Xg} \sin \varphi).$$

Навигационный алгоритм ИНС при интегрировании соотношений (8) вычисляет составляющие линейных скоростей:

$$\begin{aligned}V_{Xg} &= V_{Xg}(t_0) + \int_{t_0}^t (n_{Xg} - \Delta n_{Xg}) dt; \\ V_{Yg} &= V_{Yg}(t_0) + \int_{t_0}^t (n_{Yg} - \Delta n_{Yg}) dt; \\ V_{Zg} &= V_{Zg}(t_0) + \int_{t_0}^t (n_{Zg} - \Delta n_{Zg}) dt,\end{aligned}\tag{10}$$

где $V_{Zg}(t_0), V_{Yg}(t_0), V_{Xg}(t_0)$ – составляющие вектора скорости в начальный момент времени t_0 .

Угловые координаты объекта и высота определяются при вторичном интегрировании (2) с учетом начальных значений координат и высоты:

$$\varphi = \varphi_0 + \int_{t_0}^t \frac{V_{Xg}}{R} dt;$$

$$\lambda = \lambda_0 + \int_{t_0}^t \frac{V_{Zg}}{R \cos \varphi} dt; \quad (11)$$

$$h = h_0 + \int_{t_0}^t V_{Yg} dt,$$

где φ_0 , λ_0 , h_0 – составляющие координат объекта в начальный момент времени t_0 .

2 СОСТАВ И ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ БИНС

В состав БИНС (рис. 1) входят: блок гироскопических датчиков и блок датчиков ускорений, жестко связанных с корпусом ЛА, а также вычислитель, в котором реализованы алгоритмы счисления координат и определения углового положения объекта [2]. Путем обработки сигналов гироскопов вычисляется угловое положение ЛА в инерциальном пространстве. Если известна ориентация опорного навигационного трехгранника $\xi\eta\zeta$ относительно Земли, а также относительно инерциального пространства, то может быть вычислена ориентация ЛА относительно опорного трехгранника, в том числе, в виде трех пилотажных углов. Эта информация является выходной, а также используется для преобразования сигналов акселерометров к осям трехгранника $\xi\eta\zeta$. Далее интегрируются дифференциальные уравнения для акселерометров (точнее, для соответствующих проекций их выходных сигналов на горизонтальные оси) и определяется горизонтальные составляющие вектора скорости. В зависимости от используемых уравнений может быть вычислена как абсолютная, так и земная скорость (относительно вращающейся Земли). На основе полученных данных производится счисление координат ЛА и определение ориентации опорного навигационного трехгранника. Положение опорного навигационного трехгранника $\xi\eta\zeta$ относительно ЛА определяется в вычислителе. Поэтому иногда говорят о так называемой «аналитической платформе», оси которой отождествляют с осями этого трехгранника.

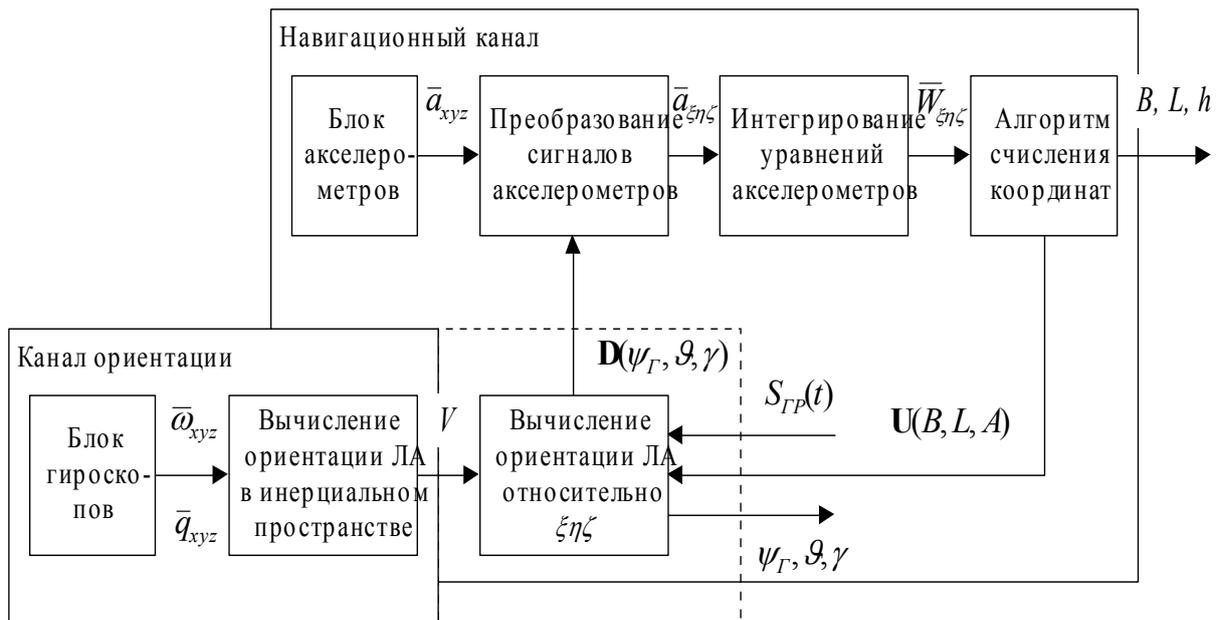


Рисунок 1 – Структурная схема БИНС

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Достоинства БИНС заключаются в следующем:

1. Измерение полного набора навигационных параметров – ускорения, скорости, координат, углов положения объекта (курс, крен, тангаж), угловых скоростей объекта и ряда других вспомогательных.

2. Полная автономность, т. е. возможность работать независимо ни от видимости ориентиров, маяков, светил, ни от положения или движения объекта; помехозащищенность (невозможно создать помехи, мешающие работе ИНС).

3. Высокая скорость определения и выдачи данных (100 Гц и более)

4. Невозмущаемость относительными ускорениями, т. е. отсутствие колебаний гиросtabilизированной платформы или ее аналитического аналога (в БИНС) при действии относительных (относительно Земли) ускорений. Как следствие, отсутствуют погрешности в выходных данных по всем навигационным параметрам. При этом собственная частота колебаний погрешностей, вызванных различными возмущающими факторами, в основном, соответствует частоте колебаний маятника Шулера.

ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьев В. Г., Глухов В. В., Кадышев И. К. Авиационные приборы, информационно измерительные системы и комплексы: учеб для вузов / Под ред. В. Г. Воробьева – М. Транспорт, 1992. – 399 с.
2. Матвеев В. В., Распопов В. Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем / под ред. В. Я. Распопова. – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2009. – 280 с.

УДК 629.735.017

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ И АЛГОРИТМА УЧЕТА ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА ТЕХНИКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ ПРИ ОЦЕНКЕ НАТРЕНИРОВАННОСТИ ЛЕТНОГО СОСТАВА

Кузаков О. П.
kuzakovjg@bk.ru

Устинов В. В.
(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В работе описываются методики и алгоритмы расчета, необходимые для учета показателей качества техники пилотирования при оценке натренированности летного состава.

Ключевые слова: натренированность, техника пилотирования, программы летной подготовки, профессиональная подготовка летчика.

В настоящее время летная подготовка в военных училищах и в авиационных частях осуществляется по заданным программам, представляющим собой последовательность выполнения упражнений, их содержание и количество с учетом перерывов в подготовке. Основными показателями для составления планов являются: полнота выполнения программы и качество выполнения упражнений, которые определяют натренированность летчика.

Эти задачи в настоящее время решаются вручную без использования специализированного программного обеспечения, что может привести к появлению ошибок в планировании.

В качестве существенного недостатка выступает наличие элемента субъективизма при оценивании уровня профессиональной подготовки лётного состава. Этот факт связан с деятельностью командира и инструкторского состава как субъектов, принимающих решение.

Рассмотрим основы построения методики автоматизированного (с помощью ЭВМ) контроля за ходом подготовки летного состава. Необходимо отметить ряд обстоятельств, которые должны быть учтены при разработке такой методики:

- разрабатываемая методика не должна противоречить существующей методике, а должна рассматриваться как дальнейшее ее развитие;

- должна базироваться на той же исходной информации, которая имеется в настоящее время;

- необходим учет всех ограничений и условий обучения, заложенных в инструкциях по летной подготовке как одном из основных документов, определяющих процесс летной подготовки;

- необходимо обеспечить такое взаимодействие в обращении с ЭВМ, при котором не требовались бы специальные знания.

Проверка техники пилотирования сопутствует пилоту на протяжении всей его деятельности, начиная с первых учебных полетов. Она является заключением каждого этапа обучения и первоначальным действием перед выполнением самостоятельных полетов. Ее основная задача – гарантировать успешное выполнение каждого полета, его полную безопасность; одновременно повышать профессиональную выучку летного состава, совершенствовать его летное мастерство [1].

Необходимость в профессиональном совершенствовании летного состава не имеет границ, она диктует поступление в эксплуатацию сложнейшей авиационной техники, пилотажно-навигационных систем, радиотехнических средств, а главное, потребность во всепогодных полетах – основной критерий, стимулирующий развитие воздушного транспорта. Освоение новой авиационной техники, новых более сложных видов работ, стремление к полетам в более сложных метеорологических условиях – все это непрерывный процесс обучения экипажа в производственных условиях, требующий от командно-инструкторского состава выявления и устранения ошибок, допустимых летным составом.

Глубокое изучение обстоятельств и причин летных происшествий подтверждает, что значительная часть из них является следствием грубых ошибок в технике пилотирования, допущенных летным составом. Это произошло в результате упущений со стороны командно-летного состава при определении готовности пилота, экипажа к самостоятельному выполнению задания. Выявление и устранение ошибок в технике пилотирования обучаемых составляет значительную часть летной и методической работы командно-инструкторского состава.

Инструкторский состав несет персональную ответственность не только за полноту и качество тренировки, соблюдение последовательности прохождения задач и упражнений, но и за правильность заключений о годности к самостоятельной работе каждого авиаспециалиста, вводимого в строй. Командиры летных подразделений обязаны придавать особое значение проверке техники пилотирования, как эффективному средству предупреждения случаев выпуска в полет неподготовленных пилотов (экипажей).

Известно, что в процессе освоения каких-либо практических навыков степень их закрепления подчиняется экспоненциальному закону [2, 3]:

$$K_H = K_0 + (1 - e^{-aCn}),$$

где: K_0 – начальное значение коэффициента натренированности; K_H – степень закрепления навыков; C – балльная оценка за полет; n – количество упражнений, заданных программой подготовки; a – коэффициент.

Расчет коэффициента « a » проводится с учетом заданного числа повторений упражнений, согласно программе подготовки и качеству их выполнения.

Рассмотрим диапазон изменения величины K_H , его смысл и интерпретацию. Поскольку K_H является ненаблюдаемым (не измеряемым), определим его граничные значения следующим образом. Исходя из формулы, его значение не может быть меньше нуля. Тогда примем $K_{H\min} = 0$. При $t \rightarrow \infty$, $K_H \rightarrow 1$.

Следовательно, $K_{H\max} = 1$. Очевидно, что $K_H = 0$ соответствует ситуации, когда натренированности нет. Наибольшая натренированность соответствует случаю возможной предельной стабильности результатов полетов при любом их числе.

Уменьшение K_n является лишь функцией времени перерыва в тренировке и определяется выражением [3, 4]:

$$K_n(t) = K_n(t_0) \times e^{-b(t-t_0)},$$

где K_n – натренированность на момент времени t_0 ; b – коэффициент, определяемый для каждого летчика экспериментально, исходя из возможных перерывов в летной деятельности; t – текущий (заданный) момент времени.

Наглядно пример оценивания уровня натренированности поясняется графиком (рис.1), где вертикальными линиями представлен участок, характеризующий степень обученности, а участок со спадающей экспонентой – ослабление навыков. В зависимости от того, с каким качеством выполнено полетное задание у летчика на основе осредненных коэффициентов a и b , будет рассчитано различное время снижения качества до минимально допустимого уровня. Отсюда следует, что в модели расчета коэффициента K_n должно учитываться качество выполнения каждого полетного задания.

Единственной информацией о качественных характеристиках полета являются оценки, выставляемые за полет. Методика выставления оценок за отдельные элементы полета и за полет в целом подробно изложена в работах [2, 3, 4], а также по существующим нормативным документам.

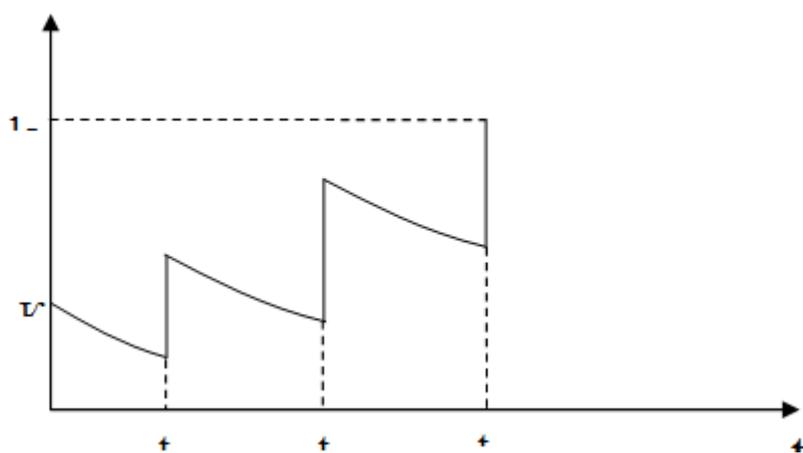


Рисунок 1 – График изменения уровня натренированности с учетом перерывов в летной деятельности

В зависимости от количества баллов за полет назначается коэффициент поправки и корректируется, таким образом, величина K_n . При системе оценки «зачет» «незачет» в первом случае назначается 3. 6

балла, во втором 2 балла, если задание выполнено, и 1 балл, если задание не выполнено, но выполнялось.

Введем коэффициенты Q_i , $i = 1, 5$, зависящие лишь от выставленной оценки.

Анализ коэффициентов a и b позволяет осуществить контроль за ходом отработки элементов летной подготовки с учетом качества техники пилотирования, прогнозировать уровень натренированности на заданный момент времени, более эффективно формировать план летной подготовки авиационного полка.

В работе рассмотрена методика расчёта весовых коэффициентов натренированности лётного состава «а» и растренированности «b» [4].

При этом будем полагать что:

- максимум коэффициента натренированности – $K_n = 1$,
- начальный коэффициент – $K_0 = 0.05$,
- оценка за полет – $C = 5$,
- количество требуемых полетов – $n = 5$.

В этом случае формула коэффициента натренированности будет иметь вид

$$1 = 0.05 + 1 - e^{-5a5}.$$

Решаем уравнение относительно коэффициента «а»:

$$e^{-25a} = 0.05, \ln 0.05 = -25a, a = -\frac{\ln 0.05}{25} = 0.12$$

Тогда исходное уравнение натренированности при полученных значениях: $K_0 = 0.05$, $c = 5$, $a = 0.12$, $n = 1$ определяются следующими шагами:

$$\begin{aligned} K_{n1} &= 0.05 + (1 - e^{-5 \times 0.12 \times 1}) = 0.05 + (1 - e^{-0.6}) = 0.05 + (1 - 0.55) = 0.5, \\ K_{n2} &= 0.05 + (1 - e^{-5 \times 0.12 \times 2}) = 0.05 + (1 - e^{-1.2}) = 0.05 + (1 - 0.3) = 0.75, \\ K_{n3} &= 0.05 + (1 - e^{-5 \times 0.12 \times 3}) = 0.05 + (1 - e^{-1.8}) = 0.05 + (1 - 0.17) = 0.88, \\ K_{n4} &= 0.05 + (1 - e^{-5 \times 0.12 \times 4}) = 0.05 + (1 - e^{-2.4}) = 0.05 + (1 - 0.09) = 0.96, \\ K_{n5} &= 0.05 + (1 - e^{-5 \times 0.12 \times 5}) = 0.05 + (1 - e^{-3}) = 0.05 + (1 - 0.05) = 1. \end{aligned}$$

Коэффициент растренированности рассчитывается по формуле

$$K_p = e^{-bt}.$$

При принятых значениях: $K_p=0.05$, $T=15$ – исходное уравнение будет иметь вид

$$0.05 = e^{-15 \times b}.$$

Решаем это уравнение относительно коэффициента «b»:

$$\ln 0.05 = -15b, \quad b = -\frac{\ln 0.05}{15} = 0.2.$$

По предлагаемой методике рассчитываются все коэффициенты «а» и «б» для других упражнений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Картамышев П. В., Орнин А. И. Методика летного обучения – М.: Транспорт, 1987. – 279с.
2. Устинов В. В. Методика и алгоритм поддержки принятия решения командиром по планированию летной деятельности / В. В. Устинов, А. С. Желтухин // Научные труды Иркутского ВАИИ, сборник статей – Иркутск, 2006. – С. 131–134.
3. Устинов В. В. Методика процессов автоматизации оценивания уровня натренированности / В.В. Устинов // Научные труды Иркутского ВАИИ, сборник статей – Иркутск, 2001. – С. 284–294.
4. Устинов В. В. Методика объективного оценивания уровня обученности курсантов летных училищ и планирования их летной подготовки / В. В. Устинов, Ю. Н. Шишкин, А. С. Желтухин // Научно – методические материалы / Актуальные проблемы вузов ВВС/, межвузовский сборник статей, вып. – М. МО РФ, ВВС – 2007.– 10 С.

РАЗРАБОТКА КОМПЬЮТЕРНОЙ МОДЕЛИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОГО ОСЦИЛЛОГРАФА

Попова А. В.

alena.popova_96@list.ru

Попов В. М.

(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Разработка создана на основе компьютерных моделей, благодаря чему лабораторные работы могут быть выполнены как в учебной лаборатории в рамках традиционно организованного учебного процесса, так и на собственном компьютере во время самостоятельной работы и библиотеке и дома (дистанционное обучение). Основой является комплекс прикладных программ, созданный в инструментальной среде разработки приложений LabVIEW.

Ключевые слова: компьютерные модели, виртуальные приборы, среда LabVIEW.

На лабораторные работы при подготовке инженера затрачивается достаточно много времени его обучения. Эта составляющая учебного процесса является наиболее дорогостоящей и затратной, поскольку для ее обеспечения требуются специальные лаборатории, помещения, современное оборудование, стенды, приборы и т. д. Для обслуживания, помимо преподавательского состава, также необходимы квалифицированные кадры инженеров и техников. Поэтому весьма важно продвижение современных информационных и телекоммуникационных технологий в лабораторные практикумы и в учебный эксперимент, как с целью повышения эффективности, так и снижения материальных затрат и себестоимости обучения.

Современная технология виртуальных приборов позволяет существенно сократить время и сэкономить значительные финансовые затраты, не снижая качества обучения. Программная среда LabVIEW, поддерживающая технологию виртуальных приборов и соответствующее аппаратное обеспечение, позволяет модернизировать учебные лаборатории гибким, программно перестраиваемым, измерительным оборудованием или модернизировать имеющиеся средства измерений практически любой

сложности, а также внедрять автоматизированные измерительные системы и станции для учебного процесса и комплексных исследований в вузовской науке.

Существует множество измерительных приборов, позволяющих измерять отдельные параметры гармонического напряжения. Это аналоговые вольтметры переменного тока, частотомеры и фазометры различных видов и систем. С помощью этих приборов можно добиться высоких показателей точности измерений, обеспечить выполнение измерений в широком диапазоне амплитуд и частот, провести измерения. Однако ни одно из перечисленных средств измерений не позволяет измерить одновременно все параметры гармонического напряжения и не обладает таким дружественным пользовательским интерфейсом, как электронный осциллограф.

Целью данной работы является приобретение навыков измерения параметров гармонического напряжения с помощью осциллографа, получение сведений о характеристиках и устройстве электронного осциллографа.

Лабораторный стенд представляет собой компьютерную модель в виртуальной среде LabVIEW, располагающуюся на рабочем столе персонального компьютера. На стенде находятся модели электронного осциллографа и калибратора фазового сдвига (рис. 1).

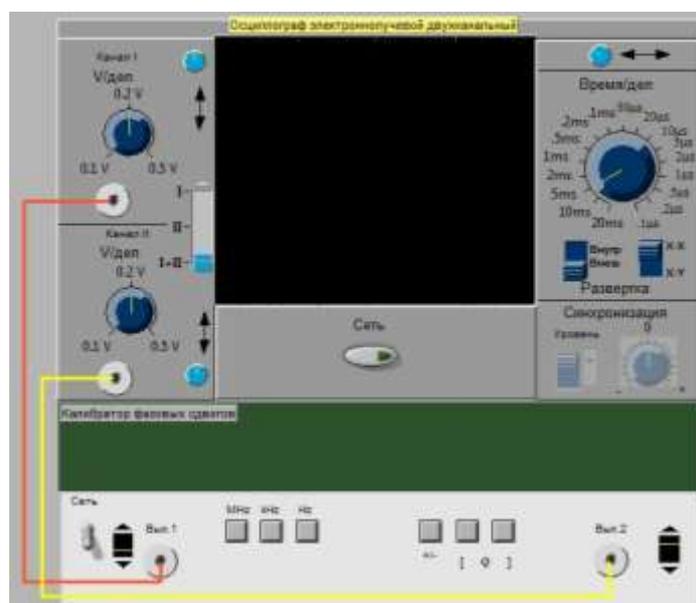


Рисунок 1 – Модель лабораторного стенда на рабочем столе компьютера при выключенном сигнале сети (1 – электронный осциллограф, 2 – калибратор фазовых сдвигов)

Модель электронного осциллографа используется при моделировании процесса измерения параметров переменного напряжения. При выполнении работы следует считать, что используемая модель осциллографа соответствует классу точности IV (табл. 1)

Таблица 1 – Нормы на метрологические характеристики осциллографа

Параметр	Норма для осциллографа класса			
	I	II	III	IV
Основная погрешность коэффициента отклонения, % не более	2,5	4	8	10
Основная погрешность коэффициента развертки, % не более	2,5	4	8	10

Модель калибратора фазовых сдвигов используется при моделировании работы образцового источника двух переменных напряжений синусоидальной формы, параметры которых (амплитуда, частота сигналов фазовый сдвиг между ними) могут регулироваться (рис. 2).

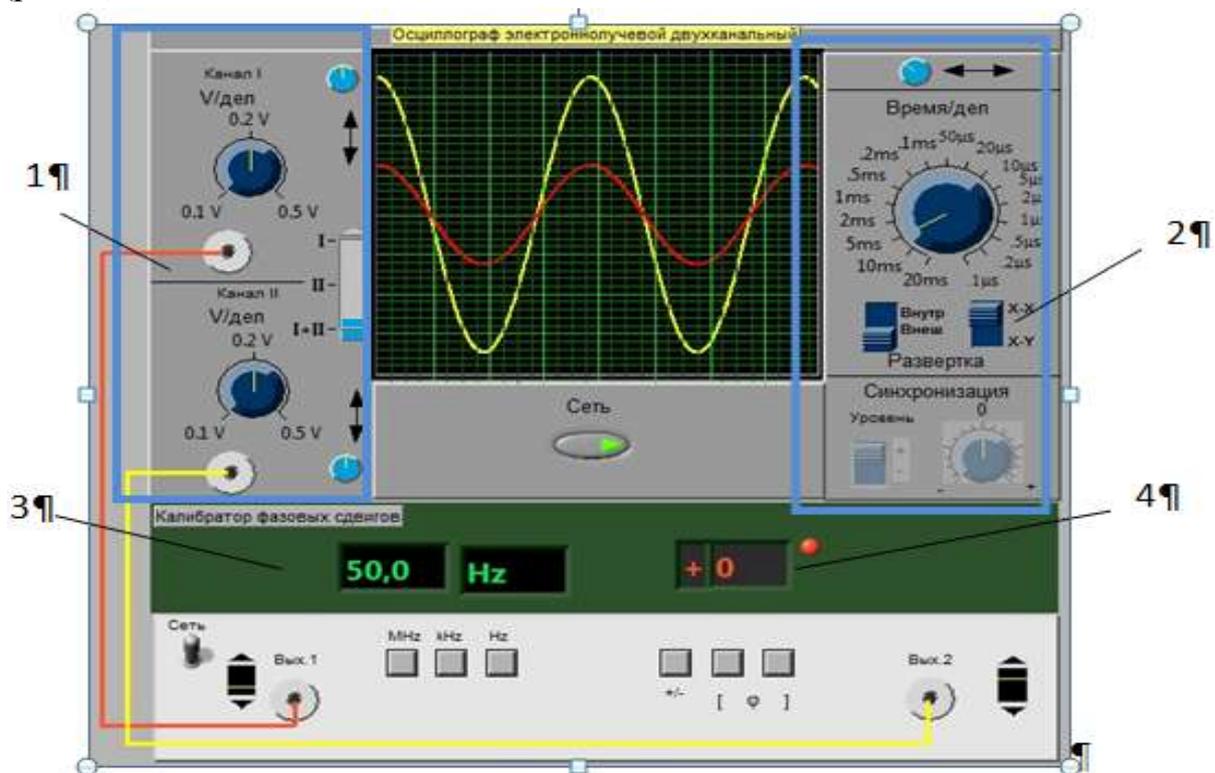


Рисунок 2 – Модель лабораторного стенда при выполнении лабораторной работы

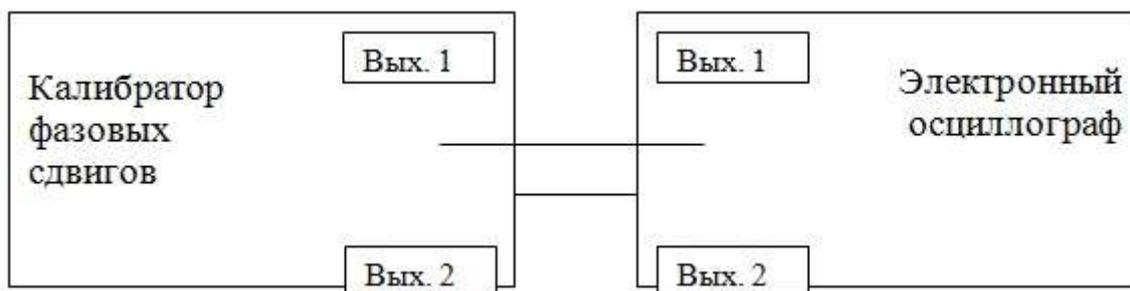


Рисунок 3 – Схема соединения приборов при выполнении работы

На рис. 2 представлена модель лабораторного стенда, подключенная к сети.

Цифрой 1 обозначен усилитель вертикального отклонения; 2 – усилитель горизонтального отклонения; 3 – частота; 4– угол сдвига по фазе.

Схема соединения приборов при выполнении измерений приведена на рис.3.

Особенностью данной среды является то, что количество доступных лабораторных работ не является фиксированным, поскольку непосредственно «тело» лабораторной работы (ее функциональность, математические модели исследуемых схем и устройств, их графические изображения и т. д.) не является внедренным в программный код программной среды. Данная особенность позволяет легко увеличивать количество доступных дистанционных работ, а также, при необходимости, модернизировать ранее созданные, исключая трудоемкие модификации исходной программной среды и, как следствие, обновление ее новой версией.

Современная технология виртуальных приборов на основе программной среды LabVIEW и соответствующее аппаратное обеспечение позволяют модернизировать учебные лаборатории гибким, программно-перестраиваемым, измерительным оборудованием, что позволяет существенно сократить отставание лабораторной базы изучаемых дисциплин от предъявляемых требований, сэкономить значительные финансовые ресурсы, не снижая качества обучения, и осуществлять дистанционный учебный эксперимент практически с любой географической точки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Дистанционная автоматизированная учебная лаборатория по дисциплине «Электрорадиоизмерения» Попов В. М.
2. Батоврин В. К., Бессонов А. С., Мошкин В. В., Папуловский В. Ф. Диндваль В. Р., Щербаков Г. И. LabVIEW: практикум по основам измерительных технологий / под ред. В. К. Батоврина. 2-е изд, преработ. И доп. – М.:ДМК Пресс, 2012.– 232с.

УДК 629. 7. 05

БОРТОВЫЕ УСТРОЙСТВА РЕГИСТРАЦИИ ИНФОРМАЦИИ, ТРЕБОВАНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ

Ширяева К. Г.

Колесников А. М.

(научный руководитель)

Курсановский филиал МГТУ ГА

(г. Курсанов)

В статье рассмотрены основные критерии применения систем регистрации параметров, требования и перспективы развития бортовых устройств регистрации параметрической и речевой информации, актуальные проблемы на современном этапе развития воздушных судов, бортового и наземного оборудования, а так же возможные пути решения задач обеспечения безопасности полетов, оптимизации процессов эксплуатации ВС путем применения радио-каналов, либо посредством систем спутниковой навигации.

Ключевые слова: система регистрации параметров, бортовые накопители.

Развитие гражданской авиации характеризуется непрерывным совершенствованием конструкций ВС, их систем и оборудования, обеспечением многократного резервирования наиболее ответственных агрегатов, повышением надежности их работы.

Вместе с тем, не всегда удается предусмотреть все возможные сочетания неблагоприятных факторов, что может привести к возникновению авиационных происшествий. Отсутствие объективной информации, характеризующей техническое состояние авиационной

техники, а также информации, позволяющей оценить действие членов экипажа и специалистов, обеспечивающих полет, часто не позволяет определить причину авиационного происшествия.

За последние 20 лет произошло более 250 летных происшествий, 4–5 происшествий на 100 тысяч часов налета. Это в разы больше, чем в развитых странах в плане авиации [3].

Опыт эксплуатации показывает, что до тех пор, пока не установлена истинная причина, авиационные происшествия могут повторяться неоднократно по одной и той же причине.

Для принятия эффективных, научно обоснованных решений необходима достоверная информация о поведении ВС в полете, о работе систем и экипажа, то есть полетная информация. Исходя из этого, основным назначением бортовых устройств регистрации полетной информации является информационное обеспечение решения задач оптимизации процессов эксплуатации ВС.

Новые повышенные требования в области безопасности полётов усложняют конструкцию самолётов, вызывают необходимость внедрения нового и усовершенствованного бортового и наземного оборудования, что увеличивает трудозатраты на поиск неисправностей в сложных бортовых системах, а это существенно влияет на регулярность полётов. Действующие сейчас в России отечественные системы, обеспечивающие безопасность полетов, перестали отвечать требованиям сегодняшнего времени.

В первоначальном виде в качестве носителя информации использовалась магнитная лента, однако за пару десятилетий магнитную ленту заменил твердотельный модуль памяти. Более того, благодаря поэтапному увеличению объема памяти твердотельного накопителя, а также уменьшению его габаритов, появилась возможность записи большего количества полетной информации (полетов), что увеличило достоверность собранных данных [1].

В 2017 году Минтранс вносит изменения в авиационные правила, запрещающие использование на отечественных гражданских самолетах бортовых самописцев речевой информации с записью на магнитную ленту и проволоку.

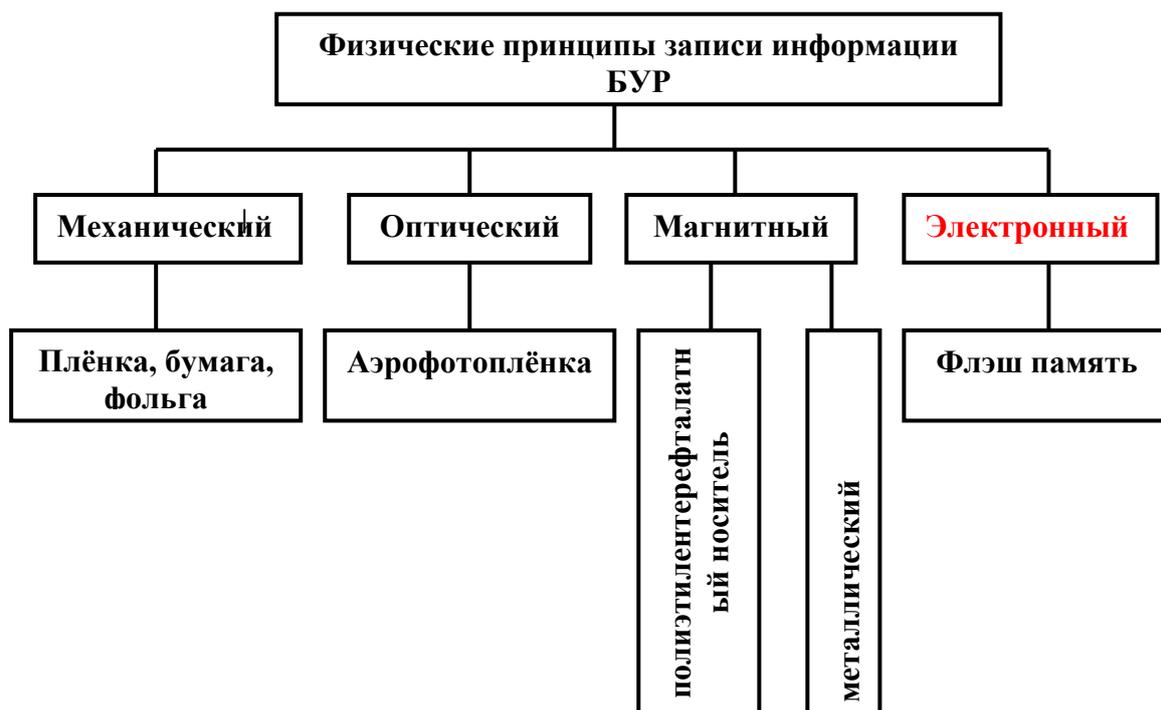


Рисунок 1 – Классификация бортовых устройств регистрации параметров полёта

Запрет был инициирован Международной организацией гражданской авиации ICAO. Согласно Конвенции о международной гражданской авиации и приложению, касающемуся эксплуатации воздушных судов, с января 2016 года использование в бортовом самописце системы CVR (бортового речевого самописца) с записью на магнитную ленту и проволоку прекращено. К тому же, современные CVR теперь должны обеспечивать сохранность информации, записанной в течение как минимум последних двух часов их работы.

В Минтрансе, считают, что использование устаревших бортовых устройств с магнитным носителем может привести к ограничениям работы российских авиакомпаний на международных воздушных линиях и по контрактам за рубежом. Данный запрет имеет отношение лишь к воздушным судам, совершающим международные перелеты.

Сейчас устаревшими бортовыми самописцами оборудован весь флот Ан-2, Ми-2, Ка-26, Ан-24, Ан-26 и Ан-32. Кроме того, большинство самолетов Ту-134 и вертолетов Ми-8, работающих в авиации общего назначения.



Рисунок 2 – Твердотельный бортовой накопитель ТБН-К-4 (ВС Ту-204, Ту-214)

На современных российских воздушных судах Ту-214 и Ту-204, Ил-96, Ан-148 установлены отечественные регистраторы (МСРП А-02 и др.), полностью соответствующие международным стандартам. На самолетах RRJ-95В (SSJ-100) и МС-21 установлены бортовые самописцы зарубежного производства [2].

Таким образом, современные технологии открывают новые перспективы в сфере авиации и их надо использовать.

Сегодня, как и 50–60 лет назад, система регистрации записи полетных данных в воздухе и бортовые устройства регистрации, так называемые «черные ящики», являются основой информационной системой безопасности полетов.

Анализ полетной информации, накопленной в процессе полета в «черных ящиках», не позволяет влиять на их предотвращение в режиме реального времени, а проводится только после посадки воздушного судна. Это и является недостатком такой системы. В настоящее время «человеческий фактор» составляет 70–80% всех причин аварийности, так как мероприятия по локализации аварийных ситуаций на борту воздушного судна производятся диспетчерами наземных пунктов управления не на основе объективных данных о параметрах полета, а на основе устных докладов экипажа, которые нередко носят субъективный характер, особенно в аварийной ситуации.

Научно-технический прогресс открывает новые возможности повышения безопасности полетов. К сожалению, эти возможности в гражданской авиации используются крайне недостаточно в плане обеспечения безопасности полетов. Диспетчер до сих пор, используя системы ГЛОНАСС или GPS, применяет только информацию о местонахождении воздушного судна, что явно недостаточно в настоящий период.

Речь идет о создании активных систем безопасности, основанных на принципах предотвращения происшествий путем регистрации и воздействия на параметры полета воздушного судна. Рассмотрим предлагаемые пути решения проблемы. Речь идет о модернизации системы обеспечения безопасности полетов [4].

Уйти от регистрации параметров полета в воздухе можно, разработав систему, которая позволит осуществлять передачу информации в полете непосредственно на землю, тем самым информация о параметрах полета будет сохраняться на протяжении всех этапов полета.

К такой системе можно отнести информационно-аналитическую систему «Журавль», которая способна автоматически передавать все объективные полетные данные, поступающие в «черный ящик» с воздушного судна на наземные диспетчерские пункты управления в режиме реального времени, так же система позволяет одновременно оповещать диспетчерские пункты и экипаж о возникновении аварийных ситуаций в полете с рекомендациями по их устранению и непрерывно контролировать действия экипажа. Автоматический сбор полетных данных, выработка рекомендаций по устранению неисправностей авиационной техники, доведение рекомендаций до специалистов и контроль за качеством и полнотой проводимых работ осуществляются после посадки воздушного судна. Полетные данные воздушных судов, в случае летного происшествия, сохраняются на наземных пунктах управления полетами. Помимо этого, обеспечивается информационная поддержка поисково-спасательных работ и расследования причин инцидента.

Структурно система «Журавль» состоит из двух основных частей – бортовой, специализированной для каждого типа воздушного судна, и наземной, унифицированной для всех аэродромов. Передача полетных данных, в зависимости от объема информации, осуществляется по одному из специализированных радиоканалов: защищенному от помех и радиоразведки, энергетически скрытому, широкополосному

и высокоскоростному, узкополосному, незащищенному. Бортовая часть системы состоит из блока преобразования анализа, радиостанции и антенны. Наземная – из рабочего места диспетчера управления полетами, устройства последовательного интерфейса, комплекса подготовки исходных данных системы, устройства записи и считывания, радиостанции и антенны. Наземная часть работает в нескольких режимах – «Журнал полетов», «Кабина», «Карта», «Графика» и «Экспресс». Режим «Карта» применяется при обеспечении выполнения процедур управления воздушными судами. Остальные – для детализации аварийных ситуаций и осуществления мониторинга воздушных судов. Радиообмен диспетчера с воздушным судном выполняется в двух контурах опроса – индивидуальном и циклическом. Канал индивидуального опроса предназначен для углубленного мониторинга только аварийного воздушного судна. Опрос воздушного судна с контура подготовки исходных данных осуществляется по высокоскоростному радиоканалу после посадки самолета и используется для управления технической эксплуатацией воздушных судов после их посадки. В циклическом контуре обеспечивается последовательный опрос всех воздушных судов, находящихся в зоне наземного пункта управления полетами. Автоматизация информационного обеспечения позволит решить целый комплекс задач уже на первом этапе ее внедрения. Применение новой разработки практически устраним влияние человеческого фактора на своевременность и достоверность информационного обеспечения управления безопасностью полетов (экипаж и диспетчерская служба практически не принимают участия в оценке аварийной ситуации и выработке решений по ее локализации). Значительно сократится время на принятие конкретного решения (до экипажа и диспетчерской службы факт возникновения аварийной ситуации доводится одновременно, через 1,5–2 секунды) [5].

Таким образом, в условиях острой необходимости быстрого роста объема авиаперевозок и других видов работ, связанных с применением авиации в народном хозяйстве, возрастанием роли ГА в транспортной системе страны, в то же время: усложнения авиационной техники и технологических процессов ее применения, вопросы совершенствования методов хозяйствования, всемерного повышения эффективности авиатранспортного производства, интенсификации использования авиатехники, умения экономически грамотно ее эксплуатировать – приобретают особую актуальность.

ЛИТЕРАТУРА:

1. Электронный ресурс URL:<http://refleader.ru/ujgrnamerqas.html> (дата обращения 19.11.2016)
2. Электронный ресурс URL:<http://airspot.ru/news/proisshestvija/v-samoletah-zapretyat-quot-chernye-yaschiki-quot-s-samopistsami-na-magnitnyyu-lentu>. (дата обращения 17.11.2016)
3. Электронный ресурс URL:http://council.gov.ru/activity/analytics/analitical_bulletins/ (дата обращения 21.11.2016)
4. Электронный ресурс URL:<http://transportrussia.ru/item/3076-kogda-vzletit-zhuravl.html> (дата обращения 18.11.2016)
5. Электронный ресурс URL: <http://transportrussia.ru/item/3076-kogda-vzletit-zhuravl.html> (дата обращения 20.11.2016)

УДК 629.7.05

ВОПРОСЫ РЕКОНФИГУРАЦИИ СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ ИНДИКАЦИИ САМОЛЕТА А-320

Амосов Н. В.

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

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Рассматриваются вопросы реконфигурации структуры системы индикации самолета А-320. Рассмотрены переход на резервный третий канал модулей видеопроцессоров при отказе первого или второго каналов, а так же работоспособность системы индикации при отказе одного из модулей преобразователей аналого-цифровой информации.

Ключевые слова: реконфигурация, система индикации, модули видеопроцессоров, модули преобразователей аналого-цифровой информации.

1 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О СИСТЕМЕ ИНДИКАЦИИ

Система индикации самолета А-320 обеспечивает решение задач самолетовождения в рамках требований к оборудованию RNAV (ICAO Doc. 9613-AN/937), предназначенному для обеспечения полетов в условиях требуемых навигационных характеристик (RNP). Система индикации предназначена для совместной работы цифрового пилотажно-навигационного оборудования с самолетными системами, а так же выдачи сообщений аварийной сигнализации [1, 2, 3, 4].

В состав системы индикации входят:

1. Электронная система пилотажно-навигационных приборов (EIS):

- основной пилотажный дисплей (PFD), представлен на рис. 1;
- навигационный дисплей (ND), представлен на рис. 2.

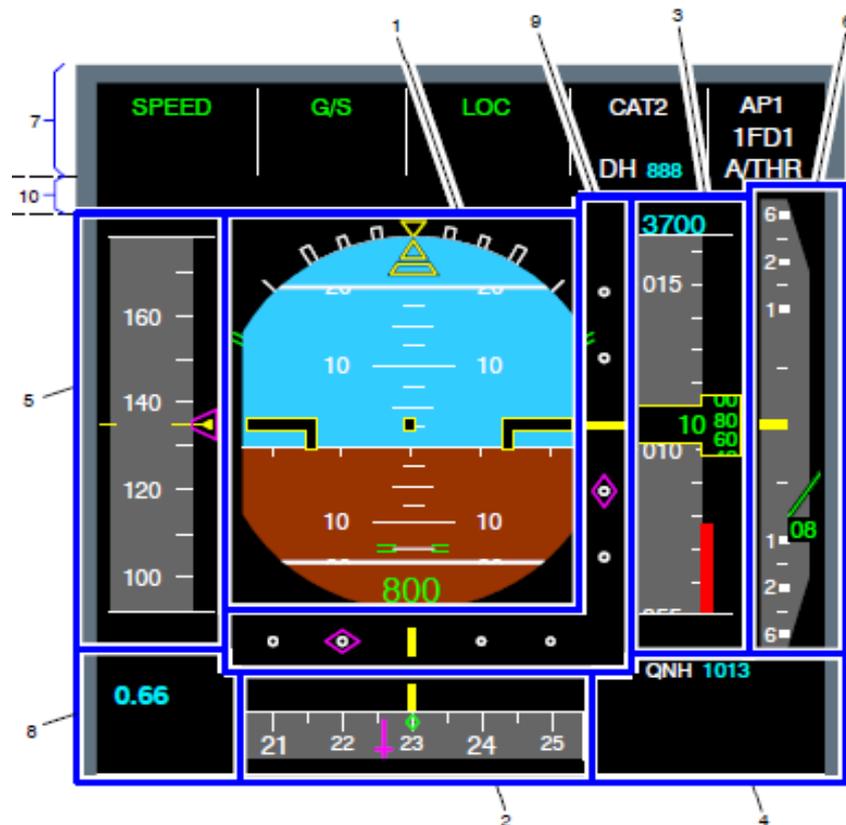


Рисунок 1 – Дисплей пилотажной информации: 1 – угловое пространственное положение ВС и радиовысота полета ВС; 2 – курс ВС; 3 – барометрическая высота ВС; 4 – барометрическое давление аэродрома посадки (QNH); 5 – воздушная приборная скорость (текущее значение и скоростной предел); 6 – вертикальная скорость; 7 – сигнализатор режима автопилота; 8 – число Маха; 9 – отклонение траектории полета; 10 – системные сообщения

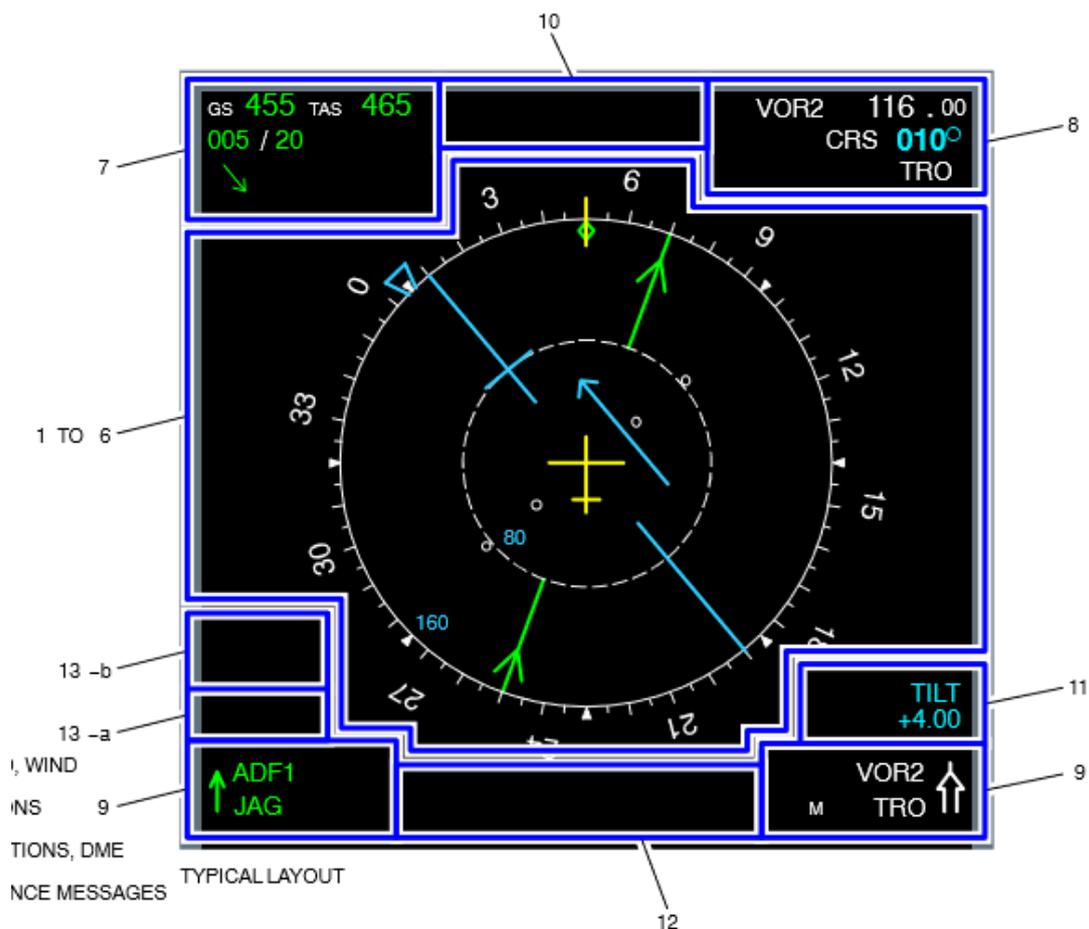


Рисунок 2 – Навигационный дисплей: 1–6 – площадь картирования; 7 – верхний левый угол – скорость относительно земли, воздушная скорость, ветер; 8 – верхний правый угол – полет по маякам VOR и посадочная система; 9 – правый и левый нижний угол – навигация и показания дальномерной аппаратуры; 10 – средняя область – сообщения приближения и курсовая справка; 11 – правая область – погодные сообщения и сообщения приближения с землей; 12 – нижняя средняя область – сообщения TCAS и FMS; 13 – левая область: а) хронометр б) полетная информация

2. Электронная система индикации состояний систем самолета, двигателей и статусных сообщений (ECAM):

- дисплей параметров двигателей, сообщений аварийной сигнализации (E/WD), представлен на рис. 3;
- дисплей статусных сообщений (SD), представлен на рис. 4.



Рисунок 3 – Дисплей параметров двигателей, сообщений аварийной сигнализации (E/WD)



Рисунок 4 – Дисплей статусных сообщений (SD)

3. Блок DMC (Блок управления отображением данных).

В состав DMC входит:

- видеопроцессор 1-го блока (PFD);
- видеопроцессор 2-го блока (ND);
- видеопроцессор 3-го блока (ЕСАМ);
- интерфейс ввода/вывода 1-го блока;
- интерфейс ввода/вывода 2-го блока;
- интерфейс ввода/вывода 3-го блока;
- блок погодного радара;
- 3 модуля памяти;
- модуль электроснабжения;
- материнская плата.

Модуль памяти установлен в передней части основного корпуса таким образом, чтобы его можно было легко заменить. Заменяется модуль памяти путем нажатия двух нажимных скрепок, каждый модуль можно заменить отдельно. Модуль электроснабжения, в свою очередь, состоит из 3-х блоков: блок регулятор/генератор, блок контроля и оповещения и блок фильтрования. Материнская плата обеспечивает соединение между различными панелями модулем электроснабжения и соединителем ARINC 600. Соединитель ARINC 600 установлен на тыльной стороне основного корпуса. Структура блока DMC указана на рис. 5 [4].

На самолете А320 установлено 3 блока DMC, 2 основных и 1 резервный. Каждый DMC может управлять одним навигационным дисплеем, одним пилотажным дисплеем и одним из дисплеев ЕСАМ. На рис. 6 представлена структурная схема управления этими мониторами.

DMC 1 при нормальной работе системы подает информацию на мониторы пилотажного и навигационного дисплея капитана, плюс на дисплей E/WD (Дисплей состояния двигателей). DMC 2, в свою очередь, подает информацию на пилотажный и навигационный дисплей второго пилота, плюс на дисплей состояния систем. DMC 3 работает, но не подает никакой информации, он и является резервным блоком. Все 3 блока DMC идентичны между собой и взаимозаменяемы. DMC получают и обрабатывают все сигналы, полученные от различных датчиков и компьютеров самолета, в целях создания корректных кодов для отображения соответствующего изображения. Эти коды посылаются в цифровом виде, используя очень высокую скорость с обратной связью,

посредством витой экранированной пары проводов, называемой каналом для последовательной передачи данных.

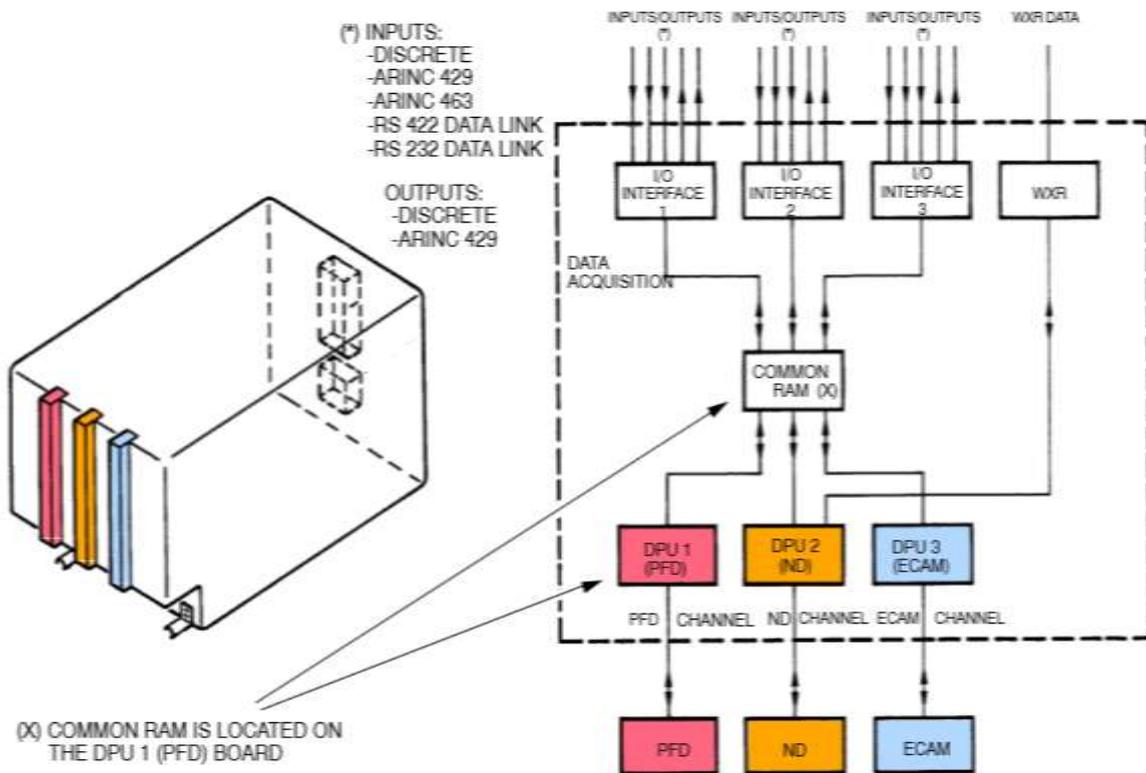


Рисунок 5 – Структура блока DMC

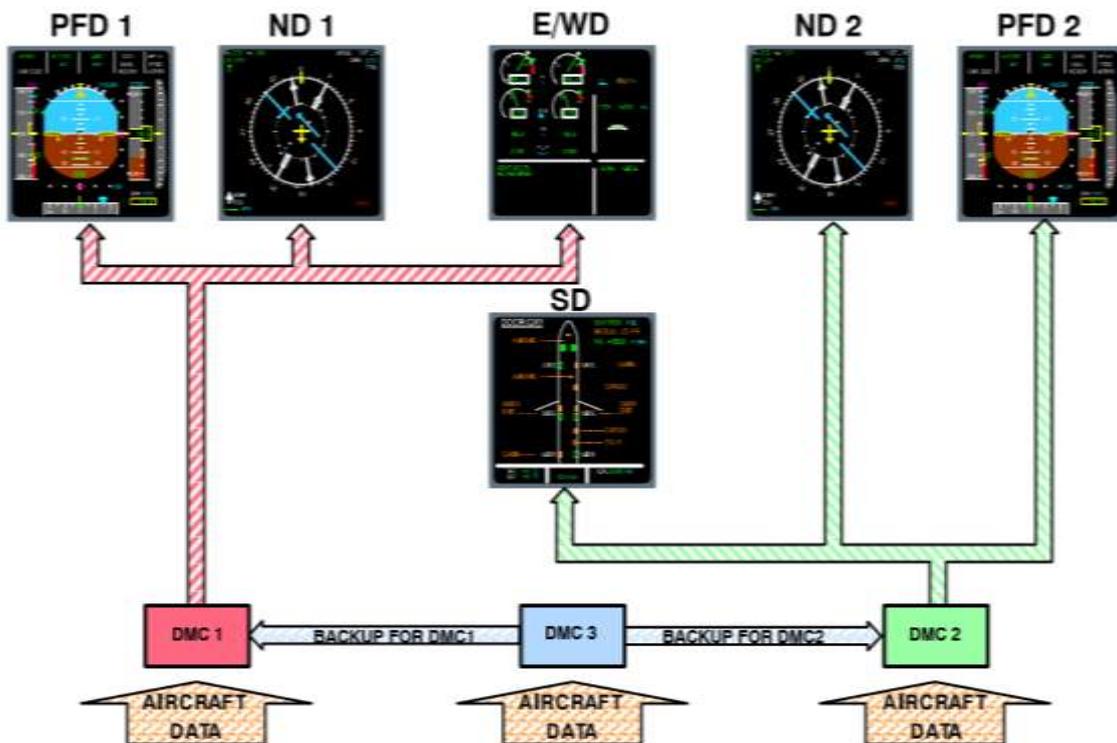


Рисунок 6 – Структурная схема управления мониторами

Так как некоторые параметры являются жизненно важными для полета, аппаратное и программное обеспечение DMC разработаны так, чтобы обеспечить требования безопасности полетов. Следовательно, эти 3 DMC независимы друг от друга и берут необходимые для вычисления данные в специальной области памяти. Эти данные защищены от непреднамеренного доступа других каналов [2, 4].

2 ОСОБЕННОСТИ РЕКОНФИГУРАЦИИ СИСТЕМЫ ИНДИКАЦИИ ПРИ ОТКАЗЕ БЛОКОВ DMC

Каждый блок DMC работает независимо друг от друга, но, как уже говорилось выше, существуют 3 блока: 2 основных и 1 резервный. Когда система работает нормально, то ручной переключатель DMC находится в положении NORM. На рис. 7 отображена панель управления аварийным режимом. Когда перестает работать DMC1, то с помощью ручного переключателя на панели SWITCHING нужно повернуть переключатель DMC в положение CAPT (Капитан). В этом случае DMC1 отключается и в работу вступает DMC3. Пример отказа блока DMC1 представлен на рис. 8.

Так же может и отказать DMC2. В этом случае нужно повернуть переключатель DMC на панели SWITCHING в положение F/O (Второй пилот). Когда переключатель занимает место F/O, то в работу включается DMC3 вместо DMC2. На рис. 9 отображен пример отказа блоков DMC и SD.

Когда переключатель ECAM/ND XFR занимает положение F/O, то на месте основного пилотажного дисплея будет отображаться дисплей состояния систем.



Рисунок 7 – Панель управления аварийным режимом

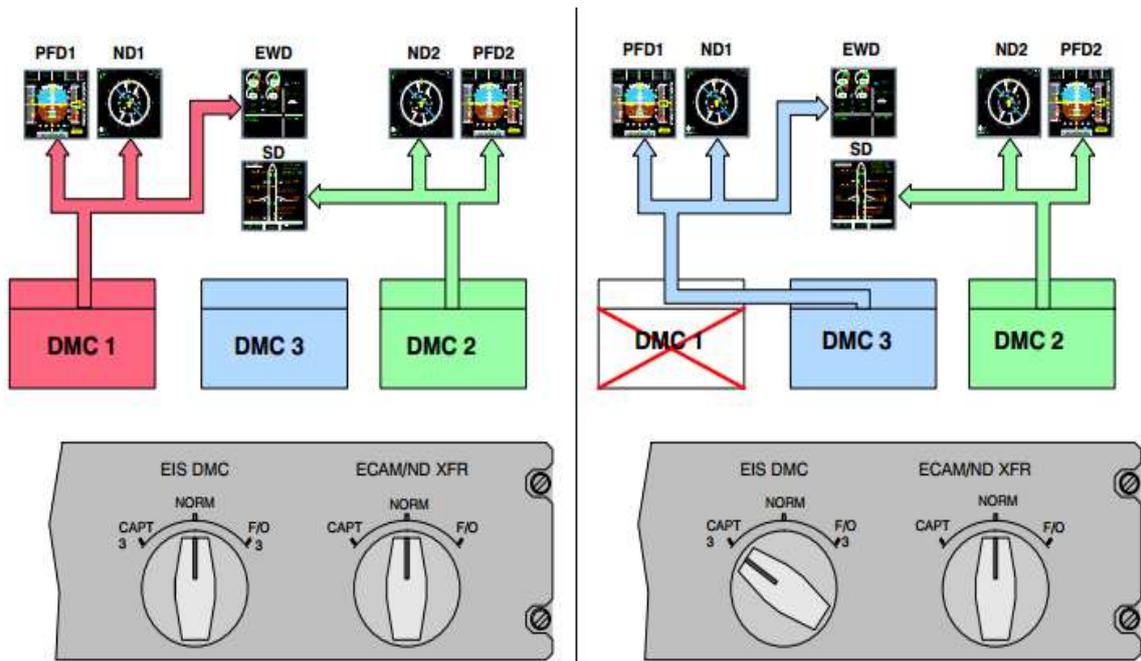


Рисунок 8 – Отказ DMC1

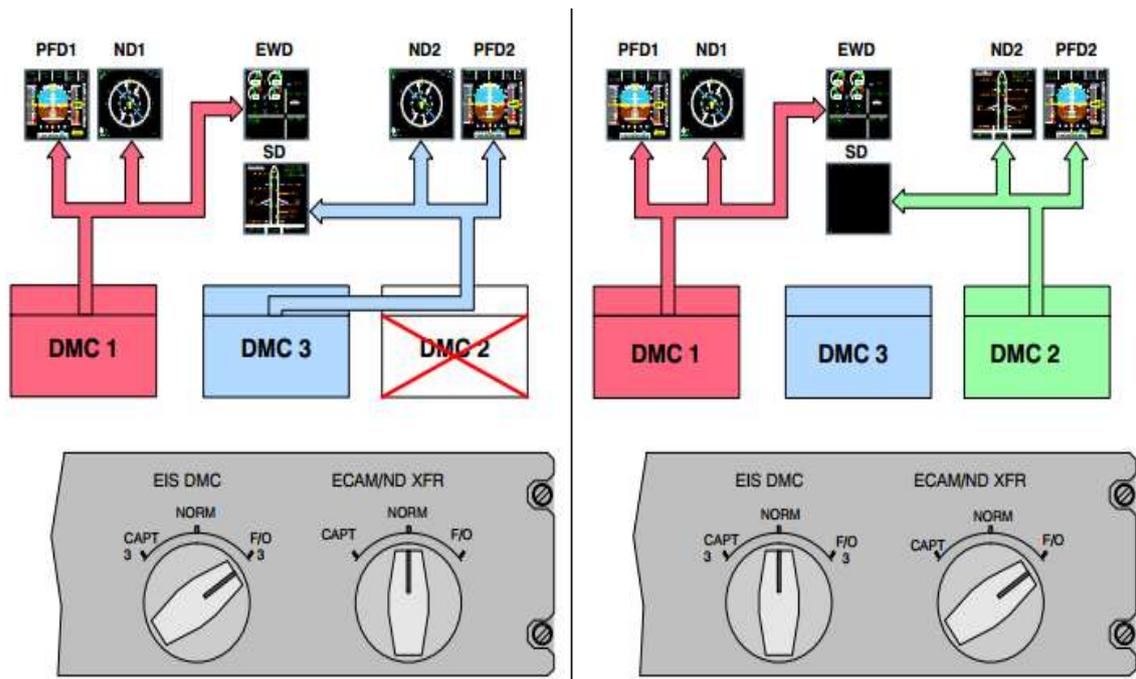


Рисунок 9 – Отказ DMC2 и отказ SD

Взаимодействие блоков DMC с системой сбора и локализации отказов (CFDS) и другими бортовыми системами показано на рис. 10. Система CFDS обеспечивает автоматизированный тестовый контроль и диагностику бортового оборудования, является универсальным средством при эксплуатации самолета [2, 4].

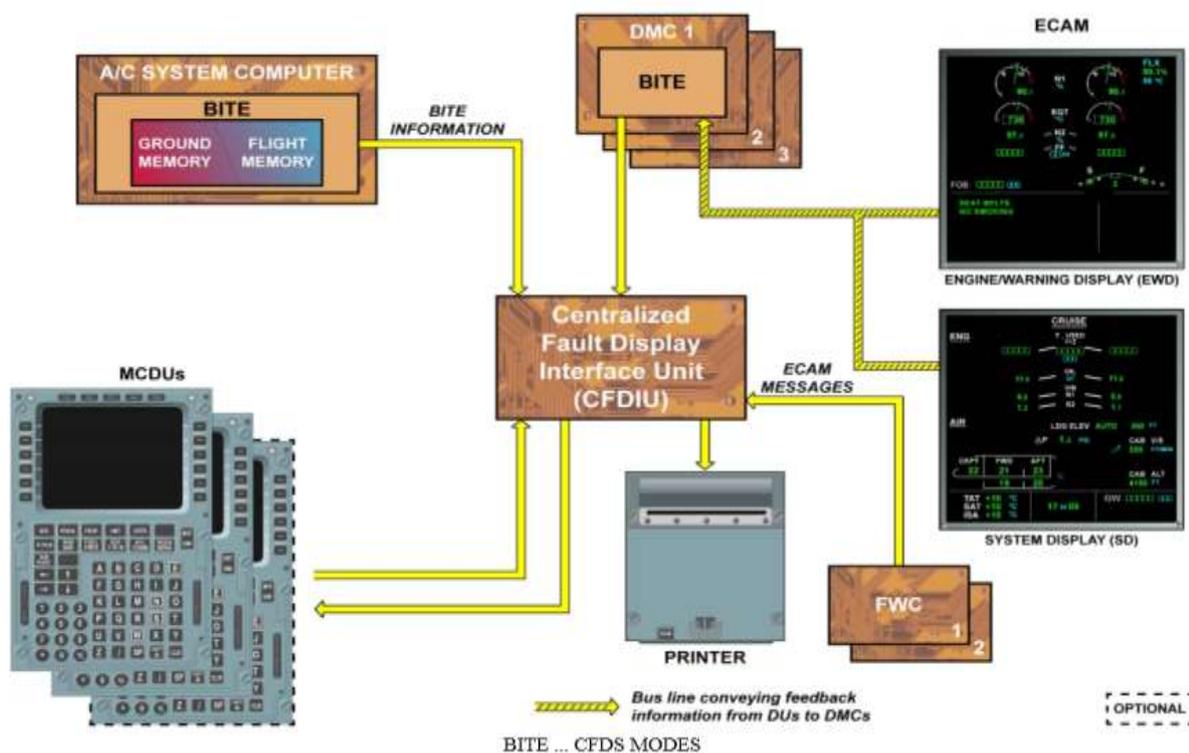


Рисунок 10 – Взаимодействие системы сбора и локализации отказов с системой DMC и другим бортовым оборудованием

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Система индикации является важнейшей системой самолета, обеспечивающей управление самолетом, а также его системами. Поэтому вопросы её изучения и грамотной эксплуатации являются актуальными для будущего современной и перспективной авиации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кивокурцев А. Л. Вопросы технической эксплуатации интегрированных комплексов бортового оборудования современных самолетов. / А. Л. Кивокурцев // В сб.: Авиамашиностроение и транспорт Сибири. Сборник статей II Всероссийской научно-практической конференции, приуроченной ко Дню космонавтики. 11–13 апреля 2012г. – Иркутск: ИрГТУ, 2012. – С. 61–69.
2. Кучерявый А.А. Бортовые информационные системы: курс лекций. Ульяновск: УВАУ ГА, 2004 – 512 с.

3. Воробьев В.Г. Техническое обслуживание и ремонт авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов / В. Г. Ре, В. Д. Константинов. – М.: МГТУ ГА, Университетская книга, 2007. – 470 с.
4. Technical training manual T2 CFM 56 (Lvl 2&3). Indicating. AIRBUS S.A.S., 2008 – 211 p.

УДК 629.7.05

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ КОМПЛЕКСА БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТА МИ-171

Овчинникова Т. А.
Mr.belka_147@mail.ru

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

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Представлен краткий обзор основных принципов построения КБО-17 и его основных функций. Особое внимание уделяется КБО вертолета Ми-171А-2, рассматриваются основные комплексообразующие системы вертолета. В статье представлены положительные и отрицательные стороны концепции федеративно-централизованная архитектура.

Ключевые слова: комплекс бортового оборудования, комплексообразующие системы вертолета, федеративно-централизованная архитектура.

Вертолет транспортной категории Ми-8/171 предназначен для использования в гражданской авиации и Государственных структурах в различных вариантах исполнения для перевозки грузов и пассажиров (количеством до 22 человек). Вертолет, оснащенный комплексом бортового оборудования (КБО), должен обеспечивать выполнение маршрутно-трассовых полетов и авиационных работ экипажем из двух пилотов по правилам визуальных полетов (ПВП), по правилам полетов

по приборам (ППП), в ожидаемых условиях эксплуатации (ОУЭ), включая сложные метеоусловия (СМУ).

Требованиями ключевых эксплуатантов вертолетов данного типа являются [1]:

- повышение безопасности, регулярности и эффективности полетов;
- расширение условий эксплуатации и устанавливаемых минимумов;
- переход на двухчленный экипаж;
- снижение стоимости жизненного цикла вертолета;
- обеспечение эксплуатации вертолета и его оборудования по состоянию;
- сертификация вертолета в AP МАК/EASA/FAA.

Для выполнения описанных выше требований на вертолет устанавливается современный комплекс бортового оборудования (КБО-17).

Основными функциями КБО-17 являются:

1. Решение задач навигационного обеспечения полета вертолета:

- определение и индикация текущих координат местоположения вертолета на всех этапах полета;
- автоматизированный и ручной ввод плана полета и его изменение с использованием всемирной аэронавигационной базы данных (местные ориентиры, препятствия, навигационные точки и т.п.);
- решение задач пилотирования вертолета по заданному маршруту, по оборудованным и необорудованным радиотехническими средствами трассам;
- обеспечение заходов на посадку по приборам на аэродромы, оборудованные радиотехнической посадочной системой или на необорудованные аэродромы;
- контроль и индикацию параметров и режимов работы силовой установки, общевертолетного оборудования, формирование и выдача экипажу вертолета сигнальной информации.

2. Формирование и отображение экипажу вертолета:

- пилотажно-навигационной информации;
- информации о плане полета и состоянии выполнения полетного задания;
- информации о метеонавигационной обстановке;
- видеоинформации от круглосуточной обзорной системы;

– информации о рельефе местности, информации о потенциальной угрозе столкновения с поверхностью;

– информации о препятствиях.

3. Автоматическая и ручная настройка радиотехнических систем навигации и радиосвязного оборудования.

4. Комплексное обеспечение внутренней и внешней радиосвязью экипажа вертолета.

5. Создание оптимального светотехнического и эргономического климата кабины;

6. Организация взаимодействия со службами ОрВД.

КБО-17 создается на основе концепции федерально-централизованной архитектуры (ФЦА), на рис.1 представлена первая версия КБО-17 для вертолета Ми-171[2].

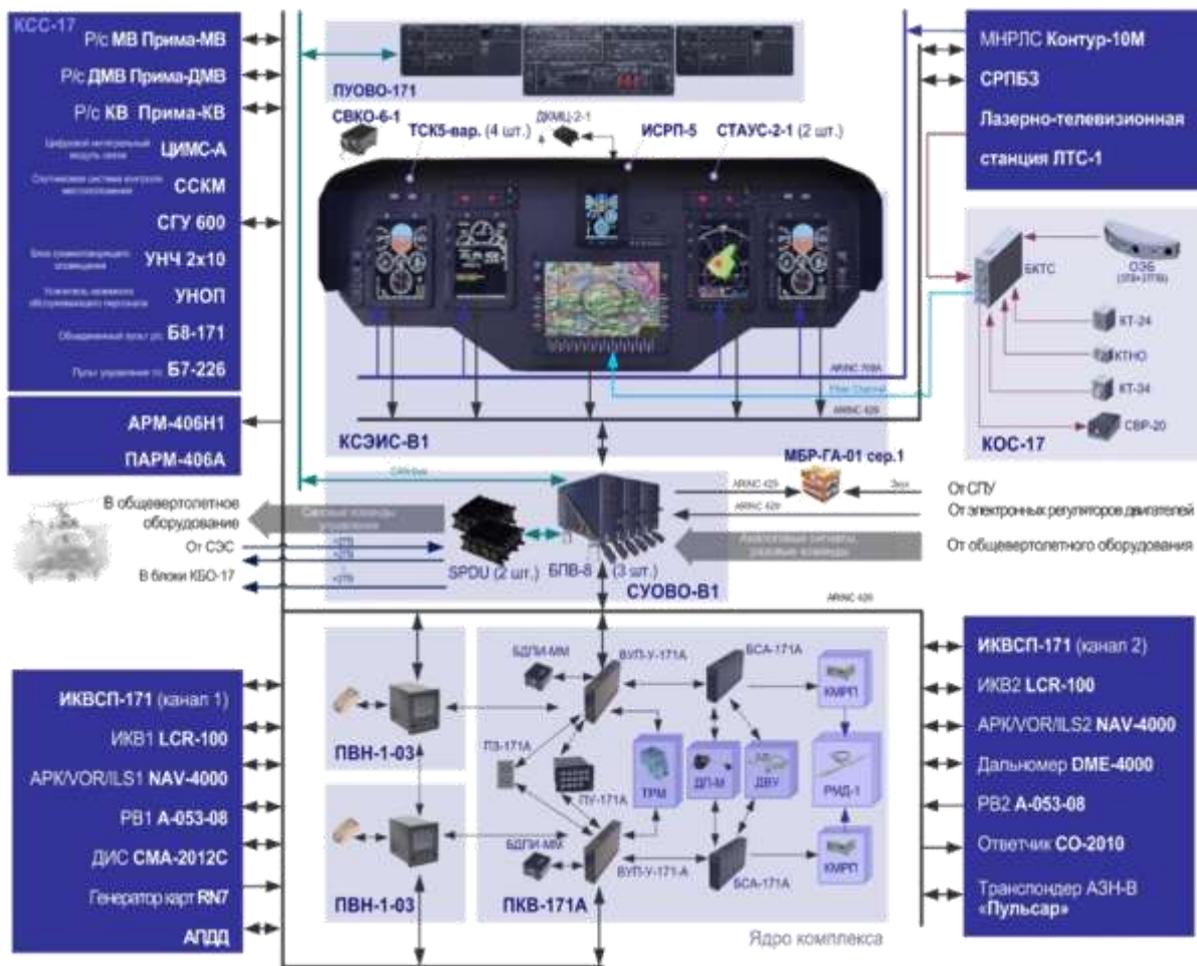


Рисунок 1–Первая версия КБО-17

Основными принципами построения КБО-17 являются:

- КБО – это совокупность отдельных ТИ (технических изделий) различных производителей, связанных между собой радиальными последовательными интерфейсами;

- процесс обработки информации распараллеливается во времени в вычислительных средствах БРЭО;

- повышение отказобезопасности БРЭО обеспечивается за счет резервирования решения задач на уровне систем БРЭО или функциональных блоков из их состава, а также резервирования линий связи.

Основными комплексообразующими системами являются:

- пульт-вычислитель навигационный ПВН;

- комплексная система электронной индикации и сигнализации КСЭИС;

- система управления общевертолетным оборудованием СУОВО;

- пилотажный комплекс вертолета ПКВ;

- система измерения воздушных данных СИВД;

- комплекс средств связи КСС;

- интегрированная система резервных приборов ИСРП;

- круглосуточная обзорная система КОС;

- система предупреждения столкновений с препятствиями [3].

Пульт-вычислитель навигационный обеспечивает автоматическое вертолетовождение по пространственной траектории (4-D навигация), автоматическое определение координат и параметров движения на всех этапах полета, ввод программы полета и формирование плана полета, полет по запрограммированному маршруту с возможностью его изменения, расчет оставшейся дальности и времени по топливу, формирование и выдача информации в ПКВ и КСЭИС.

Комплексная система электронной индикации и сигнализации обеспечивает формирование и отображение пилотажно-навигационной информации, информации о состоянии и режимах работы СУ и ОВО, текстовой аварийной, предупреждающей и уведомляющей сигнальной информации, навигационно-плановой обстановки (план полета, пункты поворота маршрута и т. д.), ввод и хранение оперативных данных (Рз, заданная высота и т. д.).

Пилотажный комплекс вертолета обеспечивает улучшение управляемости и устойчивости вертолета, стабилизацию углов курса, крена и тангажа, приборной и вертикальной скоростей, геометрической и барометрической высот, управление вертолетом при полете по маршруту путевым или маршрутным способом, триммирование проводки управления, стабилизацию вертолета на траектории захода на заданную навигационную точку.

Система управления общевертолетным оборудованием обеспечивает автоматизацию процедур контроля и управления ОВО («электронный» бортинженер) и, как следствие, обеспечение перехода на двухчленный экипаж, эксплуатацию агрегатов и систем вертолета по состоянию – определение остаточного ресурса, автоматизацию предполетной подготовки и послеполетного обслуживания, высокую надёжность каналов управления ОВО.

Система измерения воздушных данных обеспечивает восприятие и измерение давлений, вычисление высотно-скоростных параметров:

- приборной скорости $V_{пр}$;
- истинной воздушной скорости $V_{ист}$;
- абсолютной барометрической высоты $H_{абс}$;
- относительной барометрической высоты $H_{отн}$;
- вертикальной барометрической скорости $V_{уб}$;
- составляющих вектора истинной воздушной скорости V_x, V_y, V_z ;
- скорости и направления ветра на посадке;
- температуры наружного воздуха T_n .

Комплекс средств связи обеспечивает телефонную связь в ближней и дальней зоне, внутреннюю телефонную связь, управление аппаратурой комплекса связи, оповещение салона вертолета, внешнее оповещение, автоматическое речевое оповещение.

Интегрированная система резервных приборов обеспечивает полную замену группы отдельных электромеханических приборов, автономное измерение, индикацию параметров (углы крена и тангажа, курс гиромагнитный, приборная, истинная и вертикальная скорость, барометрическая высота, боковая перегрузка), сигнализацию выхода за пределы заданного эшелона.

Круглосуточная обзорная система обеспечивает обзор за кабиной пространства, поиск и обнаружение спускаемых космических аппаратов,

мест авиационных происшествий, аварийных воздушных судов и их фрагментов и т. п., наблюдение процесса спуска–подъема спасателей и пострадавших с помощью подъемных устройств, регистрацию на борту видео-, аудио- и служебной информации.

Система предупреждения столкновений с препятствиями обеспечивает формирование предупреждающей информации о препятствиях (деревья, мачты, провода) и о потенциальном столкновении с поверхностью, распознавание препятствий в сложных метеоусловиях (сильная солнечная засветка, туман, дождь и снег), а также при полетах в условиях пониженной освещенности (пылевое облако, сумерки) и ночью.

Генератор цифровых карт обеспечивает отображение растровых, векторных карт, псевдо-трехмерного изображения рельефа, предупреждающей информации о потенциальной угрозе столкновения с препятствиями, отображение плана полета.

Спутниковая система контроля местоположения вертолета обеспечивает определение и прием навигационных параметров вертолета (местоположение, высота, скорость и др.), прием параметров состояния вертолетных систем (обжатие шасси, запуск двигателя и др.), ввод с пульта сигнала тревоги и коротких текстовых сообщений, передачу информации по каналу спутниковой системы связи [2, 3].

Комплекс бортового оборудования КБО-17, построенный с использованием концепции федерально-централизованной архитектуры, обладает рядом неоспоримых положительных сторон:

- относительная простота и скорость проектирования с точки зрения системной интеграции и комплексирования;
- высокая надежность за счет резервирования на уровне функциональных блоков и связей;
- оперативность и простота технического обслуживания за счет замены одноименных блоков.

Данный подход является традиционным (используется в России во всех существующих вертолетных комплексах бортового оборудования различных интеграторов) и на настоящий момент времени единственно возможным в части обеспечения разработки и внедрения КБО-17 на вертолете МИ-171А2.

Несмотря на положительные стороны концепции ФЦА, ей присущи некоторые недостатки:

- отсутствие оптимального соотношения «функциональность /объем / масса / потребляемая мощность» комплексированных изделий БРЭО;
- разветвленная структура информационной связи между системами БРЭО и сложная фидерная инфраструктура в составе вертолета;
- отсутствие унификаций аппаратных программных средств;
- большие затраты на организацию технического обслуживания и эксплуатации из-за необходимости поддерживать большую номенклатуру поверочных средств КИ [1, 4, 5].

ЛИТЕРАТУРА

1. Интернет – ресурсы: www.media-phazotron.ru – информационно-аналитический журнал.
2. Интернет ресурсы: www.rostec.ru – сайт компании «Госкорпорация Ростех».
3. Кучерявый А. А. Бортовые информационные системы. Курс лекций. Ульяновск: УВАУ ГА, 2004 – 512 с.
4. Воробьев В. Г. Техническое обслуживание и ремонт авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов / В. Г. Воробьев, В. Д. Константинов. – М.: МГТУ ГА, Университетская книга, 2007. – 470 с.
5. Интернет-ресурсы: www.aviaport.ru – новости.

ТЕХНОЛОГИЯ КОНТРОЛЬНО-СДАТОЧНЫХ ИСПЫТАНИЙ ИЗДЕЛИЯ СКТ-220

Норбоев А. В.

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

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Представлен краткий обзор синусно-косинусных трансформаторов. Рассматриваются основные технологические операции, оборудование рабочего места при производстве и контроле изделия.

Ключевые слова: синусно-косинусный трансформатор, контрольно-сдаточные испытания, технология испытаний.

Синусно-косинусные трансформаторы предназначены для работы в трансформаторных схемах дистанционной передачи угла поворота вала, могут быть использованы в качестве датчиков углового положения в устройствах управления. Представляют собой индукционную электрическую микромашину переменного тока с синусными концентрическими обмотками, в которых взаимоиндукция между обмотками статора и ротора изменяется по синусоидальному закону в зависимости от угла поворота ротора [1]. Внешний вид СКТ-220 представлен на рис. 1.



Рисунок 1 – Внешний вид синусно-косинусного трансформатора серии СКТ-220

Техника безопасности (по форме одежды и оборудованию рабочего места): технологическая форма одежды, кожаные тапочки, заземление, пластиковый стол, резиновая подстилка под стул [2].

Оборудование рабочего места контроллера состоит из следующих инструментов и приборов:

- милливольтметр;
- оптическая делительная головка;
- кронштейн;
- комбинированный прибор (миллиамперметр и вольтметр) [2].

Рабочее место контроллера представлено на рис. 2.

Все прямо-сдаточные испытания, прописанные в документах на технологический процесс, выполняются строго последовательно по пунктам.

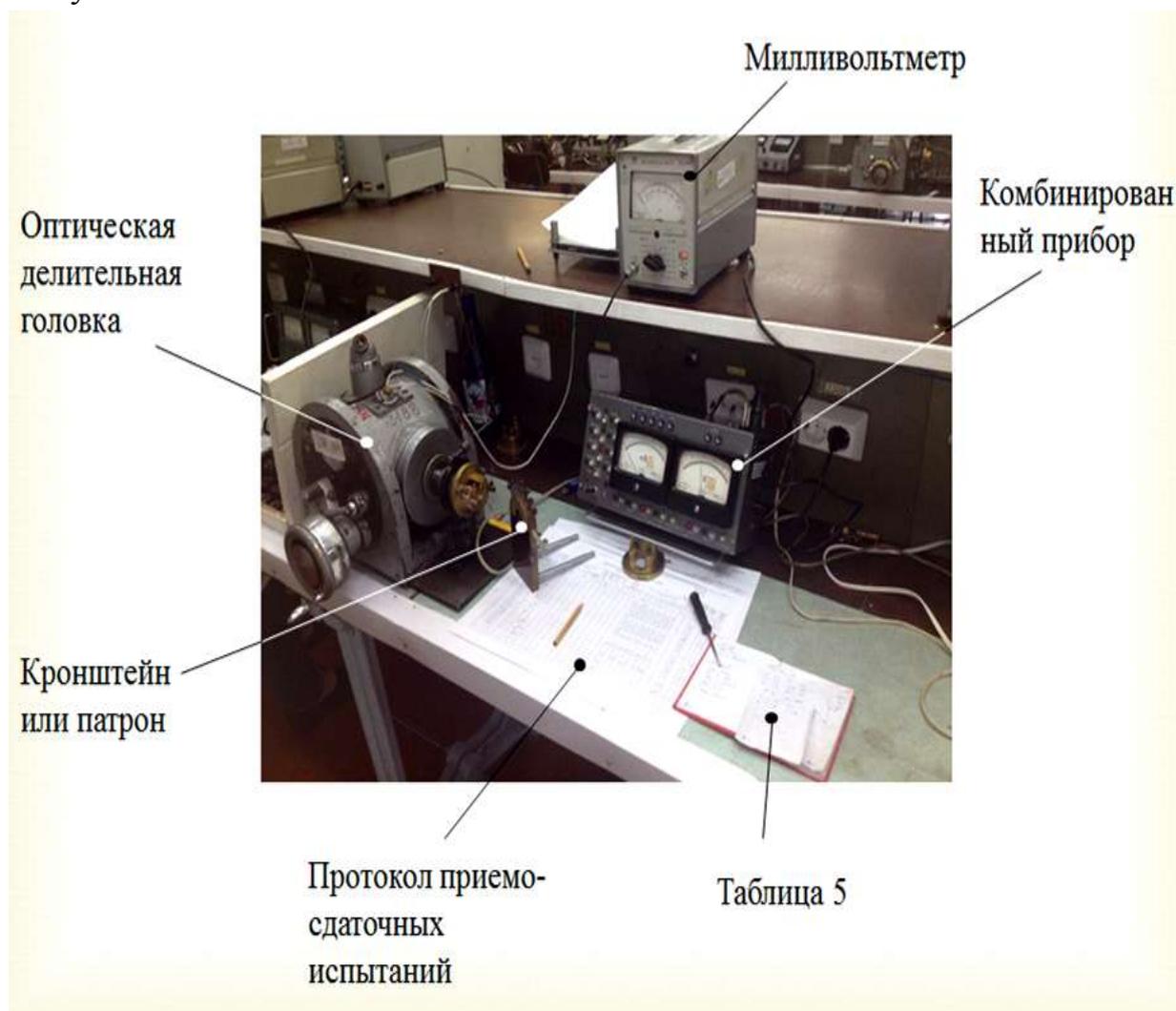


Рисунок 2 – Рабочее место контроллера

Первое, что должен сделать контроллер:

1. Выполнить требования рабочей инструкции РЧ 0976-324 для испытания электрических машин, аппаратов и приборов.

2. Перед началом работы проверить схему по контрольному образцу электрических параметров с записью в протоколе, срок периодической аттестации контрольного оборудования и проверки средств измерений.

3. Производить запись аппаратуры, на которой производилась проверка, в протокол.

После осмотра рабочего места контроллер приступает к предъявительским испытаниям изделия.

В обязанности контроллера входит: контролировать изделие по внешнему виду, изделие должно соответствовать контрольному образцу, наружная поверхность не должна иметь вмятин, трещин, следов коррозии, царапин и других дефектов, влияющих на качество и ухудшающих внешний вид изделий, контролировать маркирование и клеймение изделия. На корпус трансформатора наносится заводской знак с обозначениями:

а) тип трансформатора;

б) заводского номера, клейм ОТК и ВП.

После того, как изделие прошло проверку на внешний вид, выполняется контроль различных параметров на контрольно-проверочной аппаратуре с использованием таблиц протокола приемосдаточных испытаний по технологическому процессу:

1. Закрепить оправку на ОДГ, включить установку, включить фильтр, выставить ОДГ в нулевое положение.

2. Подсоединить выводные концы изделия к кронштейну, или установить изделие в патроне.

3. Добиться минимального значения напряжения по милливольтметру, при этом совестив риски на валу и корпусе изделия. Расхождение рисков на валу ротора и корпуса изделий на угол не более ± 30 закрепить СКТ на ОДГ с помощью прижимов с затяжкой винта в сильфоне. При закреплении датчика обеспечить: нулевое положение шкалы ОДГ, совмещение рисков на валу и на корпусе, установку корпуса изделия без перекоса.

4. Подключить изделие к установке 5100-0036-01 (комбинированный прибор). Подать на изделие соответствующее напряжение, добиться минимального значение по милливольтметру с помощью микрометрического винта.

5. Повернуть ротор изделия на полный оборот при помощи ОДГ, определить отклонение от углового положения 360. Отклонение должно быть не более 1.5', в случае расхождения рисков более указанного значения, произвести регулировку заново.

6. Изменить величину потребляемого тока. Величина потребляемого тока должна соответствовать значению, указанного в прилагаемой таблице 3 протокола приемосдаточных испытаний.

7. Определить максимальное напряжение на выходе изделия, установив ротор при помощи ОДГ в положение 90, при этом переключатель углов должен быть в положении 0–180. Максимальное напряжение должно измеряться вольтметром без фильтра. Для датчиков измерять напряжение между клеммами 3–4, для приемников измерять напряжение между клеммами 11–12.

8. Определить минимальное напряжение и эл. магнитную асимметрию:

а) поворотом ротора изделий с помощью ОДГ в зоне угловых положений указанных в табл. 2 протокола приемосдаточных испытаний, добиваться по Л.В. минимального напряжения. Переключатель на установке устанавливать в соответствии с угловым положением ротора изделия;

б) отклонение действительных угловых положений ротора от указанных в табл. 2 протокола приемосдаточных испытаний, характеризует эл. магнитную асимметрию изделия. За величину асимметрии принимается полусумма абсолютных значений наибольших отклонений величина асимметрии должна быть в пределах, указанных в таблице 5 протокола приемосдаточных испытаний.

9. Проверить правильность установки СКТ. установку изделия считать правильной, если разность между отклонением от 0 и 180 не превышает 5.

10. Определить отношение минимального напряжения к крутизне, разделив наибольшее из полученных минимальных напряжений на максимальное и умножив полученное частное на коэффициент 3,6. Величина напряжения к крутизне должна соответствовать табл. 5 , протокола приемосдаточных испытаний.

11. Определить величину квадратурного напряжения:

а) переключатель углов установить в положение $U_{кв}$, подать на изделие напряжение, соответствующее табл. 2 протокола приемосдаточных испытаний;

б) плавно поворачивая ротор при помощи ОДГ на 360, следить за показаниями милливольтметра величина квадратурного напряжения должна соответствовать табл. 5 протокола приемосдаточных испытаний.

12. Проверить ориентацию фаз максимальных напряжений:

а) переключатель 1–2 фазировка статора. Фазировку ротора установить в соответствии с табл. 7 протокола приемосдаточных испытаний.

б) ориентация фаз максимальных напряжений должна соответствовать таблице 7 протокола приемосдаточных испытаний.

13. Данные по параметрам записать в протокол.

Далее следует проверка изделия на тепле и холоде. Изделие должно надежно работать:

1. От -60 до $+100^{\circ}\text{C}$.

2. Относительной влажности 95–98% при температуре окружающей среды $+40$.

3. Вибрации в диапазоне частот от 5 до 300 Гц при ускорении до 10g и амплитудах до 1 мм.

4. Ударных нагрузок, многократных ударов с ускорением 12g.

5. Вероятность безотказной работы изделия должна составлять $p(t)=0,999$, а средняя наработка на отказ более чем 2200 часов [2].

Все изделия, вышеуказанной серии проходят предъявительские испытания, проводимые службой технического контроля перед предъявлением ее для приемки представителям заказчика, так как все изделия являются элементами авиационной автоматики и требуют высокой надежности и точности на борту воздушного судна.

ЛИТЕРАТУРА

1. Улан-Удэнское приборостроительное производственное объединение [интернет – ресурс]. – Режим доступа <http://www.uipro.ru/> (дата обращения 20.11.2016). – Загл. с экрана.

2. Комплект документов на технологический процесс комплектования контроля изделия серий СКТ-220, СКТ-212, СКТ-225. М.: Машиностроение, 1982.

УДК 629.735.017

**МЕТОДИКА И АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ВЕСОВЫХ
КОЭФФИЦИЕНТОВ ЗНАЧИМОСТЕЙ ПАРАМЕТРОВ ОЦЕНКИ
ТЕХНИКИ ПИЛОТИРОВАНИЯ И ЭЛЕМЕНТОВ ПИЛОТАЖА
В ЛЕТНОМ УПРАЖНЕНИИ**

Титова Я. А.
alexsolise@bk.ru

Устинов В. В.
(научный руководитель)
ustinov_1956@mail.ru

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В работе предложена методика и алгоритм расчета весовых коэффициентов значимостей параметров оценки техники пилотирования и элементов пилотажа в летном упражнении.

Ключевые слова: параметры оценки техники пилотирования, маневры и фигуры пилотажа, альтернативы, ранжирование, коэффициенты значимости альтернатив.

Имеется n объектов (элементов полета): a_1, a_2, \dots, a_n , m экспертов – проводят сравнение всех пар объектов между собой, давая численную оценку:

$$W_{ij} = \begin{pmatrix} 1, \text{ если } a_i > a_j; i \neq j, i = \bar{1}, \bar{n}, j = \bar{1}, \bar{n}; \\ 0, \text{ если } a_i < a_j; i \neq j, i = \bar{1}, \bar{n}, j = \bar{1}, \bar{n}; \\ 0,5, \text{ если } a_i \approx a_j; i = \bar{1}, \bar{n} \end{pmatrix}$$

$W_{ij} = 0,5, \text{ т.к. } a_i \approx a_j; i = \bar{1}, \bar{n}$

	P ббод.	H ббод.	V ббод.	P тек.	H тек.	V тек.	V_g	n_g	δ	α		
P ббод.												
H ббод.												
V ббод.												
P тек.												
H тек.												
V тек.												
V_g												
n_g												
δ												
α												

Рисунок 1 – Пример карты экспертного опроса

Требуется определить степень весомости объектов, для каждого эксперта определить математическое ожидание (М.О.) X_{ij} случайной величины W_{ij} . На основании матрицы $|X| = X^{n \times m}$, математическое ожидание оценок пар элементов определить коэффициенты относительной важности K_{11} , с помощью которых получаем нормированный по рангам перечень параметров. Далее оценивается согласованность мнений экспертов с помощью коэффициентов конкордации W (коэффициент ранговой корреляции для группы из «m» экспертов). Значимость коэффициентов W для определения степени необходимости уточнения сделанных выводов проверяется с помощью критерия χ^2 .

Оттиск применяемой для экспертного опроса карты приведен на рис. 1.

Карты экспертного опроса для ранжирования параметров полета, маневров и фигур пилотажа аналогичны:

- вместо видов элементов использованы перечень параметров полета, маневров и фигур пилотажа;
- указывается номер выполняемого упражнения;

– изменена инструкция по заполнению в соответствии с поставленной задачей.

Если при оценке пар альтернатив (a_i, a_j) m_i – экспертов групп высказались в пользу предпочтения $a_i > a_j$, m_j – экспертов – наоборот, а m_k экспертов за $a_i \sim a_j$ (их эквивалентность), то оценка М.О. случайной величины определяется выражением

$$X_{ij} = M[W_{ij}] = 1 \frac{m_i}{m} + 0 \frac{m_j}{m} + 0.5 \frac{m_k}{m}.$$

Из этого следует:

$$X_{ij} = \frac{m + 0.5m_k}{m}; i = \overline{1, n}, n = \overline{1, n}, k = \overline{1, n}, i \neq j.$$

Совокупность X_{ij} образует матрицу размерностью $m \times n$. Вектор коэффициентов относительной важности (КОВ) порядка M определяется

$$K^M = \frac{1}{\lambda^M} X K^{M-1}; M = \overline{1, n},$$

где: $X = |X_{ij}|$; $K^0 = (1, 1 \dots 1)$; $K^M = (k_1^M, k_2^M \dots k_n^M)$; $\lambda^M = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n X_{ij} k_j^{M-1}$; $M = \overline{1, n}$.

В решаемой задаче ограничимся нахождением КОВ первого порядка, что дает достаточную точность и значительно упрощает все вычисления. Эти КОВ представляют собой относительные суммы элементов строк матрицы X . При $M=1$ имеем:

$$k_i^1 = \frac{\sum_{j=1}^n X_{ij}}{\sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n X_{ij}}; \sum_{j=1}^n k_i^1 = 1 \text{ или } \lambda = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n X_{ij} = n^2.$$

При использовании в качестве исходной матрицы составленной из ответов одного эксперта, получим КОВ, предлагаемые им одним.

Исходя из того, что матрица X неразложима и КОВ позволяют определить во сколько раз одна альтернатива превосходит по выбранным показателям другие альтернативы, строится ранжирный список альтернатив, $k_1^1 > k_2^1 > k_3^1 > \dots > k_n^1$ из которого следует, что: $a_1 > a_2 > a_3 > \dots > a_n$.

Если КОВ получены на основе матрицы X_{ij} – математическое ожидание оценок пар альтернатив, то в результате получим обобщенный нормированный по степени важности список маневров и фигур пилотажа или параметров, входящих в критерий оценивания.

Для расчета коэффициента конкордации W (согласованности мнений экспертов) составляется матрица КОВ $k_{ij}, i = \overline{1, m}, j = \overline{1, n}$ рассчитанных по ответам « m » экспертов. Каждому значению в строке матрицы присваивается определенный ранг «1», следующему «2» и так далее, наибольшему « n ».

Если в строке матрицы встречаются эквивалентные значения, то каждому из них присваиваются одинаковые ранги, называемые «связанными».

Допустим, при обработке карт экспертного опроса i -го эксперта (i – я строка матрицы k) значение КОВ k_{ij} для 2, 4 и 9 альтернатив одинаковы и занимают по значимости ранги 7, 8 и 9, тогда каждой из этих альтернатив значение рангов будет перераспределено следующим образом:

$$k_{i2} = k_{i4} = k_{i9} = \frac{7 + 8 + 9}{3} = 8.$$

Таким образом, в качестве исходных данных для расчета W используется матрица R , размерностью $m \times n$:

$$R = \begin{pmatrix} r_{i1} \dots r_{ij} \dots r_{in} \\ \dots \dots \dots \\ \dots \dots \dots \\ \dots \dots \dots \\ r_{i1} \dots r_{ij} \dots r_{in} \\ \dots \dots \dots \\ \dots \dots \dots \\ \dots \dots \dots \\ r_{m1} \dots r_{mj} \dots r_{mn} \end{pmatrix}$$

Тогда $\sum_{i=1}^m, \sum_{j=1}^n r_{ij} = m(1+2+\dots+n) = mF$, где $F = \text{const}$.

В случае, когда какой-либо эксперт не может установить ранжированное различие между несколькими альтернативами

и присваивает им одинаковые ранги, расчет знаменателя производится по формуле

$$W = \frac{S}{\frac{1}{12} m^2 (n^3 - n)},$$

где $T_j = \frac{1}{12} \sum_{ij} (t_j^3 - t_j)$; t_j – число одинаковых рангов в j -ом ряду.

Знаменатель W представляет собой гипотетическую сумму рангов, установленных экспертами в случае полной согласованности их мнений. При $t_j = 0$ формула примет вид

$$W = \frac{S}{\frac{1}{12} m^2 (n^3 - n) - m \sum_{i=1}^m T_j},$$

где:

$$S = \sum_{i=1}^n \left(\sum_{i=1}^n R_{ij} - \frac{mF}{n} \right)^2.$$

Для проверки согласованности мнений экспертов, в случае совпадения некоторых рангов, определяется критерий χ^2 :

$$\chi_{\text{факт}}^2 = \frac{S}{\frac{1}{12} mn(n+1) - \frac{1}{n-1} \sum_{j=1}^m T_j}.$$

Число степеней свободы равно числу факторных признаков за вычетом единицы. При $\chi_{\text{факт}}^2 > \chi_{\text{табл}}^2$ коэффициент W существенен (то есть значим), и, следовательно, согласованность экспертов высокая.

Блок схема программы RANG представлена на рис. 2.

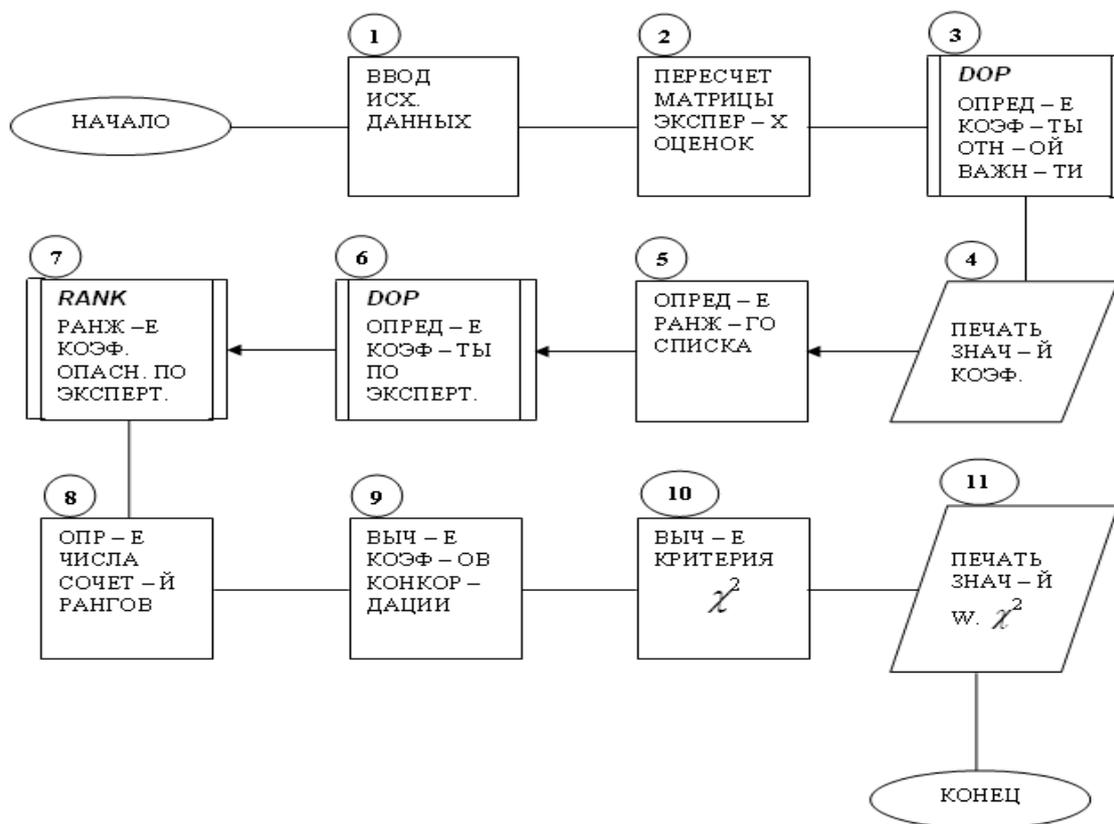


Рисунок 2 – Блок схема программы RANG

Исходными данными – является массив, содержащий данные карт экспертного опроса для конкретной группы экспертов. Выходными данными являются: ранжированный список оцениваемых альтернатив, значения коэффициентов весомости, значения коэффициентов W и $\chi^2_{\text{факт}}$.

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.

УДК 629.7.05

ИНТЕГРАЛЬНАЯ МОДУЛЬНАЯ АВИОНИКА ПЕРСПЕКТИВНОГО ВЕРТОЛЕТА

Радчук П. П.
Saint.pr@mail.ru

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

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Данная работа включает в себя информацию о перспективной концепции построения КБО-17 на основе интегральной модульной авионики. Особое внимание уделяется конкретному рассмотрению ИМА: перспективам построения, структуре, составу и назначению модулей.

Ключевые слова: комплекс бортового оборудования, интегральная модульная авионика, конструктивно-функциональные модули.

Принимая во внимание недостатки и ограничения, присущие концепции федеральной централизованной авионики (ФЦА), в конце 90-х годов прошлого столетия ведущими зарубежными разработчиками авионики был инициирован ряд научно-исследовательских программ, направленных на формирование новых концепций построения БРЭО, лишенных этих недостатков. В результате выполнения этих программ появилась концепция построения БРЭО, именуемая – интегрированная модульная авионика (ИМА), позволяющая в полной мере реализовать все

концептуальные требования, предъявляемые к аппаратной, программной платформе перспективного БРЭО.

Рассмотрим концепцию ИМА – интегрированная модульная авионика (Integrated Modular Avionics ИМА). В 2005 году основные подходы к реализации и сертификации БРЭО на основе концепции ИМА были стандартизованы рабочей группой RTCA в виде международного стандарта OO-297; Integrated Modular Avionics (ИМА) Development Guidance and Certification. В основу концепции ИМА положены следующие принципы:

- открытость и адаптивность архитектуры бортовых вычислительных систем (платформ ИМА) к различным применениям за счет использования функционально-модульного принципа построения и использования стандартизованных интерфейсов;

- формирование единой вычислительной среды с использованием высокоскоростных резервированных сетей передачи данных с пакетной коммутацией (AFDX, FibreChannel (FC-AE) и т. д.) и жесткой сегментации и конфигурированием совместно используемых ресурсов;

- глубокая унификация и стандартизация аппаратно-программных средств всех платформ ИМА, в том числе и за счет использования базовых коммерческих COTS-технологий;

- полная независимость прикладного программного обеспечения (приложений) от аппаратной платформы с обеспечением его повторного использования [1].

Принципы открытости архитектуры платформы ИМА базируются на основе использования ограниченного набора унифицированных аппаратно-программных компонент (модулей) для создания масштабируемых бортовых вычислительных систем с широким спектром функциональных характеристик, изменяемых в зависимости от требований конкретного применения.

Схематично от архитектуры КБО в концепции ФЦА к архитектуре КБО в концепции ИМА показано на рис. 1.

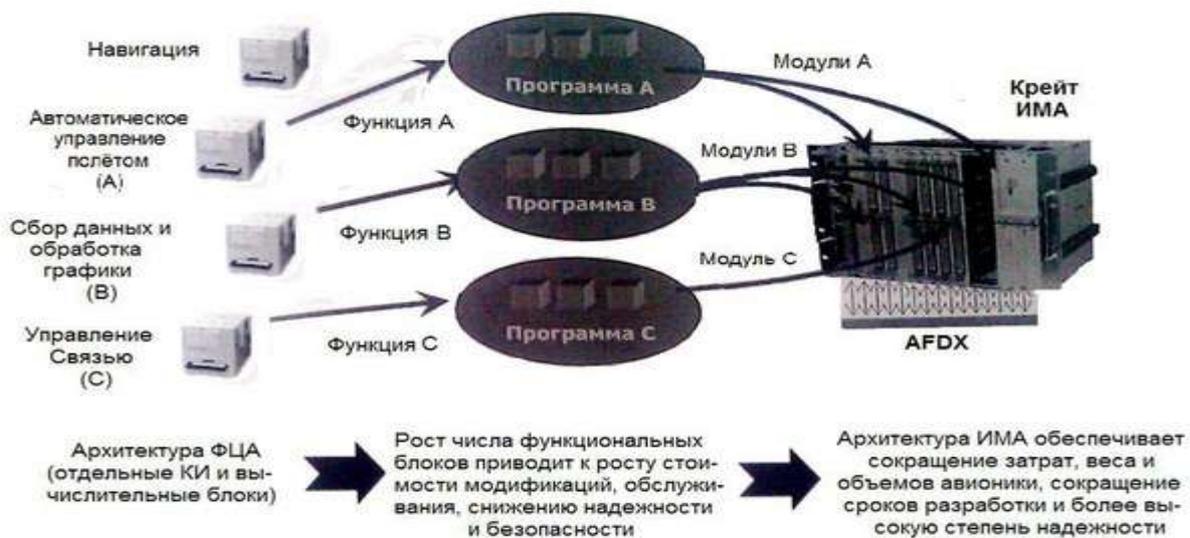


Рисунок 1 – Переход от архитектуры ФЦА к архитектуре ИМА

Несмотря на очевидные преимущества концепции ИМА существует несколько обстоятельств, препятствующих ее быстрому полному внедрению. Самым значимым является то обстоятельство, что внедрение концепции ИМА неизбежно влечет за собой резкое увеличение роли (в том числе финансовой) интегратора крейта ИМА и резкое снижение роли остальных соисполнителей. Кроме этого, переход на ИМА требует одновременную смену на вертолете поколения общевертолетного оборудования (ОВО). Также не проработан вопрос процедуры сертификации законченного крейта ИМА, содержащего модули различных производителей, решающих различные задачи.

В настоящее время за рубежом уже разработаны и используются комплексы интегрированной модульной авионики для таких вертолетов как: Sikorsky S-92, S-70, AgustaWestland AW-139, боевого вертолета RAH-66, конвертоплана BA 609 [2].

Реализация КБО-17 в концепции ИМА

Для обеспечения требуемых показателей отказобезопасности в основу структуры построения перспективного комплекса бортового оборудования вертолета типа МИ-171А2 положен принцип полного дублирования выполнения основных функций.

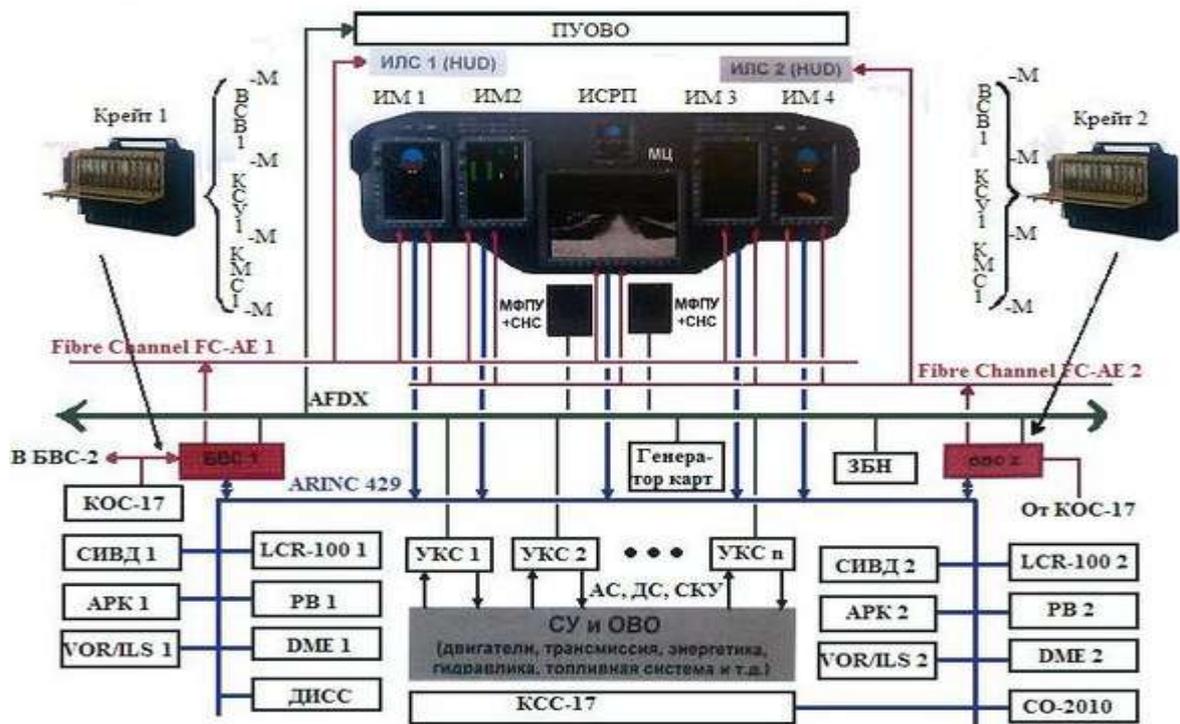


Рисунок 2 – Построение КБО-17 с использованием ИМА

Таким образом, вычислительное ядро КБО представляет собой два независимых крейта ИМА с одинаковым набором основных модулей, а в составе КБО используются по два комплекта основных пилотажных и навигационных систем-датчиков (ИКВ, СИБД, РВ, АРК, VOR/ILS и DME). При необходимости могут дублироваться и другие датчики.

Возможная структура и внешние связи крейта ИМА в составе КБО-17 приведены на рис. 2.

Особенности построения КБО-17 на ИМА:

- ядром КБО является дублированная бортовая вычислительная система, состоящая из двух крейтов ИМА-БВС 1 и БВС 2;
- каждый БВС формирует и выдает в каждый ИМ информацию, предназначенную для отображения экипажу в соответствии с требованиями стандарта Fibre Channel FC-AE, при этом, по умолчанию, БВС 1 формирует видеоинформацию, предназначенную для отображения левому пилоту, БВС 2 – правому;
- каждый ИМ содержит по два входа приема информации, соответствующих стандарту ARINC-818 Avionics Digital Video Bus High Data Rate, Draft 4 (Fibre Channel FC-AE). Информация, которая необходима для отображения на данном индикаторе;

– каждый БВС взаимодействует с другими КИ КБО через бортовую резервированную сеть передачи данных AFDX, соответствующую требованиям стандарта ARINC 664, раздел 7;

– кроме того, каждый БВС взаимодействует с ранее разработанными системами КБО по интерфейсам стандарта ARINC 429 и МКИО.

Внешний вид конструкции крейта ИМА представлен на рис. 3.

Состав и назначение модулей БВС (крейта ИМА)

В состав каждого крейта ИМА входят следующие модули:

- модуль вычислительной системы вертолетождения МВСВ;
- модуль комплексной системы управления МКСУ;
- модуль формирования изображения МФИ;
- модуль коммутации и масштабирования сигналов МКМС;
- модуль управления общевертолетным оборудованием МУОВО;
- интегрированный модуль связи ИМС;
- модуль бортовой системы контроля технического обслуживания МБСТО;
- модуль коммутатора сети;
- модуль питания МП.

Модуль МКСУ обеспечивает реализацию пилотажных законов управления с минимальным запаздыванием сигналов от входа к выходу, достоверное определение возникающего отказа и построение отказобезопасного контура управления вертолетом.

Модуль МФИ обеспечивает: прием информации по интерфейсам AFDX, ARINC 429, RS-422 от систем КБО; логическую обработку принимаемой информации; формирование и выдачу графической информации, и передачу ее на четыре ИМ, два ИЛС и МЦ через модуль МКСМ.

Модуль МКМС обеспечивает: прием видеосигналов от различных систем БРЭО (телетепловизионная система, лазерная локационная система, метеолокатор, генератор цифровых карт и т. п.), по интерфейсам LVDS, VGA, STANAG 3350B, ARINC708A, ГОСТ 7845-92 и др; масштабирование, коммутацию, преобразование, наложение входных видеосигналов; выдачу сформированного видеоизображения на бортовые индикаторы в соответствии с требованиями стандарта FibreChannel FC-AE.

Интегрированный модуль связи обеспечивает: организацию информационного обмена между составными частями комплекса средств

связи КСС; внешнюю двустороннюю радиотелефонную связь через любую из трех радиостанций с одновременным дополнительным прослушиванием двух других радиостанций; регулировку уровня громкости прослушивания приемников радиостанций и внутренней связи; воспроизведение сообщений об аварийной ситуации.

Модуль МКС выполняет функции коммутатора межмодульной сети передачи данных AFDX в соответствии с требованиями стандарта ARINC 664 раздел 7. Модуль коммутатора сети обеспечивает подключение не менее 13 оконечных устройств (модулей), топология межмодульной сети – «звезда».

Модуль питания является многоканальным источником вторичного электропитания и предназначен для преобразования первичного напряжения от двух бортовых сетей «+27 В» в вторичные напряжения «+12 В», «+5 В», «+3,3 В» и «-12 В», необходимые для электропитания модулей крейта.

Концепция структуры программного обеспечения (ПО) крейта ИМА.

Концепция ИМА диктует жесткие требования к программному обеспечению, способному реализовать потенциал новой аппаратно-программной архитектуры. Основная задача, стоящая при ее создании – найти программно-аппаратные решения, позволяющие устранить недостатки архитектуры ФЦА за счет значительного сокращения распределенных в пространстве информационно-управляющих ресурсов и сосредоточения вычислительного процесса в нескольких производительных, высоконадежных, защищенных и отказоустойчивых вычислительных модулях. При таком подходе интеграция понимается как разделение ресурсов (источников питания, процессов, памяти, коммуникационных шин, подсистем связи и ввода–вывода) между несколькими вычислительными модулями. Таким образом, программное обеспечение играет ключевую роль в успешной реализации концепции ИМА.



Рисунок 3 – Внешний вид конструкции крейта ИМА

ПО крейта ИМА, как функциональное (функции автопилота, генерации изображения, управления связью и т. п.), так и системное (операционная система реального времени – ОСРВ, драйверы устройств), должно отвечать следующим требованиям:

- соответствие ключевым отраслевым, национальным и международным стандартам, таким, как DO-178B (КТ-178В), ARINC 653, DO-255;

- обеспечение высокой степени «живучести» системы таким образом, чтобы при отказе какой-либо части ПО, другая продолжала нормально функционировать и гарантировать отсутствие общего отказа системы;

- соответствие чрезвычайно жестким требованиям по качеству, которое должно подтверждаться на основе всесторонней сертификации всех этапов разработки и жизненного цикла изделия;

- обеспечение возможности многократного использования элементов программного обеспечения (ОСРВ, модули функционального ПО) без повторной сертификации с целью снижения стоимости сертификации конечного изделия.

Стандарт ARINC 653 описывает разделение вычислительных ресурсов во времени и пространстве. То есть, этот стандарт описывает безопасное взаимодействие компонент программного обеспечения. Также этот стандарт специфицирует программные интерфейсы (API- ApplicationProgramInterface), которые позволяют абстрагировать приложение от аппаратуры. Структура интегрированного ПО крейта ИМА, в соответствии с архитектурой ARINC 653, приведена на рис. 4 [3].

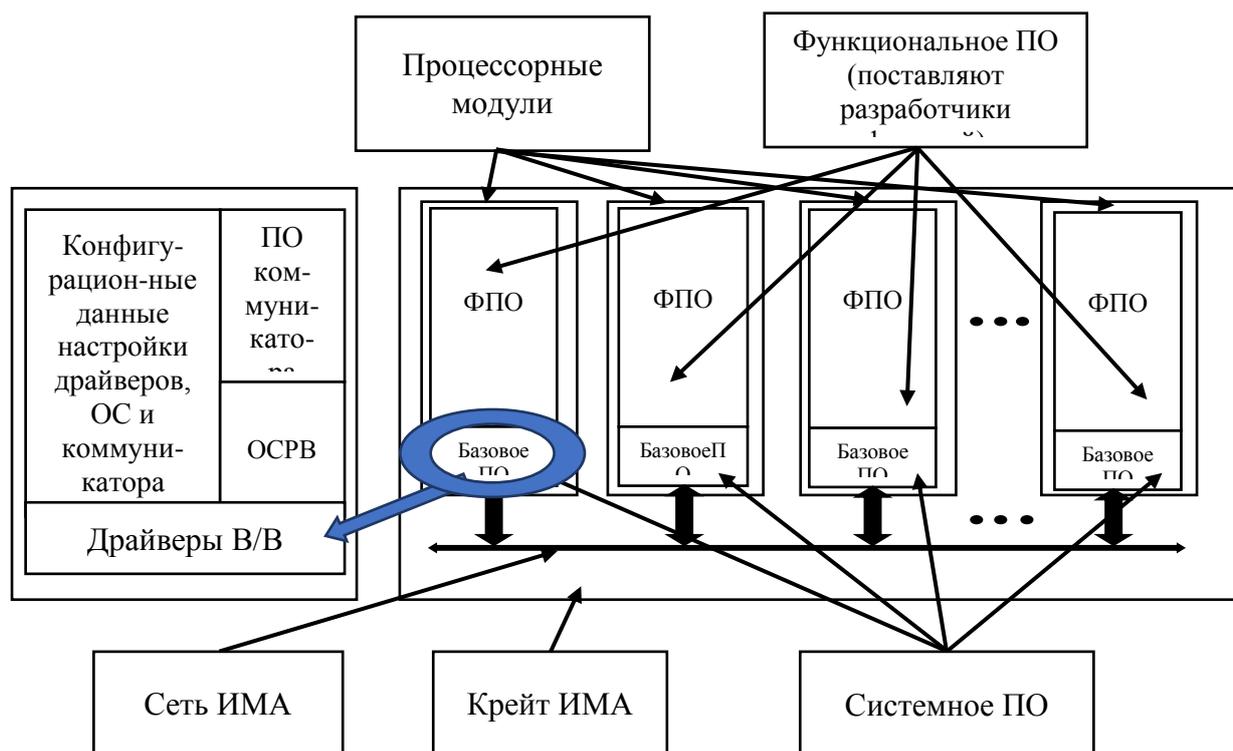


Рисунок 4 – Структура ПО крейта ИМА

Внедрение описанных выше технических решений после более детальной проработки позволит добиться снижения массы и стоимости БО и фидерных жгутов до 30% [4].

Рассмотренный нами вид интегральной модульной авионики является одной из перспективных разработок в области комплексного бортового оборудования. Воздушные суда, использующие данный вид авионики, выиграют достаточно много, так как будет упрощена работа КБО, уменьшатся его размеры, а функционал и простота пользования увеличатся в разы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Абрамов Б. М. Создание первого отечественного комплекса стандартного цифрового пилотажно-навигационного оборудования (КСЦПНО-96-204 и ЦПНК-114). / Б. М. Абрамов, А. А. Польский. – ФГУП НИИАО. Авиакосмическое приборостроение, 2003. – № 1.
2. Интернет ресурс: www.aviaport.ru – новости;
3. Кивокурцев А. Л. Вопросы технической эксплуатации интегрированных комплексов бортового оборудования современных

самолетов. / А. Л. Кивокурцев // В сб.: Авиамашиностроение и транспорт Сибири. Сборник статей II Всероссийской научно-практической конференции, приуроченной ко Дню космонавтики. 11–13 апреля 2012г.– Иркутск: ИрГТУ, 2012. – С. 61–69.

4. Интернет ресурс: www.media-phazotron.ru – информационно-аналитический журнал.

УДК 629.7.05

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЦИФРОВОЙ КОНТРОЛЬНО-ПРОВЕРОЧНОЙ АППАРАТУРЫ ДЛЯ ПРОВЕРКИ РАБОТОСПОСОБНОСТИ АНЕРОИДНО-МЕМБРАННЫХ ПРИБОРОВ

Шамсутдинов В. Р.

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

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Представлен краткий обзор анероидно-мембранных приборов, используемых в современной авиации, их принцип действия и основные характеристики. Рассмотрен пример цифровой контрольно-проверочной аппаратуры АМП. Представлена технология проверки работоспособности АМП с помощью КПА ADTS 505.

Ключевые слова: анероидно-мембранные приборы, барометрический высотомер, указатель скорости, вариометр, технология проверки работоспособности, цифровая контрольно-проверочная аппаратура.

В современной авиации широко применяются анероидно-мембранные приборы, входящие в состав бортовой системы воздушных сигналов (СВС) для вычисления приборной и воздушной скорости, истинной воздушной скорости, вертикальной скорости и барометрической высоты на самолётах, вертолётах и других ВС. К таким АМП относятся: высотомер ВД-10ВК, указатель скорости УС-450К, вариометр ВАР-30МК.



Рисунок 1 – Высотомер (ВД-10ВК)

Высотомер (ВД-10ВК) – барометрический двухстрелочный высотомер предназначен для определения относительной высоты полета (относительно места взлета, посадки или другого пункта, в котором известно барометрическое давление воздуха), а также для выдерживания высоты при полетах по эшелонам. Изображение высотомера представлено на рис. 1.

Отсчет высоты ведется по показаниям 2 стрелок на шкале (большая показывает высоту в метрах, малая стрелка – в км). На лицевой стороне прибора имеется ручка кремальеры, с помощью которой можно установить стрелки прибора в нулевое положение, если высоту полета необходимо измерять относительно места взлета, или в положение, соответствующее статическому давлению в месте посадки, когда высоту полета необходимо измерить относительно конечного пункта полета. При полетах по эшелонам шкала давлений устанавливается на 760 мм.рт.ст. Чувствительным элементом прибора является блок anerоидных коробок, остаточное давление воздуха в которых равно 0,15–0,2 мм.рт.ст. В герметичный корпус высотомера со статической камеры ПВД подводится статическое давление. С поднятием на высоту давление в корпусе прибора уменьшается, что вызывает деформацию anerоидных коробок. Через передающий механизм ход anerоидных коробок передается на стрелки прибора.

Расчет и тарировка прибора выполнены для условий стандартной атмосферы: давление 760 мм.рт.ст., температура +15°C. В реальных

условиях расчетные данные не совпадают с действительными, что вызывает ошибки в работе прибора. Высотомер имеет инструментальные и методические ошибки. Инструментальные: возникают из-за несовершенства обработки деталей прибора, неточности сборки, регулировки, качества материалов, износа деталей в процессе эксплуатации. Эти ошибки определяются при проверке прибора в лабораторных условиях на специальной установке. Допустимые погрешности прибора заносятся в специальную таблицу показаний по эшелонам. Методические: возникают из-за несовершенства метода измерения, который положен в основу принципа работы прибора. Высотомер имеет ошибки из-за изменения атмосферного давления у земли, температурные ошибки, ошибки из-за изменения рельефа местности [1, 2, 3, 6].

Указатель скорости (УС-450К) – предназначен для измерения поступательной скорости воздушного судна относительно воздушной среды в направлении полета. Изображение указателя скорости представлено на рис. 2.

Принцип действия прибора основан на измерении разности между полным и статическим давлениями набегающего потока воздуха в полете. Чувствительным элементом прибора является манометрическая коробка, мембрана которой под действием воздуха деформируется и передает движение на стрелку. На задней стенке корпуса указателя имеются 2 штуцера, один из которых соединяется с системой полного давления, а другой – статического.



Рисунок 2 – Указатель скорости (УС-450К)



Рисунок 3 – Вариометр (ВАР-30МК)

Эти соединения выполняются трубками из алюминиевого сплава с помощью дюритовых шлангов. Указатель скорости УС-450К имеет две методические ошибки: ошибку из-за изменения плотности воздуха и температурную ошибку. С поднятием на высоту плотность воздуха уменьшается, следовательно, на высоте показания прибора будут меньше, чем у земли. Плотность воздуха также меняется с изменением температуры. При температуре выше $+15^{\circ}\text{C}$ указатель скорости показывает скорость меньше фактической, а при температуре ниже $+15^{\circ}\text{C}$ прибор завышает показания скорости. Аэродинамические ошибки возникают из-за погрешности восприятия давления приемником воздушного давления вследствие завихрений и искажений воздушного потока от элементов конструкции ВС [1, 2, 3, 6].

Вариометр (ВАР-30МК) – предназначен для измерения вертикальной составляющей скорости подъема и спуска объекта в диапазоне от 0 до 30 м/с, а также контроля горизонтального полета. Изображение высотомера представлено на рис. 3.

Вариометр замеряет разность давлений воздуха в атмосфере и внутри корпуса прибора, сообщающегося с атмосферой капилляром. Эта разность давлений возникает при изменении высоты полёта и исчезает, когда летательный аппарат летит на постоянной высоте. Предназначен для измерения и индикации вертикальной воздушной скорости ВС при снижении или наборе высоты. Принцип действия основан на измерении скорости изменения статического давления при изменении

высоты полёта. В состав конструкции входят: блок манометрической коробки, стрелка, капилляр, трубопровод, шкала. В качестве чувствительного элемента используется манометрическая коробка. Внутренняя полость герметичного корпуса прибора сообщается непосредственно с магистралью статического давления через капилляр. Капилляр – стеклянная трубка с отверстием малого сечения. Если самолёт летит горизонтально, то статическое атмосферное давление внутри манометрической коробки и давление внутри корпуса будут одинаковы и стрелка прибора показывает нулевую вертикальную скорость. При изменении высоты полёта изменяется статическое давление. Внутри манометрической коробки это давление устанавливается практически мгновенно, а в корпусе прибора, вследствие сопротивления капилляра, давление изменяется медленнее, чем внутри манометрической коробки. Чем больше вертикальная скорость полета, тем больше разность давлений. Под действием разности давлений манометрическая коробка деформируется. Деформация коробки через передаточный механизм передаётся на стрелку, которая отклоняется от среднего положения вверх при наборе высоты, вниз-при снижении [1, 2, 3, 6].

Для проверки работоспособности АМП используется контрольно-проверочная аппаратура. В качестве такой КПА приведена ADTS (Air Data Test Set), представленная на рис. 4.



Рисунок 4 – КПА ADTS 505

Калибраторы давления ADTS (модификаций ADTS 401, ADTS 403, ADTS 405, ADTS 505) – многофункциональные приборы, предназначенные для измерения абсолютного давления, разности давлений, а также для расчета по результатам измерений высотно-скоростных и аэродинамических параметров авиационных приборов – высоты полета, скорости полета, вертикальной скорости полета, числа Маха. Приборы применяются в цехах и лабораториях авиационной промышленности, а также на базах технического обслуживания аэропортов и на борту самолета для поверки средств измерений давления, и для тестирования высотно-скоростных и аэродинамических параметров. В данном приборе реализована функция записи результатов проверки на съемный носитель [4, 7].

Рассмотрим технологию проверки работоспособности АМП. Для этого необходимо выполнить следующие этапы:

1. Проверьте работоспособность анероидно-мембранных приборов и герметичность систем полного и статического давлений, питающих эти приборы. Для этого:

- снимите чехол и заглушку с ППД и приемника статического давления;
- подсоедините шланг установки ADTS 505 к ППД;
- подсоедините шланг на ADTS 505 к штуцеру «Д» прибора УС-450К установки;
- убедитесь, что бортсеть самолета подключена к аэродромному источнику электропитания и автомат защиты сети УВИД на левой панели АЗС включен;
- включите выключатель УВИД на верхнем электрощитке пилотов;
- установите кран ДАВЛЕНИЕ – ВАКУУМ на ADTS 505 в положение ДАВЛЕНИЕ;
- создайте плавно с помощью ADTS 505 в динамической системе давление, соответствующее скорости 300 км/ч по бортовому указателю на левой приборной доске пилотов. Стрелки прибора должны плавно перемещаться в сторону увеличения показаний.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ – ДАВЛЕНИЕ В СИСТЕМЕ СОЗДАВАЙТЕ ПЛАВНО В ТЕЧЕНИЕ НЕ МЕНЕЕ 20 с. НЕ ДОПУСКАЙТЕ ПОВЫШЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ В СИСТЕМЕ БОЛЕЕ 450 км/ч ПО УКАЗАТЕЛЮ УС-450К;

- проверьте динамическую систему на герметичность при давлении в системе, соответствующем скорости 300 км/ч. Система считается герметичной, если в течение 3 мин показания прибора уменьшаются не более чем на 2 км/ч за 1 мин;
- снизьте давление в системе до нуля и отсоедините шланги от штуцера «Д» и ППД;
- соедините шланг на ADTS 505 со штуцером «С» прибора УС-450К установки;
- подсоедините шланг установки ADTS 505 к приемнику статического давления;
- установите кран ДАВЛЕНИЕ – ВАКУУМ на ADTS 505 в положение ВАКУУМ;
- создайте плавно разрежение в системе статического давления, соответствующее скорости 300 км/ч по указателю УС-450К на установке;
- проследите за положением стрелок приборов УС-450К, ВАР-30МК, ВД-10ВК. Не должно быть заеданий (неплавного перемещения) стрелок в приборах;
- выдержите систему под разрежением, соответствующим скорости 300 км/ч (по указателю УС-450К установки) в течение 3 мин и убедитесь в герметичности статической проводки. Система считается герметичной, если показания скорости по прибору УС-450К за 1 мин уменьшатся не более чем на 5 км/ч;
- плавно создайте в проверяемой системе разрежение, соответствующее скорости 150 км/ч (по указателю УС-450К установки), и выдержите систему под этим давлением в течение 3 мин. Уменьшение показаний указателя УС-450К не должно превышать 2 км/ч в 1 мин;
- плавно поднимите давление в статической системе до нуля;
- выключите на левой панели АЭС автомат защиты сети питания УВИД-15Ф по переменному току – 115 В 400 Гц. Должен загореться светосигнализатор на фланце указателя УВИД-15Ф, сигнализирующий отказ питания по переменному току – 115 В 400 Гц;
- выключите выключатель УВИД на верхнем электрощитке пилотов. Светосигнализатор на фланце указателя УВИД-15Ф должен погаснуть;
- отсоедините шланг ADTS 505 от приемника статического давления и установите чехол и заглушку на приемники полного и статического давления.

2. Согласно п. 1 данной технологической карты, проверьте работоспособность приборов УС-450К, ВД-10ВК, ВАР-30МК, а также герметичность систем полного и статического давлений от приемника полного давления и приемника статического давления № 2.

3. При негерметичности систем полного и статического давления отсоедините все приборы и приемники, заглушите отсоединенные концы дюритовых шлангов (трубопроводов) системы заглушками и повторно проверьте систему на герметичность. Если негерметичность обнаружена в трубопроводах, то нанесением раствора нейтрального мыла на стыки трубопровода определите место утечки и устраните неисправность. Если система герметична, проверьте герметичность приборов. Негерметичные приборы замените. После устранения неисправности вновь проверьте герметичность всей системы с подсоединенными к ней приборами и приемниками. При обнаружении закупорки систем полного и статического давления (стрелки проверяемых приборов не отклоняются или отклоняются незначительно) систему необходимо продуть сжатым воздухом. Для этого:

- отсоедините дюритовые шланги от штуцеров всех приборов и датчиков, питающихся от проверяемой системы, и закройте концы шлангов заглушками;

- подсоедините к одному из шлангов системы через редуктор баллон со сжатым воздухом;

- продуйте систему сжатым воздухом под давлением 2 кгс/см^2 (в сторону приемника).

Система считается исправной, если через приемник наружу выходит непрерывная струя чистого воздуха без примеси посторонних частиц, пыли, грязи (окалины у ППД). Если через приемник (ППД) воздух не проходит, отсоедините приемник и повторно продуйте систему. В случае закупорки линии необходимо произвести продувку по участкам, рассоединив трубопровод в местах стыков. При наличии в системе ледяной пробки в линию трубопроводов залейте жидкость ЭАФ (эфироальдегидная фракция) и затем продуйте трубопровод вновь. После продувки удалите влагу из влагоотстойников;

5. Подсоедините к системе приборы, датчики, ППД (если система при устранении закупорки не расстыковывалась) и проверьте систему на герметичность, согласно п.1 данной технологической карты [5, 7].

Рассмотренная выше технология изучена и отработана в ходе технологической практики. На практике также изучены анероидно-мембранные приборы, используемые в современной авиации, их принцип действия и основные ошибки, рассмотрен пример использования цифровой контрольно-проверочной аппаратуры АМП. АМП и КПА имеют свои перспективы развития в части улучшения точности показаний и качества конструкции. В связи с постоянным совершенствованием АТ, меняется и технология проверки работоспособности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Милюкова И. Г. Учебное пособие по теме: анероидно мембранные приборы самолета. Рыльск – 2000 г.
2. Доброленский Ю. П. Авиационное оборудование, М.: Военное издательство, 1989. – 248 с.
3. Приемники воздушного давления. ЦАГИ (2015г) – www.tsagi.ru
4. КИП Комплект Сервис: Авиационное метрологическое оборудование – www.kip.tatar
5. Ми-171 Технологические указания по выполнению регламентных работ.
6. В. Н. Габец, Ю. С. Соловьёв Авиационные автономные мембранно-анероидные приборы, М.: МГТУ ГА, 2012.
7. Инструкция по эксплуатации ADTS 505 (Druck ADTS 505 Air Data Test Set) www.ge-mcs.com/download/sensing-manuals/K0260-issue6.

ДЕМОНСТРАЦИОННЫЕ МОДЕЛИ ДЛЯ СПЕЦДИСЦИПЛИН

Логунов В. М.

Ефименко А. В.

(научный руководитель)

Омский летно-технический колледж гражданской авиации

им. А. В. Ляпидевского

(г. Омск)

Доклад посвящен применению демонстрационных моделей на занятиях спецдисциплин специальностей АиРЭО(авиационного и радиоэлектронного оборудования). В докладе рассматривается возможность применения микропроцессорной техники для создания малогабаритных, переносных, дешевых демонстрационных моделей. Цель их создания – поднять успеваемость курсантов по спецдисциплинам. Рассмотрены условные этапы при их создании. Для некоторых моделей процесс сборки больше содержит информации. Для других только упоминается. Рассматриваются выявленные достоинства и недостатки.

Ключевые слова: демонстрационные модели, спецдисциплин, микроконтроллер, АТmega328, автопилот, измеритель.

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность

При изучении дисциплин не последняя роль отводится демонстрационным моделям. Их цель помочь учащимся закрепить пройденный теоретический материал, уяснить принципы реализации теоретических знаний в практике. Раньше было обилие демонстрационных моделей по спецдисциплинам. Сейчас их значительно меньше.

Обзор предшествующих работ

Касаясь спецдисциплин были отмечены попытки создания демонстрационных установок. Одни были реализованы на аналоговых элементах. Модели выходили мощными, габаритными, тяжелыми с источником питания от розетки.

Держать в руках демонстрационную модель, ознакомиться с работой модели в динамике и статике не представлялось возможным. Или передать другому учащемуся.

Тезис-мысль, требующая обоснования

Демонстрационные модели улучшат успеваемость и усвояемость знаний по спецдисциплинам.

Аргументы-обоснование истинности тезиса

1. Известно, что у обучающихся есть преимущественный канал восприятия информации (аудиалы, визуалы, кистенетики). Через этот канал информация запоминается, осмысливается с меньшими затратами времени и сил. Если обучающий будет работать с демонстрационной моделью (держать в руках) и будет словесный рассказ преподавателя, то перекроются эти 3 канала восприятия. Информация будет усваиваться с меньшими усилиями и затратами времени. Так как информация попадает гарантированно в один ведущий канал восприятия.

2. Результаты зимней и летней сессии.

3. Раньше у нас образование было самым лучшим в мире и использовалось много демонстрационных моделей.

1 АНАЛИЗ НАУЧНОЙ ЛИТЕРАТУРЫ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ДЕМОНСТРАЦИОННЫХ МОДЕЛЕЙ

1.1 Плата на микроконтроллере и микропроцессорное устройство

Микропроцессорное устройство, построенное на микроконтроллере ATmega328. Микроконтроллер ATmega328 имеет 32 кБ памяти. ATmega168 имеет 1 кБ ОЗУ и 512 байт EEPROM, а ATmega328 – 2 кБ ОЗУ и 1 Кб EEPROM.

Каждый из 14 цифровых выводов Nano, используя функции pinMode(), digitalWrite(), и digitalRead(), может настраиваться как вход или выход. Выводы работают при напряжении 5 В. Каждый вывод имеет нагрузочный резистор (стандартно отключен) 20–50 кОм и может пропускать до 40 мА. Некоторые выводы имеют особые функции:

I2C: 4 (SDA) и 5 (SCL). Посредством выводов осуществляется связь I2C (TWI). С помощью этих проводов осуществляется взаимодействие с LCD экраном.

Платформа программируется посредством модификации языка С.

2 СОЗДАНИЕ ДЕМОНСТРАЦИОННЫХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ СПЕЦИДИСЦИПЛИН

Были созданы действующие, портативные демонстрационные модели с автономным источником питания:

1. Измеритель углов крена, тангажа, курса.
2. Инерциальная навигационная система.
3. Измеритель барометрической высоты.
4. Измеритель угловой скорости вращения.
5. Измеритель истинной высоты.
6. Автопилот угла тангажа и крена.

2.1 Создание демонстрационной модели автопилоту угла тангажа и крена

2.1.1 Работа по структурной схеме

На рис. 1 представлена структурная схема демонстрационной модели автопилота угла тангажа и крена.

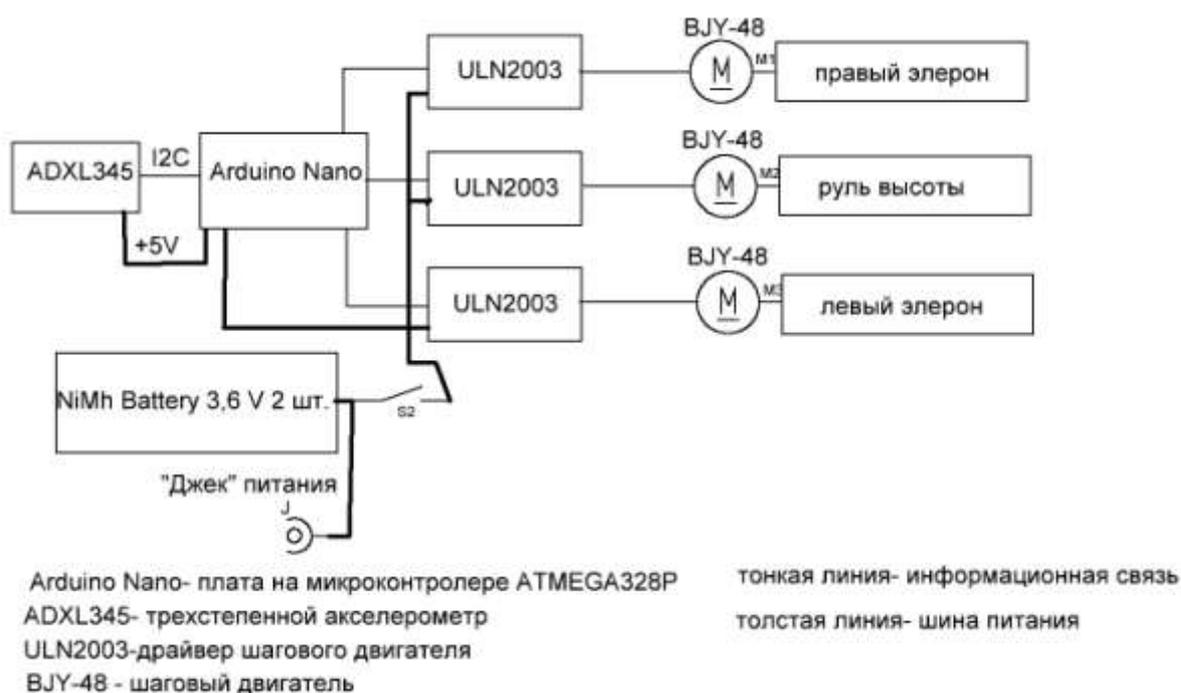


Рисунок 1 – Структурная схема демонстрационной модели автопилота угла тангажа и крена

Работа происходит следующим образом. Информационные сигналы с трехстепенного акселерометра ADXL245 поступают по 2-м линиям I2C интерфейса передачи. В этой информации нужны для модели только сигналы от акселерометров (величина ускорения, точность или разрядность можно программно регулировать) по осям X, Y, Z.

Микроконтроллер ATMEGA328P считывает эту информацию. По программе написанной на языке C, он находит действительное значение вектора силы тяжести (модуль его значения). Это можно сделать, так как известны проекции силы тяжести по 3-м проекциям. Модуль вектора силы тяжести находится как диагональ у прямоугольного параллелепипеда (по теореме Пифагора).

Далее зная числовое значение модуля силы тяжести и числовое значение проекции силы тяжести по одной оси (X, Y, значение по оси Z теперь уже не нужно) находится tg угла крена и тангажа. Затем через arctg находятся значения крена и тангажа в градусах.

В модели стабилизируемые значения крена и тангажа выбраны равные 0°.

Зная текущий крен и тангаж программа находит разность между текущим значением и заданным стабилизируемым значением (например $\Delta\gamma = \gamma_{\text{тек}} - \gamma_{\text{зад}}$).

В определенной части программы эта разность формируется в серию импульсов. Управляющие сигналы усиливаются URL2003 и подаются на шаговый двигатель, он осуществляет поворот например левого элерона. Правый элерон поворачивается на тот же угол, что и левый элерон но с другим знаком.

Питание осуществляется от 2-х последовательно соединенных аккумуляторов NiMn 3.6 V емкостью 300мА каждая.

На микроконтроллере есть встроенный преобразователь-стабилизатор подаваемого напряжения на 5 V. Эти напряжением питаются датчики акселерометра.

Для того, что не разбирать модель и не вынимать аккумулятор из модели для подзарядки, на корпусе имеется разъем для подзарядки аккумулятором типа «джек питания».

Для защиты элемента NiMn батарей от коротких замыканий (далее – КЗ) используется самовостанавливающийся предохранитель.

2.1.2 Краткие сведения по элементам электрической сети Arduino Nano

(Nano 2.x) имеет небольшие размеры и может использоваться в лабораторных работах. Она имеет схожую с Arduino Duemilanove функциональность, однако отличается сборкой. Отличие заключается в отсутствии силового разъема постоянного тока и работе через кабель Mini-B USB. Nano разработана и продается компанией Gravitech. Платформа Nano, построенная на микроконтроллере ATmega328 (Arduino Nano 3.0) или ATmega168 (Arduino Nano 3.0 (ATmega328)): схемы и файлы Eagle.

Питание

Arduino Nano может получать питание через подключение Mini-B USB, или от нерегулируемого 6-20 В (вывод 30), или регулируемого 5 В (вывод 27), внешнего источника питания. Автоматически выбирается источник с самым высоким напряжением.

Память

Микроконтроллер ATmega168 имеет 16 кБ флеш-памяти для хранения кода программы, а микроконтроллер ATmega328, в свою очередь, имеет 32 кБ (в обоих случаях 2 кБ используется для хранения загрузчика). ATmega168 имеет 1 кБ ОЗУ и 512 байт EEPROM (которая читается и записывается с помощью библиотеки EEPROM), а ATmega328 – 2 кБ ОЗУ и 1 Кб EEPROM. Входы и Выходы. Внешний вид Arduino Nano представлен на рис. 2.

Каждый из 14 цифровых выводов Nano, используя функции pinMode(), digitalWrite(), и digitalRead(), может настраиваться как вход или выход. Выводы работают при напряжении 5 В. Каждый вывод имеет нагрузочный резистор (стандартно отключен) 20–50 кОм и может пропускать до 40 мА. Некоторые выводы имеют особые функции:

Последовательная шина: 0 (RX) и 1 (TX). Выводы используются для получения (RX) и передачи (TX) данных TTL. Данные выводы подключены к соответствующим выводам микросхемы последовательной шины FTDI USB-to-TTL.

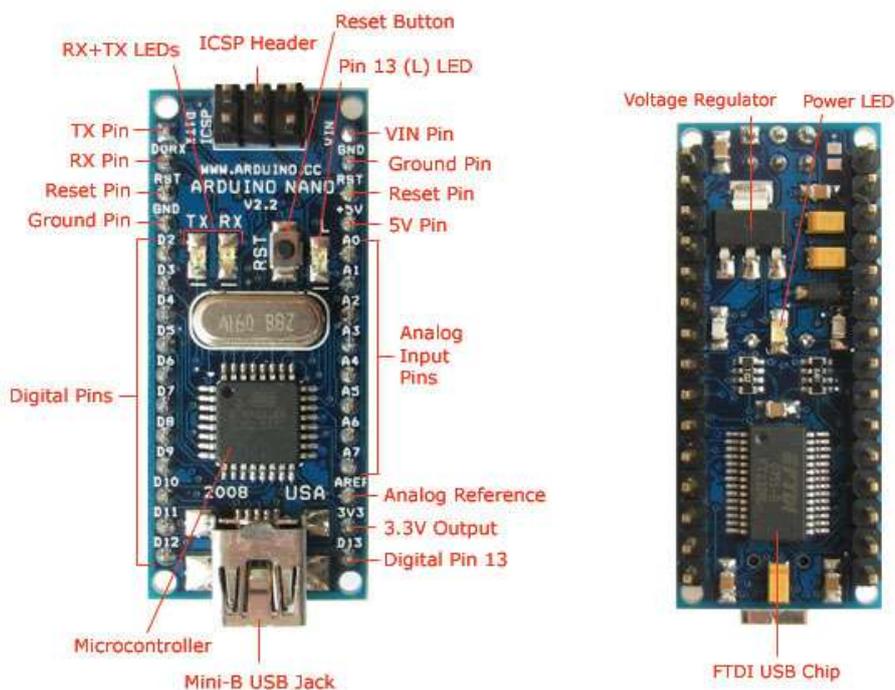


Рисунок 2 – Внешний вид платы Arduino Nano

Внешнее прерывание: 2 и 3. Данные выводы могут быть сконфигурированы на вызов прерывания либо на младшем значении, либо на переднем или заднем фронте, или при изменении значения. Подробная информация находится в описании функции `attachInterrupt()`.

ШИМ: 3, 5, 6, 9, 10, и 11. Любой из выводов обеспечивает ШИМ с разрешением 8 бит при помощи функции `analogWrite()`.

SPI: 10 (SS), 11 (MOSI), 12 (MISO), 13 (SCK). Посредством данных выводов осуществляется связь SPI, которая, хотя и поддерживается аппаратной частью, не включена в язык Arduino.

LED: 13. Встроенный светодиод, подключенный к цифровому выводу 13. Если значение на выводе имеет высокий потенциал, то светодиод горит.

На платформе Nano установлены 8 аналоговых входов, каждый разрешением 10 бит (т. е. может принимать 1024 различных значения). Стандартно выводы имеют диапазон измерения до 5 В относительно земли, тем не менее имеется возможность изменить верхний предел посредством функции `analogReference()`. Некоторые выводы имеют дополнительные функции:

I2C: 4 (SDA) и 5 (SCL). Посредством выводов осуществляется связь I2C (TWI). Для создания используется библиотека Wire (информация на сайте Wiring).

Дополнительная пара выводов платформы

ATmega168 и ATmega328 поддерживают интерфейсы I2C (TWI) и SPI. В Arduino включена библиотека Wire для удобства использования шины I2C. Более подробная информация находится в документации.

Программирование

Платформа программируется посредством ПО Arduino. Из меню Tools > Board выбирается «Arduino Diecimila, Duemilanove или Nano w/ ATmega168» или «Arduino Duemilanove или Nano w/ ATmega328» (согласно установленному микроконтроллеру). Подробная информация находится в справочнике и инструкциях.

Микроконтроллеры ATmega168 и ATmega328 поставляются с записанным загрузчиком, облегчающим запись новых программ без использования внешних программаторов. Связь осуществляется оригинальным протоколом STK500.

Имеется возможность не использовать загрузчик и запрограммировать микроконтроллер через выходы блока ICSP (внутрисхемное программирование). Подробная информация находится в данной инструкции.

Автоматическая (программная) перезагрузка

Nano разработана таким образом, чтобы перед записью нового кода перезагрузка осуществлялась самой программой, а не нажатием кнопки на платформе. Одна из линий FT232RL, управляющих потоком данных (DTR), подключена к выводу перезагрузки микроконтроллеров ATmega168 или ATmega328 через конденсатор 100 нФ. Активация данной линии, т.е. подача сигнала низкого уровня, перезагружает микроконтроллер. Программа Arduino, используя данную функцию, загружает код одним нажатием кнопки Upload в самой среде программирования. Подача сигнала низкого уровня по линии DTR скоординирована с началом записи кода, что сокращает таймаут загрузчика.

Трехстепенной акселерометр ADXL345

Трех степенной акселерометр ADXL345 имеет вид, представленный на рис. 3.

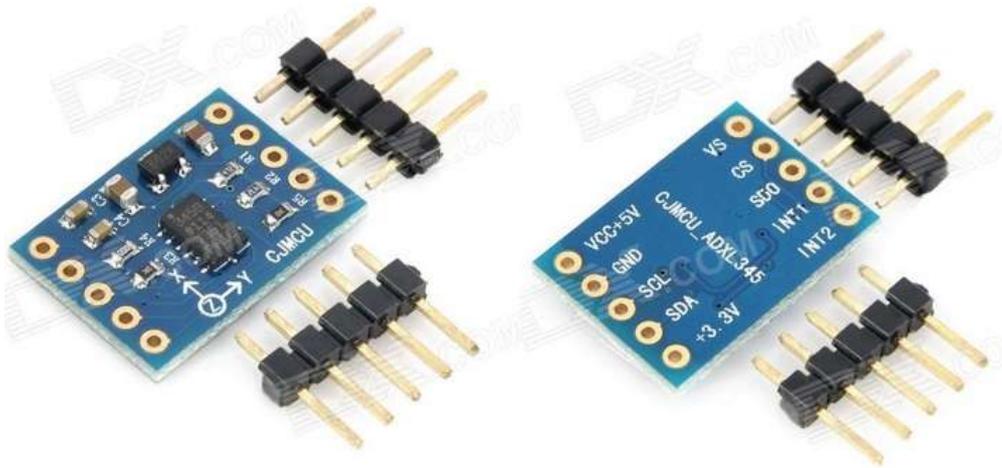


Рисунок 3 – Внешний вид платы акселерометра ADXL345

ADXL345 питается от Arduino от 5В, но у последней есть выход через регулятор на нужные 3.3 В. На нашей плате ADXL345 правда тоже есть пин на 5 В, но не трудно заметить, что он подключен к регулятору, через который также получается 3.3 В и они выводятся на отдельный вход/выход, т. е. как бы мы не подключаем, а 3.3 В мы получим. Еще есть различие что на нашу плату выведен контакт VS (от платы указанной в статье, что указал выше).

Подключить можно по двум интерфейсам или I2C или SPI. ADXL345 будет нормально воспринимать 3.3 В поскольку это его нормальное питание, а для Arduino 3.3 В более чем достаточно чтобы считать его HIGH, а сама она 5 В на выход не даст, если конечно вы сами не сконфигурируете нужный выход на это, чем рискуете спалить ADXL345. Сам интерфейс работает по двум проводам, которые называются SCL и SDA, а на Arduino соответственно AnalogIn4 и AnalogIn5 (они же SDA и SCL на МК). Почему-то считается, что все это за ранее знают и почти ни кто не упоминает детали (рис. 4).

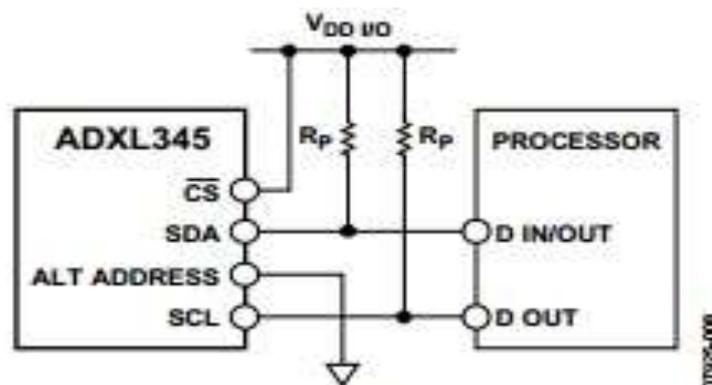


Figure 40. I²C Connection Diagram (Address 0x53)

Рисунок 4 –Соединение акселерометра ADXL345 с микроконтролером

Подключение шагового двигателя ВУJ-48 к плате Arduino Uno

Внешний вид представлен на рис. 5.



Рисунок 5 – Внешний вид шагового двигателя ВУJ-48

В конструкции шагового двигателя используется блок электромагнитных катушек (обмоток возбуждения) на статоре и определенное количество постоянных магнитов, которые на роторе. При подаче электрического тока, катушки генерируют электромагнитное поле, которое притягивает либо отталкивает ближайший магнит на валу двигателя. Разумеется, это приводит к вращению вала двигателя, а также дает возможность точно регулировать угол его поворота. Одной из особенностей конструкции шаговых двигателей также является сохранение положения вала после отключения питания.

WIRING DIAGRAM

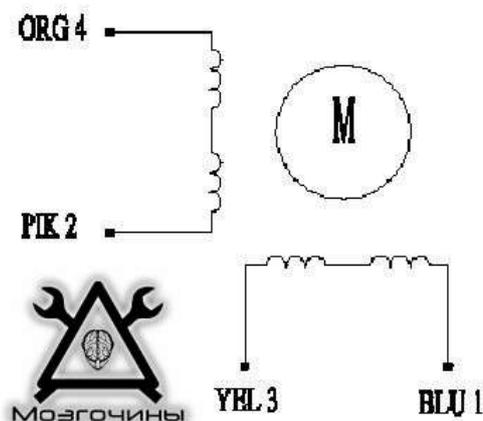


Рисунок 6 – Электрическая схема шагового двигателя ВУJ-486

Наиболее распространены два типа шаговых двигателей – униполярные и биполярные. В отличие от биполярных, униполярные шаговые двигатели имеют 5 или 6 контактов, через которые осуществляется управление четырьмя катушками. Питание (плюс) на каждую из катушек подается по общей шине питания, что и определяет название типа двигателя – униполярный. К минусовой шине каждая из катушек подключается через второй вывод, через которые также подаются импульсы, управляющие вращением. На рис. 6, 7, 8, 9 показаны внешний вид и электрическая схема.

В докладе описывается типичный представитель класса униполярных двигателей – Unipolar Stepper Motor 28-DYJ48.

Спецификация

- номинальное напряжение питания: 5 Вольт (постоянный ток);
- количество фаз: 4;
- количество шагов: 64;
- количество микрошагов: 4096;
- шаг: 5.625 Градусов;
- номинальная частота: 100 Герц;
- номинальное сопротивление обмоток (при 25 Градусах по Цельсию): 50 Ом;
- частота холостого хода (по часовой стрелке): 600 Герц;
- частота холостого хода (против часовой стрелки): 1000 Герц;
- крутящий момент (по часовой стрелке, при частоте 120 Герц): 34,3 Ньютон-метр;

- вращающий момент: 34,3 Ньютон-метров;
- момент трения (сопротивление вращению): 600-1200 Граммов-на-сантиметр;

– номинальная тяга: 300 Граммов-на-сантиметр;

– Класс электробезопасности: А;

Материалы и детали:

– плата Arduino Шаговый двигатель ВУJ48;

– плата управления двигателем (драйвер) ULN2003;

– джампер (перемычка);

– источник питания с выходным напряжением 5 Вольт (1.3.3);



Рисунок 7 – Драйвер шагового двигателя ВУJ-48 плата ULN2003

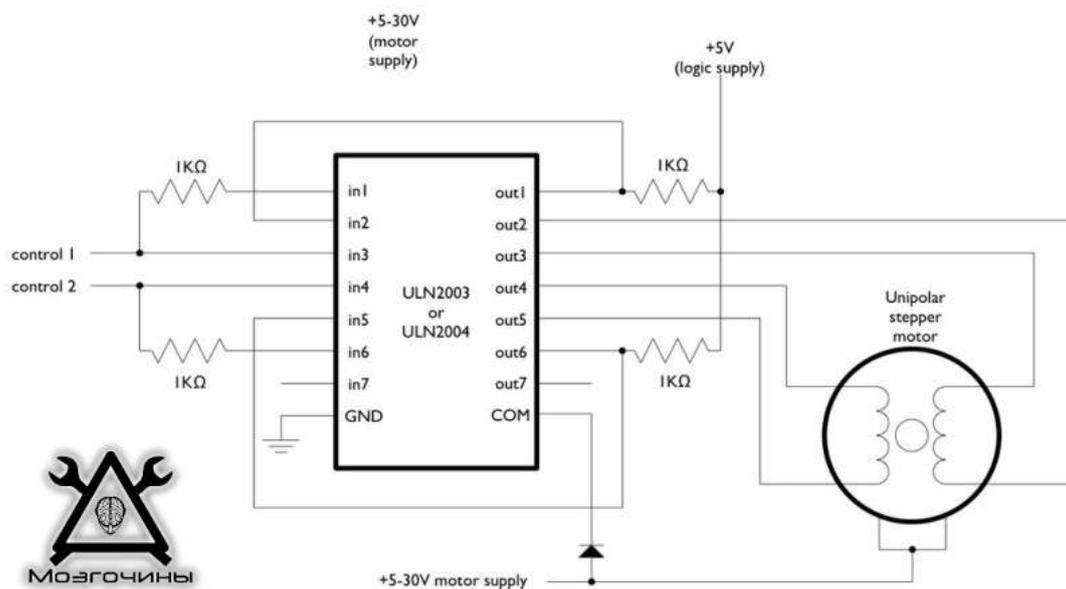


Рисунок 8 – Электрическая схема подсоединения к драйверу ULN2003

Программная среда разработки для Ardui

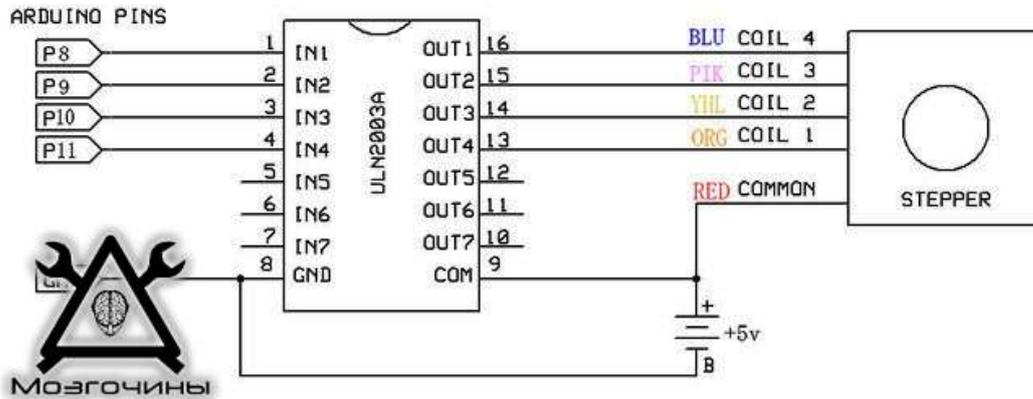


Рисунок 9 – Электрическая схема подсоединения к драйверу ULN2003

После сборки схемы из Arduino, шагового мотора и платы управления, достаточно лишь загрузить программный код в микроконтроллер и активировать его выполнение (содержит очень простую в использовании стандартную библиотеку для работы с шаговыми двигателями `stepper.h`).

2.1.3 Сборка модели

Работа условно разбилась на механическую (создание корпуса модели, блока для электронной части) и электрическую часть (посоединение датчиков с микроконтроллером, написание кода для мониторинга правильности работы датчиков и кода (контроль), подсоединения драйвера для шагового двигателя с шаговым двигателем, модернизация кода и проверка работоспособности кода и шаговых двигателей (контроль)). После окончательной проверки работоспособности электрической части (наклоняя акселерометр в разные стороны соответствующим образом отклоняются валы 3-х шаговых двигателей). Электрическая часть была помещена в ящик которых находится внизу модели. Для связи шаговых двигателей с рулевыми поверхностями были сделаны механические передачи. Ниже некоторые фотографии из этапов сборки и контроля (рис. 10–20). На последних рисунках показаны тестовые испытания модели при тангаже, крене и реакция модели на эти возмущения.



Рисунок 10 – Корпус модели, вид снизу



Рисунок 11 – Корпус модели, вид снизу



Рисунок 12 – Вид ящичка с электроникой



Рисунок 13 – Полный сбор модели, вид снизу

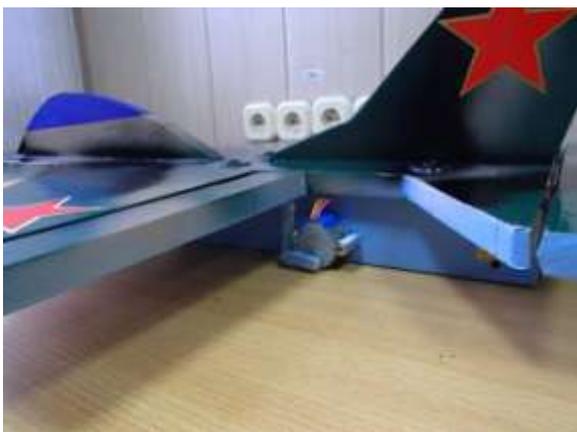


Рисунок 14 – Вид на шаговый двигатель по крену

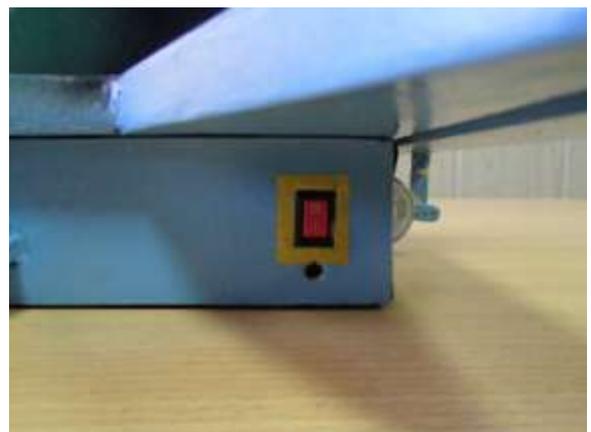


Рисунок 15 – Вид на тумблер включения и внешнюю зарядку



Рисунок 16 – Внешний вид модели



Рисунок 17 – Имитация левого крена



Рисунок 18 – Имитация правого крена



Рисунок 19 – Имитация кабрирования



Рисунок 20 – Имитация пикирования

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение микропроцессорной техники в демонстрационных моделях привело к уменьшению габаритов, веса, цены. Что позволило иметь переносные модели с маломощным автономным блоком питания.

Но и есть минусы: основные затраты времени и сил – написание кода программ.

Изучение влияния демонстрационных моделей на успеваемость требует времени.

ЛИТЕРАТУРА

1. Г. Соммер У. Программирование микроконтроллерных плат Arduino/Freedomino. – СПб.: БХБ-Петербург, 2012.
2. Воробьёв В. Г. Авиационные приборы и измерительные системы. – М.: Транспорт, 1981.
3. Автоматизированное управление самолётами и вертолётами /под. ред. С. М. Федорова. – М.: Транспорт, 1977.
4. Богданченко Н. М. Курсовые системы и их эксплуатация на самолетах / Н. М. Богданченко. – М.: Транспорт, 1983.
5. Козарук В. В. Комплекс бортового оборудования самолёта Ту-154 и его эксплуатация / В.В. Козарук. – М: Машиностроение, 1975.
6. Вертолет Ми-8 руководство по технической эксплуатации.

Именной указатель

А

- Амосов Н. В 162
Антипина А. С. 28

Б

- Бондарай А. А. 17

В

- Верхотурова Н. А 7, 64

Г

- Гильдебрант В. А..... 104
Голованов И. Г..... 104
Губаревич И. И 59
Гуля С. С..... 36

Е

- Ефименко А. В..... 206

К

- Казанцева А. И..... 55
Катеева С. М 36
Кибукевич А. А..... 120
Кивокурцев А. Л..... 114,
120, 128, 162, 171, 178, 189, 197
Киселева Л. А..... 73
Кобзарь В. А..... 28, 47
Козлов А. А 128
Козырева И. С. 114
Колесников А. М 156
Коновалов В. В. 131
Коршунов И. С..... 92
Котлов Ю. В..... 97
Кузаков О. П 146
Кузьмина Н. А..... 108

Л

- Лежанкин Б. В 7, 64, 86
Леконцев Д. Р 51
Логунов В. М 206

М

- Малинова О. Е. 25
Матвеева М. В.. 41
Милько Д. С..... 51
Межетов М. А..... 55, 80

Н

- Норбоев А. В..... 178

О

- Овчинникова Т. А. 171

П

- Патрикеев О. В. 76
Подшивалов В. Е..... 47
Попов В. М..... 92, 140, 152
Попова А. В..... 152
Портнов М. А..... 17

Р

- Радчук П. П 189
Ролина В. Е 25, 41
Румянцева О. В..... 86

С

- Самодурова А. Ю. 73
Сидорова Т. В 25, 41

Т

- Титова Я. А 183
Тихонов В. А..... 51
Трибунская А. А 97
Труфанов С. В..... 140

У

Устинов В. В. 146, 183

Ф

Филимонов Н. П. 36, 59

Фирсунина Т. А. 131

Ч

Чеботарев В. Е. 108

Ш

Шамсутдинов В. Р. 197

Ширяева К. Г. 156

Шлык А. И. 76, 80

**АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ
АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И МЕТОДОВ
ЕЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ – 2016**

СБОРНИК ТРУДОВ
IX Всероссийской научно-практической конференции
студентов и аспирантов
6–8 декабря 2016 г.

Том I

Подписано в печать 07.12.2016 г.

Печать трафаретная
14 печ.л.

Формат 60x84/16
Заказ № 575

13,2 уч.-изд.л.
Тираж 75 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, 2016