

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА**  
**ИРКУТСКИЙ ФИЛИАЛ**  
**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ**  
**УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ**  
**«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ**  
**УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»**  
**(МГТУ ГА)**

---

**АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ**  
**АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И МЕТОДОВ ЕЕ**  
**ЭКСПЛУАТАЦИИ – 2014**

**СБОРНИК ТРУДОВ**  
**VII Региональной научно-практической конференции**  
**студентов и аспирантов**  
**16-17 октября 2014 г.**

**Том I**

**Иркутск – 2015**

ББК 052-01  
УДК 629.7  
А-43

Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2014. Сборник трудов VII Региональной научно-практической конференции студентов и аспирантов. 16-17 октября 2014 г. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2015. – Т.1– 180 с.

В сборнике представлены доклады VII Региональной научно-практической конференции студентов и аспирантов «Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2014», заявленные в рамках работы секций «Авиационные электросистемы и пилотажно-навигационные комплексы», «Авиационное радиоэлектронное оборудование».

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

*Сборник издается в авторской редакции.*

---

Подписано в печать 02.03.2015г.

Печать трафаретная  
11,25 печ.л.

Формат 60x84/16  
Заказ № 454

11 уч.-изд.л.  
Тираж 75 экз.

---

*Иркутский филиал МГТУ ГА  
664047, г. Иркутск ул. Коммунаров, д.3*

*Редакционно-издательский отдел  
664050, г. Иркутск ул. Байкальская, д.261 «А»*

© Иркутский филиал МГТУ ГА, 2015

## Содержание

### СЕКЦИЯ

#### «АВИАЦИОННОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ»

Копылов К.В., Портнов М.А. СТУДЕНЧЕСКАЯ ПРАКТИКА В ОСВОЕНИИ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ ДИСЦИПЛИН. ЦИФРОВОЙ РАДИОПРИЕМНИК ДЛЯ СПОРТИВНОЙ РАДИОПЕЛЕНГАЦИИ.....	7
Кобылкин А.А., Рыжков Д.А. ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННО- ВРЕМЕННОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ИОНОСФЕРНОЙ ЗАДЕРЖКИ НА ОСНОВЕ ОДНОЧАСТОТНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ.....	10
Распутин М.С., Караченцев В.А. МОДЕЛИРОВАНИЕ ШИНЫ USB С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СОВРЕМЕННЫХ ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ.....	13
Двужильная Д.А., Лежанкин Б.В. ОПАСНЫЕ МЕТЕОЯВЛЕНИЯ: СДВИГ ВЕТРА.....	21
Сурганов А.С., Лежанкин Б.В. УЧЕБНО-ЛАБОРАТОРНЫЙ СТЕНД АНАЛОГО-ДИСКРЕТНОЙ СХЕМОТЕХНИКИ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ ХАРАКТЕРИСТИК ОПЕРАЦИОННЫХ УСИЛИТЕЛЕЙ.....	31
Старожилов Л.И., Туринцев С.В. РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ РАДИОСТАНЦИИ НА КОМПЛЕКСЕ NATIONAL INSTRUMENTS.....	35
Каримова К.М., Портнов М.А. СТУДЕНЧЕСКАЯ ПРАКТИКА В ОСВОЕНИИ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ ДИСЦИПЛИН. ЦИФРОВОЕ РАДИОПЕРЕДАЮЩЕЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ СПОРТИВНОЙ РАДИОПЕЛЕНГАЦИИ.....	38
Верхотурова Н.А., Лежанкин Б.В. МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ АЭРОНАВИГАЦИИ.....	42
Грекова М.В., Межетов М.А. СИСТЕМА ТЕСТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ РАДИОКАНАЛОВ СВЯЗИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ OFDM МОДУЛЯЦИИ.....	51

Яковлев Е.С., Рыжков Д.А. ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ГЛИССАДНОГО КАНАЛА СИСТЕМЫ ПОСАДКИ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ.....	55
Ерина Н.С., Межетов М.А. ПРИМЕНЕНИЕ В АВИАЦИОННОЙ РАДИОСВЯЗИ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ OFDM СИГНАЛОВ С 16QAM ДЛЯ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ..	58
Дмитриев И.С., Портнов М.А. ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УСТРОЙСТВ ПРЯМОГО ЦИФРОВОГО СИНТЕЗА В ПРИЕМНОЙ И ПЕРЕДАЮЩЕЙ АППАРАТУРЕ.....	60
Налобин К.В., Яковлева А.В., Туринцев С.В. ИНФРАКРАСНЫЙ СКАНЕР ДЛЯ ЗАДАЧ ПОИСКА НЕИСПРАВНОСТЕЙ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ МОДУЛЕЙ.....	65
Батюк В.В., Межетов М.А. ВЛИЯНИЕ УЗКОПОЛОСНЫХ ПОМЕХ НА КАЧЕСТВО ПРИНИМАЕМОГО СИГНАЛА ПРИЕМНИКАМИ GPS.....	69
Кобзарь Н.В., Кобзарь В.А. РАДИОСТАНЦИЯ ДАЛЬНЕЙ СВЯЗИ УСТОЙЧИВАЯ К ПОЛЯРИЗАЦИОННЫМ ЗАМИРАНИЯМ, С РЕЖИМОМ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ О МЕСТОПОЛОЖЕНИИ ВОЗДУШНОГО СУДНА.....	76
Сарабахова А.А., Ерохин В.В. ИНФОРМАЦИОННО-ОБУЧАЮЩИЙ КОМПЛЕКС РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА АН-148.....	80
Свиридов М.В., Портнов М.А. СТУДЕНЧЕСКАЯ ПРАКТИКА В ОСВОЕНИИ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ ДИСЦИПЛИН. ПРИЕМНЫЕ АНТЕННЫ ДЛЯ СПОРТИВНОЙ РАДИОПЕЛЕНГАЦИИ.....	83
Хатненко И.В., Рыжков Д.А. ИНФОРМАЦИОННО-ОБУЧАЮЩИЙ КОМПЛЕКС РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТА МИ-171.....	88
Ковалев С.В., Кобзарь Н.В., Кобзарь В.А. СНИЖЕНИЕ ВЛИЯНИЯ «ЧЕЛОВЕЧЕСКОГО ФАКТОРА» НА КАЧЕСТВО ПОДГОТОВКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ К ПОЛЕТУ НА ОСНОВЕ ПРИМЕНЕНИЯ ЭКСПЕРТНОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ..	89

**СЕКЦИЯ**  
**«АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И**  
**ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ»**

Адилова А.Т., Попов В.М. ОСОБЕННОСТИ АДАПТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ БЕСКОНТАКТНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ ПОСТОЯННОГО ТОКА.....	93
Андреев А.В., Лайков М.И. ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ТРЕТЬЕГО ПОРЯДКА НА КАЧЕСТВО АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ.....	98
Матвеев В.Н., Диль В.Ф. АДАПТИВНЫЕ АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВРАЩАТЕЛЬНЫМИ ДВИЖЕНИЯМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ МЕТОДА ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ДИНАМИКИ.....	103
Воробьев А.Д., Устинов В.В. УСТРОЙСТВО КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИРОВАНИЯ БЛОКА БИ-2АЮ С РАЗРАБОТКОЙ ЦИФРО-АНАЛОГОВОГО И АНАЛОГОВО-ЦИФРОВОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ.....	109
Смирнов А.С., Голованов И.Г. СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ НА ЛОБОВОМ СТЕКЛЕ ДЛЯ САМОЛЁТА АН-148 С РАЗРАБОТКОЙ БЛОКА СБОРА И УПРАВЛЕНИЯ ИНФОРМАЦИЕЙ О ПАРАМЕТРАХ ПОЛЁТА.....	112
Оленина В.Е., Диль В.Ф. ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ЖГУТА ДЛЯ НАВИГАЦИОННОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА НВУ-БЗ..	116
Логунова М.С., Соколов О.А. РЕМОНТ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ МВ280-Б.....	121
Хлыстова А.С., Кивокурцев А.Л. ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ.....	125
Белявский Е.В., Попов В.М. ОБРАБОТКА ЦИКЛОГРАММ КОНТРОЛЬНЫХ И СДАТОЧНЫХ ИСПЫТАНИЙ СТЕНДОВОГО ВЕРТОЛЕТА МИ-8МТ МЕТОДАМИ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ.....	133
Инкижинов Б.С., Соколов О.А. ТЕХНОЛОГИЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ ПОСАДОЧНО-РУЛЕЖНОЙ ФАРЫ ПРФ-4М.....	137

Овчинникова Т.А., Козырева И.С., Кивокурцев А.Л. ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ЖГУТА И ЕГО ТЕКУЩИЙ РЕМОНТ.....	140
Сиразитдинов А.В., Попов В.М. ОЦИФРОВКА ЗНАЧЕНИЙ ДАТЧИКОВ ТРЕХ ПРИБОРНЫХ ПАНЕЛЕЙ СТРЕНДОВОГО ВЕРТОЛЕТА МИ-8МТ МЕТОДАМИ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ.....	145
Смирнов А.С., Соколов О.А. РЕМОНТ СИГНАЛИЗАТОРА ДВИГАТЕЛЯ ТИПА «СДУ».....	149
Воробьев А.Д., Соколов О.А. СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА МСРП-64-2 (МСРП-64М-2).....	152
Алексин А.С., Лайков М.И. ПОСТРОЕНИЕ ГРАНИЦЫ УСТОЙЧИВОСТИ В ТАУ СИСТЕМ ТРЕТЬЕГО ПОРЯДКА.....	156
Логунова М.С., Попов В.М. МЕТОДИКА ОЦИФРОВКИ СТРЕЛОЧНЫХ И ЦИФРОВЫХ ПРИБОРОВ.....	160
Гамаюнов В.В., Соколов О.А. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА ТУ-154.....	164
Оленина В.Е., Лайков М.И. ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ ТУ-144 И CONCORDE.....	169
Кирилов И.В., Диль В.Ф. МУЛЬТИВИБРАТОР.....	175
Именной указатель.....	179

**СЕКЦИЯ**  
**«АВИАЦИОННОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ»**

---

Председатель – доцент Патрикеев Олег Викторович  
Секретарь – Астраханцева Наталья Геннадьевна

**СТУДЕНЧЕСКАЯ ПРАКТИКА В ОСВОЕНИИ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ  
ДИСЦИПЛИН. ЦИФРОВОЙ РАДИОПРИЕМНИК ДЛЯ СПОРТИВНОЙ  
РАДИОПЕЛЕНГАЦИИ**

Копылов К.В.  
*fs-kos@mail.ru*

Портнов М.А.  
(*научный руководитель*)  
*i787m@yandex.ru*

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

В данной статье рассматривается применение цифровых технологий в радиоприемных устройствах, используемых в спортивной радиопеленгации, рассматривается принцип работы и перспектива расширения функциональных возможностей в работе таких устройств. В качестве цифровых технологий описывается применение прямого цифрового синтеза для получения высокостабильной несущей частоты радиоприемника диапазона 80 метров, а так же способы управления такими устройствами.

## **ВВЕДЕНИЕ**

Спортивная радиопеленгация предусматривает наличие у спортсменов приемных устройств различных видов и уровней технического совершенства.

На этапе становления участник использует простые технические решения в своих приемных устройствах. Совершенствуя свои навыки, в радиопеленгации, он так же совершенствует и аппаратуру приема.

## **1 ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К СПОРТИВНЫМ КВ РАДИОПРИЕМНИКАМ**

В спортивной радиопеленгации к приемникам спортсмены предъявляют основные требования:

- чувствительность не ниже 1 мкВ;

- избирательность по соседнему каналу, не менее 26 дБ;
- избирательность по зеркальному каналу, не менее 20 кГц;
- относительная нестабильность частоты гетеродина в течение минуты  $2 * 10^{-5}$ ;
- высокая надежность и экономичность;
- легкость и удобность в настройке и эксплуатации [2].

## 2 ФОРМИРОВАНИЕ ВЫСОКОСТАБИЛЬНОЙ НЕСУЩЕЙ ЧАСТОТЫ С ПОМОЩЬЮ ЦИФРОВОГО ГЕНЕРАТОРА

К основным типам приемников, где можно применить цифровые технологии можно отнести свехрегенеративные, прямого преобразования и супергетеродинные приемники.

Всех их объединяет наличие высокочастотного генератора (гетеродина) который формирует стабильную частоту для последующей работы смесителя.

Функциональная схема цифрового гетеродина (рис. 1) содержит схему управления (СУ) в которую от оператора поступает информация о заданной частоте настройки приемника. Со схемы управления код частоты гетеродина поступает на цифровой генератор высокой частоты, выполненный по технологии прямого цифрового синтеза. Для работы генератора ВЧ требуется высокостабильный генератор опорной частоты (ГОЧ) настроенный на постоянную частоту в два раза выше максимально возможной частоты  $F_{гет}$  [1].

Применение в гетеродине цифровых технологий позволяет в огромной степени расширить функциональные возможности приемника. Цифровой гетеродин выполненный по схеме прямого цифрового синтеза имеет фиксированную, легко фильтруемую побочную помеху ( $F_{помехи}$  в два раза выше максимального значения  $F_{гет}$ ) обусловленную цифро-аналоговым преобразованием, но при этом позволяет производить перестройку на практически неограниченную частоту в рабочем диапазоне и с очень минимальным шагом перестройки (до 0.01 Гц). Перестройка частоты, как правило, происходит с очень высокой скоростью.

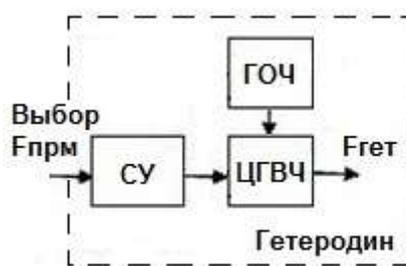


Рисунок 1. Функциональная схема цифрового гетеродина.

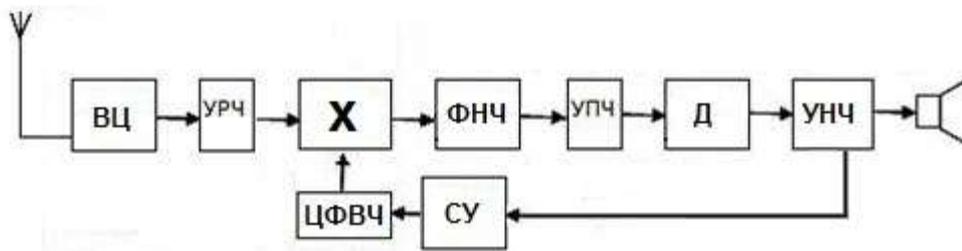


Рисунок 2. Функциональная схема супергетеродинного приемника с цифровым формирователем частоты.

Применение цифрового гетеродина удобнее всего продемонстрировать на примере функционирования супергетеродинного приемника (рис. 2).

Сигнал с антенны поступает на входную цепь (ВЦ) и далее на усилитель радиочастоты (УРЧ) выполняющие роль преселектора. Схема управления (СУ) предназначенная для управления цифровым формирователем высокой частоты (ЦФВЧ) формирует цифровой управляющий сигнал для ЦФВЧ, высокостабильная частота гетеродина сформированная на выходе ЦФВЧ подается на вход смесителя, разностный постоянный сигнал промежуточной частоты выделяется с помощью фильтра промежуточной частоты (ФПЧ) и усиливается в усилителе промежуточной частоты (УПЧ), затем сигнал поступает на детектор (Д) для детектирования информационного низкочастотного сигнала и усиливается усилителем низкой частоты (УНЧ). С целью расширения функциональных возможностей приемника предлагается введение обратной информационной связи СУ и УНЧ [3].

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение описанных цифровых технологий позволит выполнять интеллектуальное сканирование радиодиапазона, улучшит стабильность частоты гетеродина в рабочем диапазоне приемника, повысит избирательность, а так же позволит управлять приемником с помощью цифровых алгоритмов. Это, несомненно, расширит его функциональные возможности (запоминание частоты приема, отслеживание различных временных интервалов приема сигналов, выполнение автонастройки и автопоиска станции, производить автоматическую идентификацию радиомаяка и т.д.).

## ЛИТЕРАТУРА

1. Верхотуров В.Н. и др. Радиоаппаратура для охоты на лис // «Энергия», 1976. – 167 с.
2. Радиолюбители Санкт-Петербурга [электронный ресурс] URL: <http://www.qth.spb.ru/> (дата обращения 13.09.2014).
3. Гречихин А.И. Соревнования «Охота на лис» // «ДОСААФ», 1973. – 175 с.

# ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННОГО РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ИОНОСФЕРНОЙ ЗАДЕРЖКИ НА ОСНОВЕ ОДНОЧАСТОТНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Кобылкин А.А.

Рыжков Д.А.

*(научный руководитель)*

*dryzhkov.if-mstuca@mail.ru*

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье приводятся результаты оценки точности пространственно-временного распределения ионосферной задержки при использовании одночастотных измерений спутниковых радионавигационных систем.

В настоящее время для навигационных определений в любой точке пространства используют спутниковые радионавигационные системы (СРНС).

Спутниковые радионавигационные системы представляют собой комплекс взаимодействующих радиоэлектронных средств, расположенных на спутниках, наземных пунктах, аппаратуру потребителей (приемники) и предназначенных для определения трех пространственных координат (широты, долготы и высоты), трех составляющих вектора полной скорости и точного времени.

На точность определения навигационных параметров влияют различные погрешности

Основная часть погрешностей – это медленно меняющиеся и хорошо прогнозируемые процессы, для компенсации которых применяются математические модели с высокой степенью достоверности.

Основной вклад в ошибку навигационных определений вносит ионосферная погрешность. Это связано с тем, что ионосфера является средой неоднородной и ее диэлектрическая проницаемость изменяется с изменением высоты местоположения, что приводит к дополнительной задержке сигнала на трассе «спутник – аппаратура потребителя» – ионосферной задержке (ИЗ).

Предлагаемые в настоящее время методы определения и учета ионосферной погрешности для навигационных определений имеют недостатки, затрудняющие их широкое применение:

– двухчастотный метод, как наиболее точный, требует измерений на двух частотах, при этом, использование второй частоты очень ограничено;

– дифференциальный метод имеет ограниченные размеры рабочей зоны, требует наличия наземных дифференциальных подстанций и необходимость

использования информации потребителем и дифференциальной подстанцией от одного и того же созвездия;

– использование одновременных одночастотных измерений по сигналам пяти и более спутников, которые в данное время находятся в зоне видимости. В этом случае, наряду с координатами объекта  $x, y, z$  и отклонением  $\Delta t_u$  шкалы времени одночастотной аппаратуры потребителей, неизвестной считается и величина интегральной электронной концентрации  $I_p$ . При этом, рассчитанное значение ионосферной погрешности получается усредненным и пропорционально совокупности всех вариаций для всех радиотрасс до используемых спутников.

В настоящее время для одночастотной аппаратуры потребителей наиболее приемлемым считается метод моделирования трассы распространения.

В одночастотной аппаратуре системы GPS используется методика глобального прогнозирования ИЗ, разработанная Klobuchar, которая обеспечивает компромисс между точностью и приемлемым уровнем сложности. К достоинствам модели можно отнести простоту реализации в АП, а в качестве недостатков можно отметить следующие:

- невысокая точность прогнозирования ИЗ (50-60%) – алгоритм описывает усредненные значения ИЗ.
- большой интервал времени обновления информации (1 сутки);
- отсутствие возможности использования информации о текущем состоянии ионосферы.

В одночастотной аппаратуре ГЛОНАСС компенсация ионосферной погрешности не осуществляется.

Таким образом, для компенсации ионосферной погрешности в одночастотной аппаратуре потребителей ГЛОНАСС необходимо использовать способы расчета ИЗ, удовлетворяющие требованиям простоты реализации и точности выше, чем модель, разработанная Klobuchar, применяемая в GPS [1].

В 2004 г. был предложен метод компенсации ИЗ, основанный на учете противоположности знаков фазовой и групповой задержек сигнала одночастотной аппаратуры пользователей.

В связи с тем, что ионосфера является диспергирующей средой, знак задержки меняется в зависимости от измеряемого параметра радиосигнала НС – огибающей или фазы несущей. В первом случае учитывается групповая скорость распространения радиоволн  $V_{групп}$ , во втором – фазовая  $V_{фаз}$ . Соответственно в первом случае дополнительная задержка  $\Delta t_{ион}$  имеет положительный знак (измеренная дальность больше истинной), а во втором – отрицательный знак (измеренная дальность меньше истинной) [2].

В данном методе предполагается, что вертикальная задержка сигнала в ионосфере будет одинакова во всей зоне видимости спутника, следовательно,

точность этого алгоритма сравнима с методом избыточных одночастотных измерений.

Так как величина ИЗ по пространству не является постоянной, а зависит от положения Солнца, для повышения точности определения величины ИЗ необходимо использовать пространственные (долготные и широтные) градиенты, учитывающие отличие величины ИЗ в данной точке пространства (подионосферной точке) от величины ИЗ в точке проведения измерений (местоположения аппаратуры потребителя) [3]. Кроме того, для расширения зоны расчета ИЗ необходимо использовать информацию от нескольких одночастотных приемных пунктов, разнесенных по пространству.

Таким образом, предлагаемая методика обеспечивает более точное определение ионосферной задержки по сравнению с моделью Klobuchar, применяемой в GPS. При этом, в отличие от методики, предложенной в [4], не требуется использование информации дорогостоящей наземной сети двухчастотных измерительных пунктов, для ее реализации достаточно информации нескольких недорогих одночастотных приемных пунктов.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Смирнов В.М. Модуль ионосферного обеспечения на базе спутниковых систем GPS/ГЛОНАСС / В.М. Смирнов, Е.В. Смирнова. – «Журнал радиоэлектроники» – №6. – 2010. [электронный ресурс] URL: <http://jre.cplire.ru/alt/jun10/3/text.pdf> (дата обращения 02.10.2014).
2. Казанцев М.Ю. Определение ионосферной погрешности измерения псевдодальностей в одночастотной аппаратуре систем ГЛОНАСС и GPS / М.Ю. Казанцев, Ю.Л. Фатеев. – «Журнал радиоэлектроники». – №12. – 2002. [электронный ресурс] URL: <http://jre.cplire.ru/iso/dec02/6/text.html> (дата обращения 02.10.2014).
3. Рыжков Д.А. Модель пространственно-временного распределения ионосферной задержки по данным одночастотной аппаратуры СРНС / Д.А. Рыжков, А.А. Силивончик, Е.С. Яковлев. – Сборник трудов Международной научно-технической конференции, посвященной 90-летию гражданской авиации «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества». МГТУ ГА, Москва, 2013. – С.216.
4. Рыжков Д.А. Применение модели пространственно-временного распределения ионосферной задержки для снижения ионосферных погрешностей в СРНС ГЛОНАСС / Д.А. Рыжков – Тезисы Международной научно-технической конференции, посвященной 40-летию со дня основания Московского государственного технического университета гражданской авиации «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества». МГТУ ГА, Москва, 2011.

# МОДЕЛИРОВАНИЕ ШИНЫ USB С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СОВРЕМЕННЫХ ПРОГРАММНЫХ СРЕДСТВ

Распутин М.С.  
*mikhail.godlike.rasputin@yandex.ru*

Караченцев В.А.  
(научный руководитель)  
*kara1126@mail.ru*

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

В настоящее время вычислительная техника применяется в различных областях народного хозяйства, в производстве, машиностроении, а также для проведения научных исследований. Большая доля информации, которая обрабатывается с использованием компьютеров, поступает от внешних периферийных устройств. При этом используются современные цифровые линии передачи. Для использования всех возможностей таких каналов передачи информации необходимо четко представлять структуру линии связи, а также особенности взаимодействия устройств в этой линии. Изучение тонкостей использования линии передачи удобнее всего проводить не на реальных образцах оборудования, а с использованием их моделей. Один из вариантов такого моделирования с использованием специализированного программного обеспечения рассматривается в данной статье.

## **ВВЕДЕНИЕ**

В настоящее время моделирование приобретает большую популярность при создании законченных устройств или исследовании процессов. Как правило, средства моделирования позволяют работать в узконаправленной области, позволяя максимально концентрироваться на поставленной задаче разработки, будь то создание программных продуктов, создание и симуляция работы радиоэлектронных устройств или симуляция работы целых систем и интерфейсов.

## **1 ОПИСАНИЕ РАБОТЫ**

В данной статье рассмотрена попытка объединения целого ряда таких специализированных систем в одну более сложную систему для создания модели интерфейса, а так же наблюдения за результатами на каждом шаге ее работы. Суть модели состоит в создании высокоскоростного, двухстороннего интерфейса связи посредством шины USB между клиентским приложением, расположенным на персональном компьютере под управлением операционной системы (ОС) Windows с одной стороны, с моделью периферийного устройства

с другой. Функционально модель представляет концепцию простого USB осциллографа для наблюдения за формой сигнала. На рис. 1 изображена подробная структурная схема модели интерфейса, а так же отражены процессы, происходящие в модели.

Многокомпонентность модели в первую очередь связана с особенностью архитектуры ОС Windows, в остальном же применение многокомпонентной системы улучшает ее расширяемость при реализации дополнительных функциональных возможностей.

Для минимизации временных затрат и повышения качества создаваемых компонентов модели использовались специализированные средства разработки. В частности для создания клиентского приложения, которое представляет собой лицевую панель виртуального прибора, использовалась среда графического программирования LabView. Она позволяет создавать в короткие сроки приложения, направленные на получение, передачу и обработку, как правило, цифровых сигналов. Основная часть приложений, созданных в LabView, представляет собой виртуальные приборы, а графическое программирование позволяет упростить процесс создания, используя при разработке готовые программные блоки. Несомненно, это удобно для разработчиков аппаратуры ввиду того, что позволяет абстрагироваться от особенностей конкретного языка программирования и сосредоточиться на реализации логики поставленной задачи.

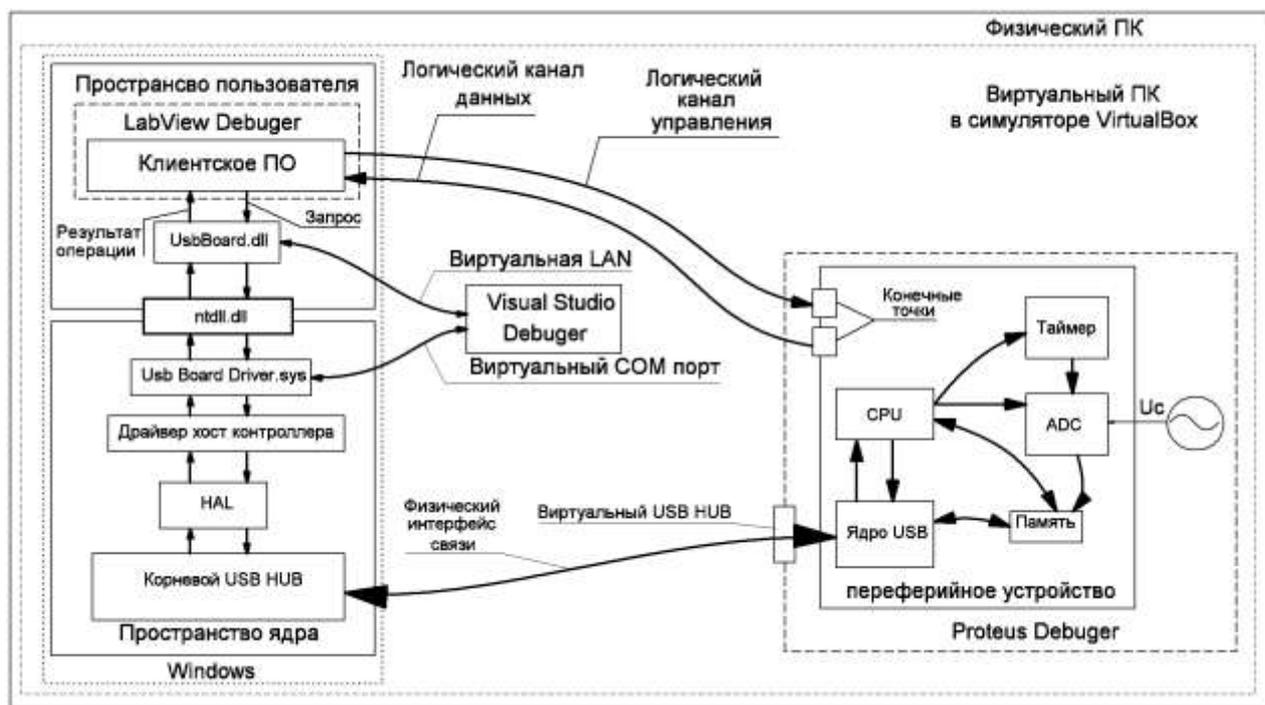


Рисунок 1. Функциональная схема модели.

Для создания «прослойки» между клиентским приложением и конечным периферийным устройством использовалась среда программирования Visual Studio [8]. Она обладает отличным редактором исходного кода, а также имеет в своем составе отладчик, позволяющий выявлять трудноуловимые дефекты в алгоритмах работы клиентского и периферийного программного обеспечения. С использованием этой среды были созданы необходимые библиотеки процедур и функций UsbBoard.dll, а также сформулированы основные системные правила и переменные UsbBoard.sys, которые позволяют переводить информацию с языка клиентского программного обеспечения на язык программного обеспечения конечного периферийного устройства [10].

Для создания принципиальной схемы устройства и симуляции ее работы была использована специализированная система сквозного проектирования Proteus. Она позволяет симулировать виртуальный USB концентратор для подключения созданных в ней моделей к персональному компьютеру, а так же имеет отличный анализатор USB пакетов. Использование виртуальных моделей аппаратуры позволяет сократить материальные затраты при проектировании, а использование анализатора позволяет выявить ошибки при реализации протокола обмена по шине USB.

## **2 ОБЗОР АРХИТЕКТУРЫ WINDOWS**

Windows является симметричной мультипроцессорной многозадачной операционной системой [2]. Для улучшения безопасности и улучшения отказоустойчивости в Windows применена концепция ограничений, накладываемых на отдельные элементы системы. ОС Windows условно разделили на две составляющие: пространство пользователя (режим пользователя) и пространство ядра (режим ядра). Программный код исполняется либо в режиме пользователя, либо в режиме ядра. Эти два понятия тесно связаны с так называемыми кольцами (Ring) уровней привилегий которые, прежде всего, определяются процессором. ОС Windows использует два кольца, что связано с требованием совместимости операционной системы с другими аппаратными платформами. Рассмотрим возможности каждого из режимов, а так же затронем принцип организации шины USB.

### **2.1 Режим пользователя**

На компоненты в пользовательском пространстве, накладываются многие ограничения, например: отсутствие прямого доступа к оборудованию, отсутствие доступа к некоторым участкам памяти, приложения не могут видеть (без особого на то разрешения) адресное пространство других приложений (этим и достигается основная безопасность системы), и т.д. При этом процессор работает в особом (ограниченном) режиме – режиме пользователя. В этом пространстве находятся все клиентские приложения и часть компонентов самой операционной системы. В этом заключается отличие архитектуры Windows

с измененным ядром от классического микроядра. Ошибки в исполнении программ не могут привести к серьезным системным сбоям, а зачастую вызывают только собственную остановку. В этом режиме доступ к оборудованию возможен только через сервисы, предоставляемые операционной системой.

## **2.2 Режим ядра**

В пространстве ядра находится как само ядро ОС, так и остальные «высокопривилегированные» компоненты системы. В этом режиме можно делать все, без всяких на то ограничений работать с системными данными и кодом, напрямую или через набор специальных инструкций HAL обращаться к аппаратуре, выполнять привилегированные инструкции процессора и т.д. Это основной режим работы процессора.

За ядром остались задачи планирования потоков, диспетчеризация прерываний и исключений, а также синхронизация при использовании нескольких процессоров. Исполнительная система обеспечивает управление памятью, процессами и потоками, защиту, ввод-вывод и взаимодействие между процессами.

Так же в режиме ядра находятся драйверы устройств. Для ОС драйвер является абстракцией физических или виртуальных устройств. Они предоставляют стандартный интерфейс взаимодействия для ОС, в то же время выполняют специфичные задачи по управлению подчиненного устройства. Зачастую, для особого вида приложений, находящихся в пользовательском пространстве, они являются своего рода «окнами» в пространство ядра (как правило, драйверы виртуальных устройств) для выполнения. Драйверы физических устройств транслируют пользовательские вызовы функций ввода-вывода в запросы специфичные для конкретного устройства.

В пространстве ядра отсутствует жесткий контроль со стороны ОС за составными компонентами. Отсутствие контроля увеличивает производительность, однако сбой внутри драйвера или другого компонента, как правило, приводит к фатальному сбою системы в целом и появлению «синего экрана».

## **3 ОРГАНИЗАЦИЯ ШИНЫ USB**

Архитектура шины USB подразумевает подключение нескольких USB-устройств к компьютеру. Компьютер в такой конфигурации является главным управляющим устройством и называется хостом. Все операции на шине инициирует хост. Подключенные устройства не могут самовольно осуществлять активность на шине [3]. Детали физической архитектуры скрыты от прикладных программ в системном ПО, поэтому логическая архитектура представляет одноуровневую звезду, центром которой является клиентское приложение, а вершинами набор конечных точек устройства (буферов обмена

небольшого фиксированного объема), которые могут работать на прием или передачу (рис. 2). Механизм передачи данных на шине – блочный, а блок передаваемых данных называется USB-фреймом и передается за фиксированный временной интервал. Оперирование командами и блоками данных реализуется при помощи логической абстракции называемой каналом. Для передачи команд используется канал управления (работает с нулевой конечной точкой), а для передачи данных открываются либо потоковые каналы, либо каналы сообщений (рис. 1, 2).

Шина USB поддерживает следующие скорости: LS (Low speed) – 1.5 Мбит/с; FS (Full speed) – 12 Мбит/с; HS (High speed) – 480 Мбит/с.

Во время подключения USB устройства хост контроллер компьютера оповещает систему о подключении и предоставляет ей идентификаторы PID/VID подключенного устройства. Та в свою очередь ищет в реестре информацию для загрузки соответствующего драйвера, загружает его в память, вызывает его процедуру инициализации DriverEntry (рис. 3) [1]. Данная процедура DriverEntry регистрирует свои стандартные и рабочие процедуры взаимодействия с ОС, проводит инициализацию глобальных структур данных (например, счетчик подключенных устройств). Во время вызова системой процедуры AddDeviceDispatch драйвер регистрирует интерфейс на основе GUID (глобальный уникальный идентификатор), благодаря которому имя устройства, видимое системе, строится динамически. Это исключает возможность ситуации «конфликта имен». Система вызывает PnPDispatch для запуска устройства. Для этого драйвер отправляет серию запросов для получения его дескрипторов и производит его настройку [4]. С этого времени устройство сконфигурировано и доступно для манипуляций открытия, чтения, записи и передачи управляющих команд. Упрощенная структура созданного драйвера изображена на рис. 3.

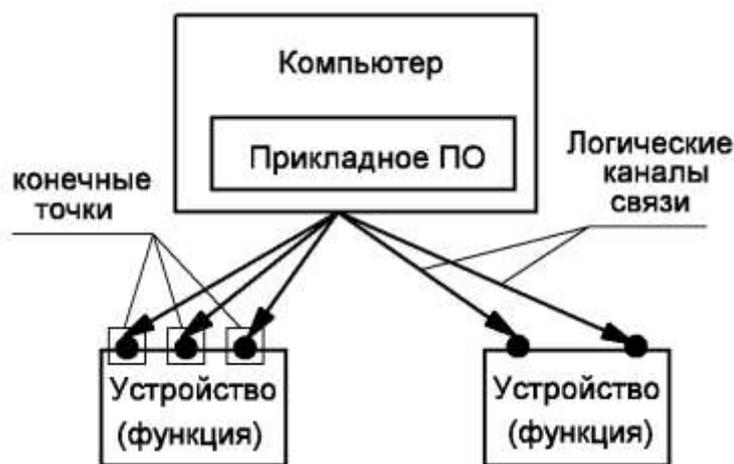


Рисунок 2. Модель шины USB уровня потоков данных.

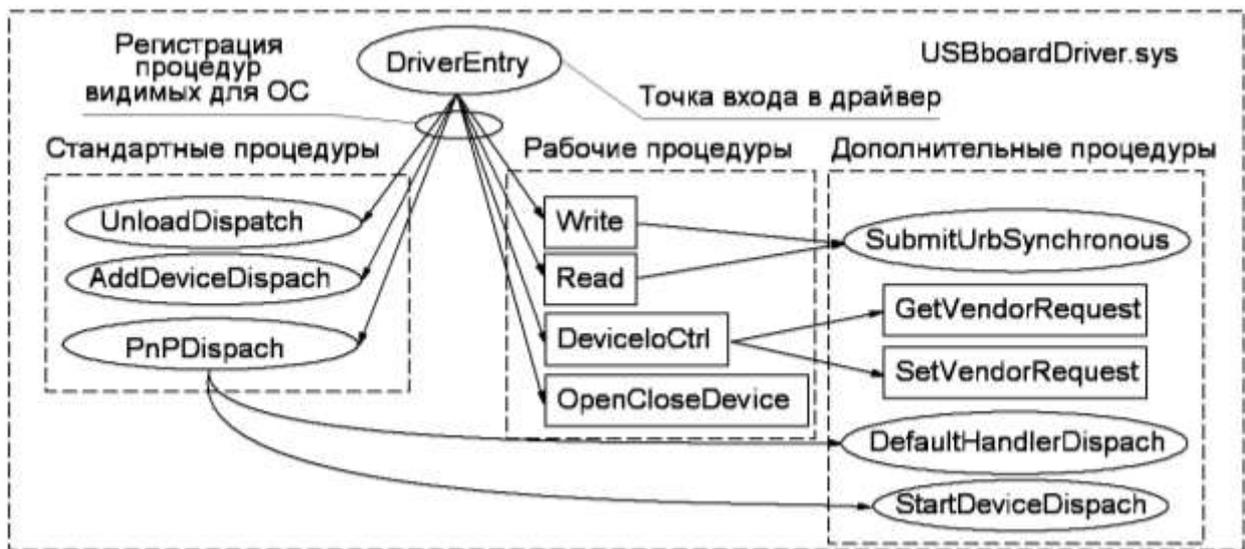


Рисунок 3. Функциональная схема драйвера.



Рисунок 4. Функциональная схема библиотеки.

На рис. 4 изображена структурная схема библиотеки `UsbBoardDll`. Основное ее назначение – создать «мост» между виртуальным прибором и родными интерфейсами Windows [5-7]. Конечно, LabView позволяет вызывать интерфейсы Windows напрямую, однако сложность заключается в особенности механизма выделения памяти для структур данных среды LabView. К тому же описание сложных структур данных переменной длины в LabView затруднительно, что ограничивает перечень вызываемых интерфейсов операционной системы.

Виртуальный прибор (рис. 5) регулярно отправляет запрос на чтение блока конвертированных данных. Производит их отображение во временной области, а также осуществляет представление сигнала в частотной области путем вычисления оконного преобразования Фурье с использованием окна Блэкмана [9]. Осуществляет индикацию подключенных устройств путем интерфейса предоставляемой библиотекой `UsbBoardDll`, а так же управляет работой аналого-цифрового преобразователя.

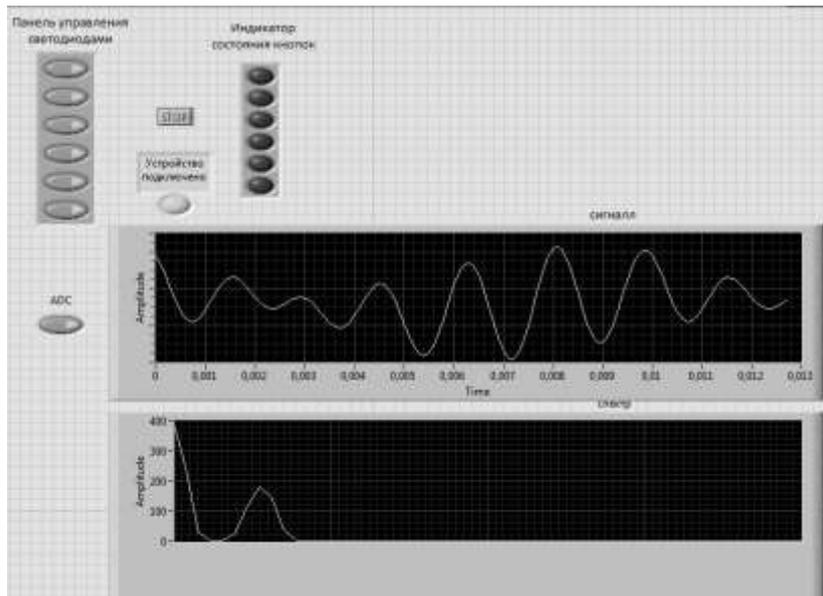


Рисунок 5. Лицевая панель виртуального осциллографа.

Модель принципиальной схемы (рис. 6) включает в себя микроконтроллер с загруженной программой, состоящей из USB стека, модуля управления АЦП, и обработчик органов управления и индикации. Так же в модели присутствует блок формирования сложного гармонического сигнала, состоящий из 3-х генераторов синусоидального напряжения и блока сумматоров.

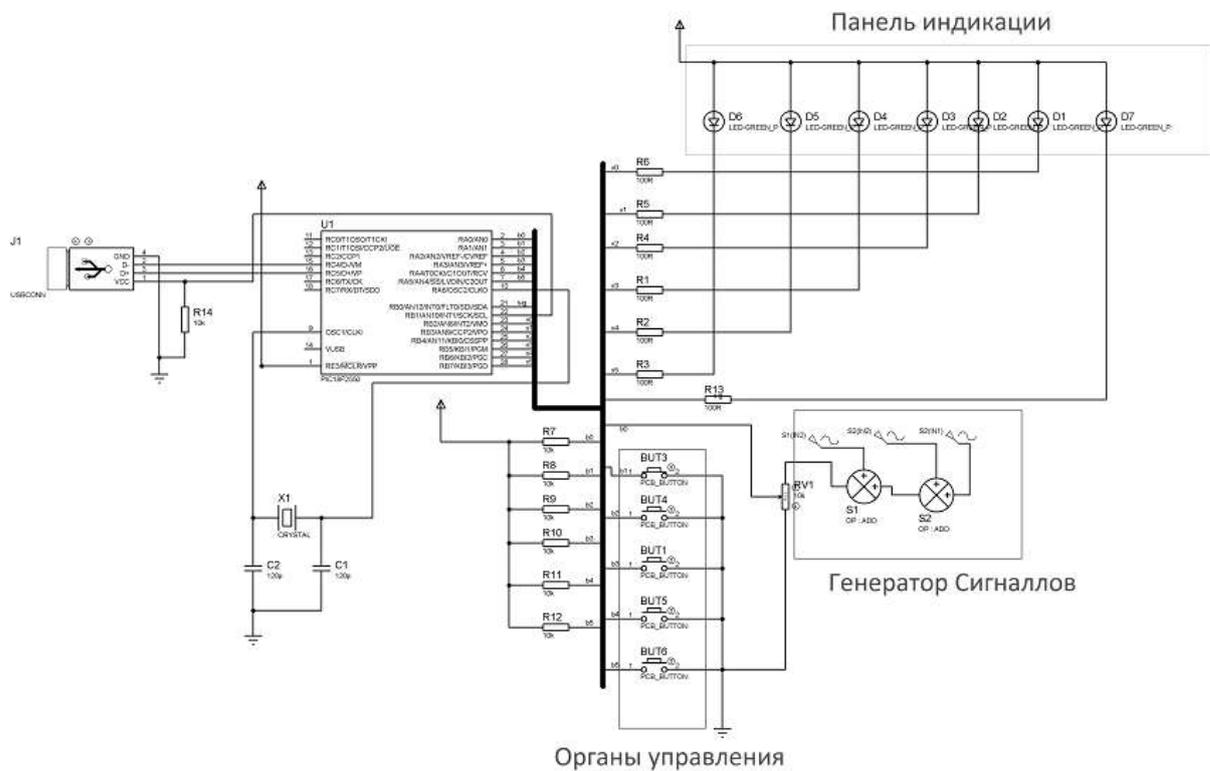


Рисунок 6. Принципиальная схема аналого-цифрового преобразователя.

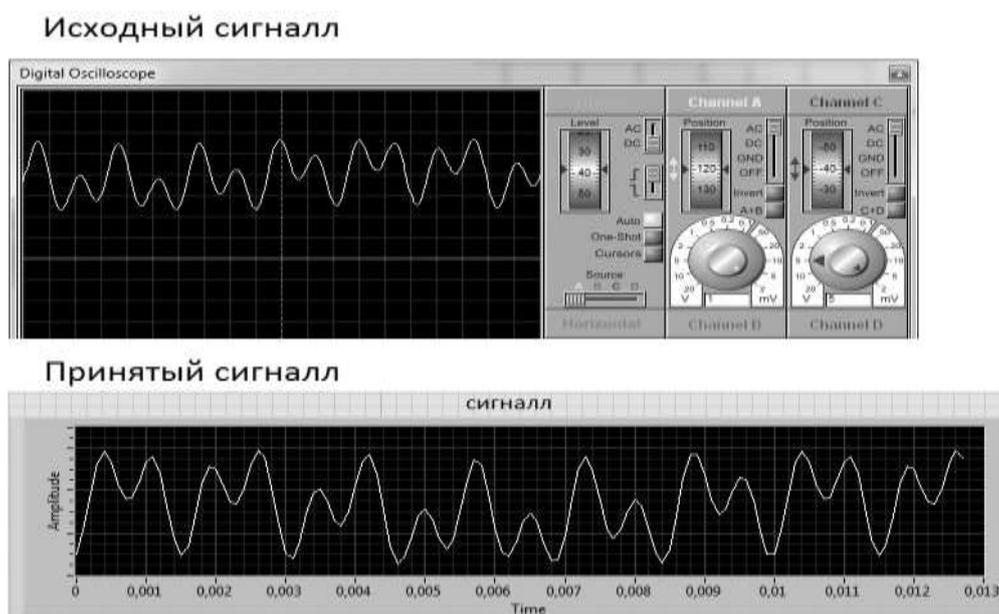


Рисунок 7. Результат работы модели.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Создана модель интерфейса передачи информации, проведена интеграции систем в одну общую систему, развернута мощная система симуляции и отладки из 4-х отладчиков, что позволило контролировать весь процесс работы модели. Результат передачи оцифрованного сигнала изображен на рис. 7.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Уолтер Они. Использование Microsoft Windows Driver Model. – М.: Издательство «Русская Редакция»; СПб.: Питер, 2003. – 768 с.: ил.
2. Руссинович М. и Соломон Д. Внутреннее устройство Microsoft Windows: Windows Server 2003, Windows XP и Windows 2000. Мастер-класс. / Пер. с англ. – 44е изд. – М.: Издательство «Русская Редакция»; СПб.: Питер, 2008. – 992 с.: ил.
3. Агуров П.В. Интерфейсы USB. Практика использования и программирования. – СПб.: БХВ - Петербург, 2004. – 576 с.: ил.
4. Windows Driver Kit Documentation
5. Саймон Ричард. Microsoft Windows API. Справочник системного программиста. Второе издание, дополненное: Пер. с англ./ Ричард Саймон – К.: ООО «ТИД ДС», 2004. – 1216с.
6. Библиотека MSDN. Win32 и разработка COM.
7. Шрайбер С. Недокументированные возможности Windows 2000. Библиотека программиста (+CD). – СПб.: Питер, 2002. – 544с.: ил.

8. Хортон Айвор. Visual C++ 2010: полный курс.: Пер. с англ. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2011. – 1216.: ил.
9. Кехтарнаваз Н., Ким Н. Цифровая обработка сигналов на системном уровне с использованием LabView (+CD)./ Пер. с англ.
10. Шилдт Г. С++: Базовый курс, 3-е издание.: Пер. с англ. – М.: Издательский дом «Вильямс», 2010. – 624с.: ил.

## **ОПАСНЫЕ МЕТЕОЯВЛЕНИЯ: СДВИГ ВЕТРА**

Двужильная Д.А.

Лежанкин Б.В.

*(научный руководитель)*

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Безопасность полетов воздушных судов (ВС) гражданской авиации во многом зависит от корректного учета влияния на исход полета внесистемных факторов, к которым, прежде всего, следует отнести опасные метеоявления. Созданию аппаратных средств, позволяющих снизить риск влияния метеоявлений на полет ВС позволит повысить безопасность полетов, увеличить пропускную способность воздушного пространства, а также снизить затраты на авиаперевозки за счет оптимального использования пространства эксплуатации ВС.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Значимую роль в Гражданской Авиации играет высокая степень безопасности воздушного движения. Безопасность полётов – определяется способностью авиационной транспортной системы осуществлять воздушные перевозки без угрозы для жизни и здоровья людей; риск причинения вреда лицам или нанесения ущерба имуществу снижен до приемлемого уровня и поддерживается на этом уровне посредством непрерывного процесса выявления источников опасности и контроля факторов риска. В связи с этим 6 мая 2008 г. Правительством РФ Государственной программы обеспечения безопасности полетов воздушных судов гражданской авиации, соответствующее распоряжение №641-р подписано в целях обеспечения выполнения обязательств РФ, вытекающих из Конвенции о международной гражданской авиации.

# 1 АКТУАЛЬНОСТЬ УЧЕТА ВЛИЯНИЯ МЕТЕОЯВЛЕНИЙ НА ПОЛЕТ ВС

Решение проблемы безопасности полетов воздушных судов (ВС) гражданской авиации во многом зависит от корректного учета влияния на исход полета внесистемных факторов, к которым, прежде всего, следует отнести опасные метеоявления (турбулентность, ливневые осадки, сдвиг ветра, метеоусловия, ухудшающие видимость и т.п.). Среди этих факторов особо выделяется сдвиг ветра. Практика применения гражданской авиации имеет множество примеров катастроф воздушных судов, причиной которых явились опасные метеоявления, а именно сдвиг ветра.

Катастрофа Ил-14 в Антарктиде. Самолёт работал в Антарктиде в составе 24-й Советской Антарктической экспедиции и перевозил её участников численностью 9 человек. Авиалайнер был оборудован лыжным шасси. Днём в 15:20 Ил-14 начал взлёт с ледового аэродрома по курсу  $140^\circ$ . После разбега в 1000 метров авиалайнер оторвался от поверхности аэродрома и шасси были убраны. Затем на высоте 70-80 метров и в 2000-2300 метров от КТА экипаж начал выполнять левый разворот, когда, по свидетельствам очевидцев, самолёт вдруг бросило с креном влево. Экипаж попытался вывести машину в нормальное положение, но в 15:21 быстро снижающийся по курсу  $90^\circ$  авиалайнер с левым креном  $60-70^\circ$  в 2200 метрах от КТА врезался в купол ледника на высоте 20 метров над уровнем аэродрома. От удара левую плоскость крыла и кабину пилотов разрушило, а фюзеляж надломило пополам и по всей его длине появился гофр. Пожар при этом не возникло. Официально в катастрофе погибли 3 человека [4].

Как показало радиозондирование ветра, в слое от 300 до 600 метров над уровнем моря ветер изменял направление с  $64^\circ$  до  $46^\circ$ . Т.е. взлетая при встречно-боковом ветре, самолёт быстро затем попал под воздействие попутно-бокового ветра. Это сильно осложнило пилотирование, а так как события разворачивались быстро и на малой высоте, то экипаж не успел исправить возникшую аварийную ситуацию.

Заключение комиссии: катастрофа произошла из-за неожиданного для экипажа попадания самолёта в слои воздуха со сдвигом ветра, вызвавшее резкое изменение характеристик полёта и создавшее аварийную ситуацию на малой высоте полёта.

Другие катастрофы связанные со сдвигом ветра:

– катастрофа Як-40 под Братском. Резкое снижение самолёта с малой высоты под воздействием интенсивного нисходящего порыва и последующее столкновение с верхушками деревьев при его выводе в условиях ограниченной видимости ночью;

– катастрофа Boeing 727 в Дохе. Наиболее вероятной причиной внезапного падения самолёта было названо попадание в мощный вертикальный нисходящий воздушный поток, вызванного грозой.

Проведенный анализ авиационных катастроф, вызванных влиянием ветра, требует принятия мер по прогнозированию этого явления и принятия мер по оповещению экипажей воздушных судов для предотвращения опасных ситуаций.

## **2 ПРИРОДА ВОЗНИКНОВЕНИЯ СДВИГА ВЕТРА**

Сдвиг ветра это неожиданное и резкое изменение скорости и/или направления ветра на небольшом расстоянии в горизонтальной или вертикальной плоскости [3].

Сдвиг ветра относится к одному из опасных для гражданской авиации природных явлений. С точки зрения прогнозирования удобно классифицировать сдвиги ветра как неустойчивые и устойчивые.

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

В зависимости от ориентации в пространстве двух точек, между которыми определяется сдвиг ветра, различают вертикальный и горизонтальный сдвиги ветра. Горизонтальный сдвиг ветра – это изменение ветра по горизонтали, также отнесенное к единице расстояния, когда параллельные воздушные потоки имеют различную скорость. Вертикальный сдвиг ветра – это изменение скорости и направления ветра с высотой, отнесенное к единице толщины слоя. Вертикальный сдвиг ветра, принято подразделять на два типа: положительный и отрицательный. Положительным сдвигом называется такое распределение ветра, когда его скорость на высоте больше чем у земли. Отрицательным – такое распределение ветра, когда скорость ветра на высоте меньше, чем у земли.

Условия сдвига ветра, как правило, связаны с одним или несколькими из следующих явлений (рис. 1): грозы, микропорывы и воронкообразные облака, холодные или теплые фронты, фронты морского бриза, горные волны, температурные инверсии на малых высотах [2].

Влияние сдвига ветра на полет воздушного судна основывается на том, что благодаря массе ( $m = 50-200$  т) самолет обладает большой инерцией, которая препятствует быстрому изменению его путевой скорости, в то время как приборная («воздушная») скорость изменяется соответственно изменению ветра. Если бы самолет под действием изменений ветра мог мгновенно ускорять или замедлять свое движение относительно земной поверхности, проблемы сдвига ветра не существовало бы. Изменение приборной скорости

происходит в течение периода времени, недостаточного для соответствующего изменения путевой скорости. В результате изменения приборной скорости соответственно увеличивается или уменьшается подъемная сила крыла, и самолет отклоняется вниз или вверх от заданной линии полета. Восстановление приборной скорости, уменьшившейся вследствие изменения скорости ветра, без перевода двигателей на другой режим работы или перевода самолета на снижение, требует значительного времени (для увеличения скорости полета на 20 км/ч затрачивается около 100с).

При наличии достаточных запасов по высоте и скорости полета современные самолеты даже без вмешательства летчика могут восстанавливать режим полета, нарушенный изменением скорости или направления ветра. Другое дело встреча со сдвигом ветра на малой высоте при выполнении захода на посадку. В этом случае экипаж самолета связан ограниченными запасами высоты и скорости, а также приемистостью двигателей (процесс быстрого увеличения тяги двигателя путём повышения расхода топлива при резком перемещении рычага управления) и дефицитом времени.

Во время захода на посадку следует постоянно контролировать вертикальную скорость снижения и обороты двигателей. При снижении по глиссаде, отклонение от нормы этих двух параметров будет свидетельствовать о наличии сдвига ветра.



Рисунок 1. Явления, вызывающие сдвиг ветра.



Рисунок 2. Влияние сдвига ветра на посадку ВС, приводящее к потере высоты.

Возможны следующие ситуации влияния сдвига ветра:

1) нисходящий поток, уменьшение встречного или усиление попутного ветра наиболее опасны на малой высоте, поскольку приводят к потере энергии (рис. 2).

В слое воздуха выше линии раздела наблюдается ветер скоростью 40 км/ч, ниже ее скорость ветра резко уменьшается до 10 км/ч. Приборная скорость самолета составляет 280 км/ч, а путевая соответственно 240 км/ч. При дальнейшем снижении самолета по глиссаде происходит резкое уменьшение скорости ветра. Приборная скорость самолета в этой точке резко уменьшается на величину изменения встречного ветра и становится равной 250 км/ч. Чтобы сохранить приборную скорость и положение на глиссаде, необходимо мгновенно увеличить путевую скорость самолета на 30 км/ч, однако в связи с инерцией самолета, на это требуется значительное время (на восстановление 18-20 км/ч скорости без вмешательства пилота затрачивается 70-100сек). Временное уменьшение приборной скорости вызовет резкое уменьшение подъемной силы и отклонение самолета вниз от глиссады.

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

2) усиление встречного или уменьшение попутного ветра повышает энергию самолёта и временно увеличивает его лётные характеристики (рис. 3).

Увеличение встречной составляющей скорости ветра при снижении самолета по глиссаде вызывает временное увеличение приборной скорости и отклонение самолета вверх от глиссады. Пилот уменьшает тягу двигателей, но увеличение приборной скорости, соответствующее увеличению скорости ветра, приводит к скоростной посадке с перелетом [1].

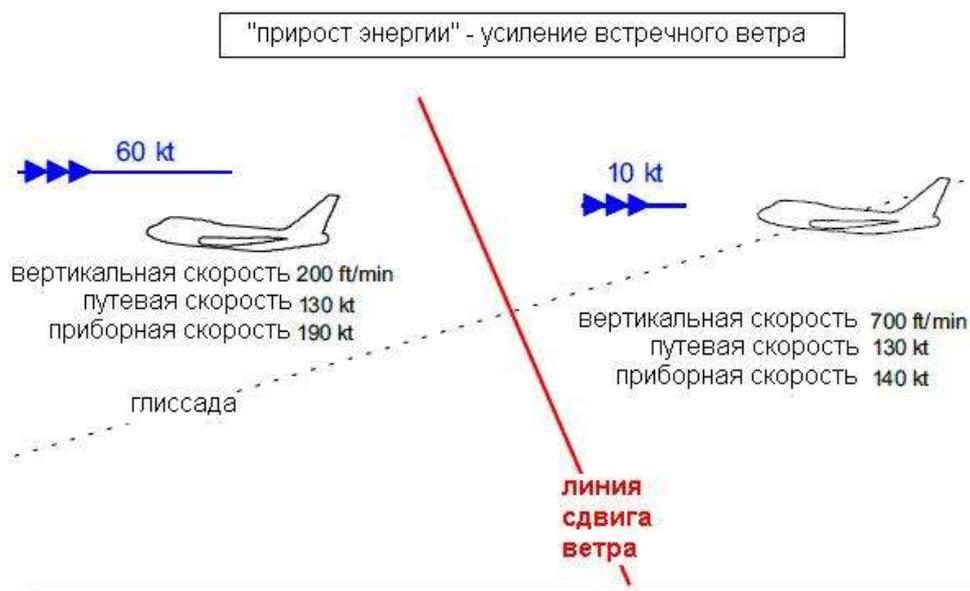


Рисунок 3. Влияние сдвига ветра на посадку ВС, приводящее к набору высоты.

Если вы попали в сдвиг ветра после взлёта или при заходе на посадку желательно сразу же проинформировать диспетчера. Эта информация поможет другим пилотам избежать или противодействовать сдвигу ветра. Рекомендуется сообщить на какую величину и в какую сторону менялась приборная скорость и возможно высота.

Анализ летных происшествий, обусловленным сдвигом ветра, показывает, что сложность ситуации определяется её полной неожиданностью для экипажа. К сожалению, количественная связь интенсивности сдвига ветра с погодными условиями пока еще не установлена – трудно предсказать, какой величины сдвиг ветра можно ожидать в данное время в районе аэродрома. Для определения величины сдвига ветра в первом приближении во всех аэропортах проводятся шаропилотные измерения скорости и направления ветра на высоте 100 м и высоте круга. Зная ветер у земли и на высоте 100 м, можно определить среднюю величину и характер сдвига ветра и принять необходимое решение. Величина и характер (тип) сдвига ветра определяются по разности векторов скорости.

### 3 АППАРАТНЫЕ СРЕДСТВА РЕГИСТРАЦИИ СДВИГА ВЕТРА

Система обнаружения маловысотного сдвига ветра (LLWSAS – Low Level Wind Shear Alerting System), разработанная специалистами концерна «МАНС» в сотрудничестве с компанией «Лазерные системы» предназначена для обеспечения безопасности полетов при осуществлении взлетно-посадочных операций путем [5]:

- оперативного дистанционного определения и отображения информации о направлении вектора и величине скорости воздушного потока на заданных высотах;

– идентификации маловысотного сдвига ветра и турбулентности в районе аэродрома, вертодрома и других посадочных площадок летательных аппаратов;

– оперативного предоставления предупреждений о маловысотном сдвиге ветра и турбулентности всем участникам воздушного движения, включая экипажи воздушных судов.

– Измерения скорости и направления ветра по высотам обеспечиваются посредством применения профилометров лидарных ветровых (ПЛВ-300 рис. 4 и ИЛВ-5000). ПЛВ-300 является базовой компонентой первой российской системы обнаружения маловысотного сдвига ветра в ближней аэродромной зоне.

Включение в контур LLWSAS ИЛВ-5000 (WINDEX-5000) позволяет получать дополнительную информацию о пространственном положении фронта порывов с привязкой к местности и ВПП в 3D-формате.

ИЛВ-5000 является импульсным доплеровским ветровым 3D-лидаром следующего поколения с пространственным сканированием, обладающим новыми эксплуатационными возможностями и преимуществами. Он малочувствителен к облачности, за исключением очень плотной и низкой (ниже 250 метров). ИЛВ-5000 является импульсным доплеровским ветровым 3D-лидаром следующего поколения с пространственным сканированием, обладающим новыми эксплуатационными возможностями и преимуществами. Он малочувствителен к облачности, за исключением очень плотной и низкой (ниже 250 метров).

Режимы работы ИЛВ-5000:

- круговое сканирование в заданном диапазоне углов азимута;
- сканирование в вертикальной плоскости в заданном диапазоне углов места с произвольным азимутом;
- 3D-картографирование ветрового поля;
- работа в режиме профиломера в произвольном заданном направлении;
- работа в режиме лазерного ножа для обнаружения вихревых следов;
- определение высоты облачности в произвольном направлении.



Рисунок 4. Устройство ПЛВ-300.



Рисунок 5. Размещение на аэродроме ИЛВ-5000.

Также ИЛВ-5000 может поставляться в варианте сканера вихревых следов. Данные дистанционного зондирования могут передаваться в уполномоченные метеоцентры, для ассимиляции данных в моделях прогнозирования погоды.

Метеонавигационный радиолокатор «Контур-10СВ» предназначен для использования на борту самолетов различного класса в составе комплекса бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО). Метеонавигационный радиолокатор «Контур-10СВ» обеспечивает: обнаружение гидрометеообразований и оценку их опасности для полета самолетов; обнаружение турбулентных зон в метеообразованиях; обнаружения зон опасных сдвигов ветра при взлете и посадке самолетов; навигационного ориентирования самолета по характерным наземным объектам.

Режимы работы МНРЛ:

МНРЛ обеспечивает работу в режимах «Метео», «Земля», «Контроль». В режиме «Метео» МНРЛ выполняет следующие задачи:

- обнаружение и оценку опасности гидрометеообразований;
- определение их пеленга и дальности;
- обнаружение зон опасной турбулентности;
- определение их пеленга и дальности;
- выдачу сигналов предупреждения при обнаружении впереди самолета опасных гидрометеообразований по критериям их интенсивности и турбулентности;
- обнаружение зон опасных сдвигов ветра при взлете и заходе на посадку;
- выдачу сигнала при обнаружении опасного сдвига ветра впереди самолета;
- автоматическую установку наклона диаграммы направленности антенны при изменении высоты полета и установленного диапазона дальности;

- подавление помех от земной поверхности при обнаружении зон сдвига ветра;
- стабилизацию пространственного положения зоны обзора МНРЛ при эволюциях самолета.

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

Режим обнаружения сдвига ветра включается автоматически при высоте менее 700 м (2300 футов) при любом положении переключателя режимов работы МНРЛ (предусмотрена также возможность принудительного включения режима оператором на любой высоте). На высоте более 700 м (2300 футов) МНРЛ автоматически переходит в тот режим работы, который выбран переключателем режимов работы.

Дальность обнаружения зон сдвига ветра со значением фактора опасности  $F \geq 0,13$  составляет не более 10 км (при высоте полета 700 м).

Сектор обзора по азимуту в режиме обнаружения сдвига ветра составляет не менее  $\pm 25^\circ$  относительно строительной оси самолета. При обнаружении зоны сдвига ветра с фактором опасности  $F \geq 0,13$  МНРЛ формирует сигналы оповещения трех уровней. Область, в которой  $F \geq 0,13$ , ограничивается на экране дугой (рис. 6), соответствующей ближней границе, и боковыми линиями, проходящими от краев дуги до конца развертки. Область опасного сдвига ветра обозначается на экране чередующимися красными и черными концентрическими дугами (количество дуг не менее 8) с центром в начале развертки.

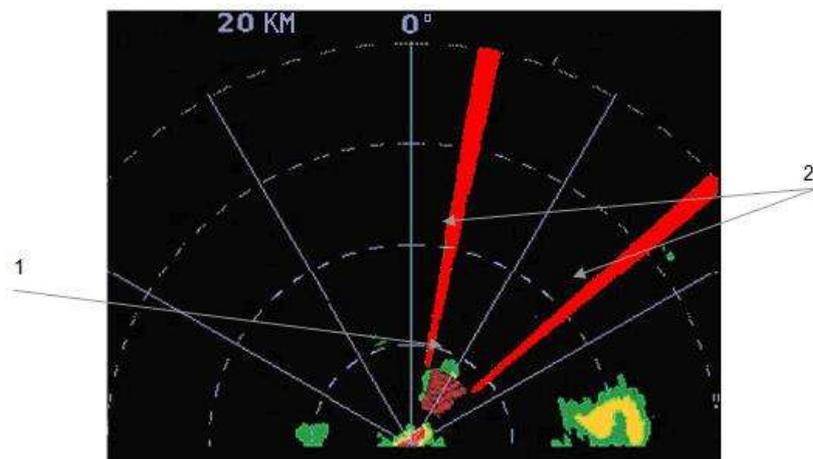


Рисунок 6. Пример изображения на экране индикатора при обнаружении им зоны «сдвига ветра»: 1 – зона «сдвига ветра», 2 – линии, проходящие от дальней границы зоны «сдвига ветра» до максимальной дальности.

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

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

«Руководство» по противодействию сдвигу ветра:

- понимать, что сдвиг ветра это опасность.
- распознать признаки его присутствия.
- уклониться от встречи задержкой вылета или уходом на запасной аэродром.
- подготовиться к возможному попаданию в сдвиг ветра, создав «запас» скорости.
- выйти из зоны сдвига ветра без задержки, используя рекомендации производителя самолёта.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Устойчивость и управляемость [электронный документ] URL: <http://do.gendocs.ru/docs/index-275885.html?page=2> (дата обращения 15.09.2014).
2. Моделирование захода на посадку и посадки воздушных судов в условиях предельных профилей сдвига ветра [электронный документ] URL: <http://www.referun.com/n/modelirovanie-zahoda-na-posadku-i-posadki-vozdushnyh-sudov-v-usloviyah-predelnyh-profiley-sdviga-vetra> (дата обращения 17.09.2014).
3. Википедия [электронный документ] URL: <http://ru.wikipedia.org/wiki> (дата обращения 21.09.2014).
4. Катастрофы Ту-154: почти сорок лет полётов, почти сорок лет падений - Алма-Атинская [электронный документ] URL: <http://www.chuchotezvous.ru/technogenetics-disasters/144/page-2.html> (дата обращения 21.09.2014).
5. Система обнаружения маловысотного сдвига ветра [электронный документ] URL: <http://bans-avia.ru/proekty/lidar#> (дата обращения 17.09.2014).

# УЧЕБНО-ЛАБОРАТОРНЫЙ СТЕНД АНАЛОГО-ДИСКРЕТНОЙ СХЕМОТЕХНИКИ ПО ИССЛЕДОВАНИЮ ХАРАКТЕРИСТИК ОПЕРАЦИОННЫХ УСИЛИТЕЛЕЙ

Сурганов А.С.

Лежанкин Б.В.

*(научный руководитель)*

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

Использование учебно-лабораторного стенда аналого-дискретной схемотехники по исследованию характеристик операционных усилителей позволит решить две важные задачи – оснащение лабораторной базы современными средствами измерений и подготовку будущего радиоинженера к работе с более современной и функциональной техникой.

## ВВЕДЕНИЕ

С тех пор как человек научился летать, авиационная техника ушла далеко вперед. Стремительный прогресс наблюдается во всех областях авиационной техники. Существенные изменения наблюдаются в области бортового радиоэлектронного оборудования. Меняется его количественный, и что немало важно, качественный состав. Этому способствуют, главным образом, успехи инженеров и разработчиков в создании современной элементной базы.

Вместе с тем, уровень развития современного бортового радиооборудования предъявляет определенные требования к уровню обслуживания последнего. В данном случае необходимо рассматривать две взаимосвязанные составляющие – соответствующая подготовка технического персонала и наличие современной контрольно-измерительной аппаратуры.

## 1 АКТУАЛЬНОСТЬ РАЗРАБОТКИ УЧЕБНО-ЛАБОРАТОРНОГО СТЕНДА

Эксплуатация высокотехнологичных технических устройств, комплексов и систем требует знания основ их построения, функционирования и обслуживания. Эти знания, а также навыки обслуживания – результат обучения технического персонала в учебных заведениях, повышение квалификации, стажировка на предприятиях или в технико-эксплуатационных частях авиакомпаний.

Вторая составляющая – современная контрольно-измерительная аппаратура. Важен не столько факт наличия такой аппаратуры в технико-эксплуатационной части или лаборатории восстановления авиационной

техники. Особое значение имеет способность авиационных техников, способность инженерно-технического состава грамотно применять контрольно-измерительную аппаратуру, знать ее эксплуатационные характеристики. Такие навыки формируются как на этапе обучения в учебных заведениях, так и во время стажировок при выполнении ремонтных работ на авиационной технике.

Поскольку основная доля времени обучения авиационного специалиста – обучение в учебном заведении, необходимо использовать при проведении различного вида учебных занятий как можно больше современной контрольно-измерительной аппаратуры. В тоже время, стоимость подобной аппаратуры составляет десятки, а иногда, сотни тысяч рублей.

Согласно Федерального Государственного Образовательного стандарта Высшего Профессионального образования по специальности 162107 – Техническая эксплуатация транспортного радиооборудования основными компетенциями обучающегося, формируемые в результате освоения дисциплины «Аналого-дискретная схемотехника» являются [1]:

- готовность к проведению испытаний и определению работоспособности установленного и эксплуатируемого транспортного радиооборудования (ПК-9);

- готовность участвовать в модернизации транспортного радиооборудования, формировать рекомендации по выбору и замене его элементов и систем (ПК-11);

- способность решения проблем монтажа и наладки транспортного радиооборудования (ПК-25);

- готовность к участию в разработке технической и технологической документации для технического обслуживания и ремонта транспортного радиооборудования (ПК-27);

- способность к разработке проектов, технических условий, требований, технологий, программ решения производственных задач и нормативной документации для новых объектов профессиональной деятельности (ПК-28);

- способность к обеспечению исправности, работоспособности и готовности авиационного радиоэлектронного оборудования, его систем электропитания к использованию по назначению с наименьшими эксплуатационными затратами (ПСК-1.1);

- готовность к проведению испытаний и определению работоспособности установленного и эксплуатируемого бортового и наземного авиационного радиоэлектронного оборудования (ПСК-1.2);

- способность решения проблем монтажа и наладки авиационного радиоэлектронного оборудования (ПСК-1.4).

Реализация перечисленных компетенций возможна путем проведения цикла лабораторных работ с использованием учебно-лабораторного стенда аналого-дискретной схемотехники.

## 2 СТРУКТУРА УЧЕБНО-ЛАБОРАТОРНОГО СТЕНДА

Стенд представляет собой универсальное техническое средство обучения, предназначенное для получения практических навыков и углубления теоретических знаний студентов в области аналого-дискретной схемотехники.

Функциональная схема стенда содержит основные устройства, изучаемые в ходе освоения дисциплины «Аналого-дискретной схемотехники» согласно рабочей учебной программе действующей в Иркутском филиале МГТУ ГА.

Функциональная схема стенда представлена на рис. 1. и содержит следующие элементы:

1) источник питания (ИП) – предназначен для осуществления питания всех элементов стенда, а также для исследования схем построения однофазных неуправляемых и управляемых выпрямителей, сглаживающих фильтров, компенсационных стабилизаторов напряжения [2];

2) усилитель низкой частоты предназначен для исследования типовых схем включения транзисторов, для исследования дифференциального усилительного каскада на биполярных транзисторах, для исследования бестрансформаторного усилителя мощности [2];

3) операционный усилитель предназначен для исследования линейных вычислительных схем на основе ОУ и исследование аналогового компаратора [2];

4) генератор низкой частоты предназначен для исследования автогенераторов гармонических колебаний, исследования мультивибраторов на ОУ [2];

5) блок цифровых устройств предназначен для исследования типовых логических элементов, триггеров на логических элементах, регистров в интегральном исполнении, счетчиков импульсов и дешифраторов, исследование цифро-аналоговых преобразователей;

6) блок интерфейса предназначен для измерения параметров источника питания.

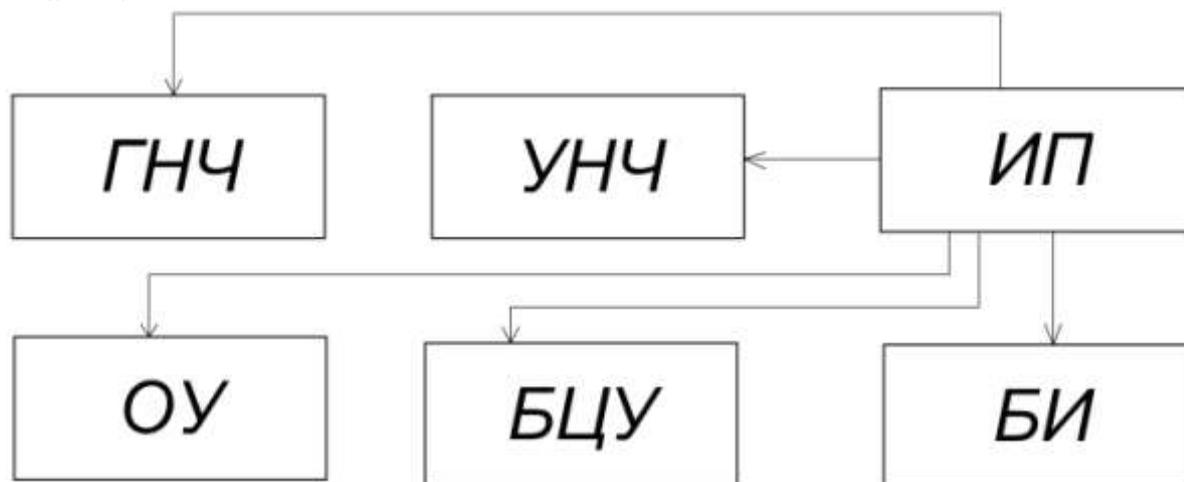


Рисунок 1. Функциональная схема стенда.



Рисунок 2. Внешний вид стенда.

Функционально узлы объединены в единый корпус, представленный на рис. 2.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Стенд представляет собой универсальное техническое средство обучения, предназначенное для получения практических навыков и углубления теоретических знаний студентов в области аналого-дискретной схемотехники.

Создание такого стенда позволит значительно решить задачу оснащения лабораторной базы современными средствами измерений и осуществлять подготовку будущего радиоинженера к работе с современной техникой.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Сафоненков Ю.П. Схемотехника. Пособие к изучению дисциплины / Ю.П. Сафоненков. – Часть 1. – М.: МГТУ ГА 2007. – 58 с.
2. Павлов В.Н. Схемотехника аналоговых электронных устройств: учеб. пособие для студ. высш. учебн. заведений / В.Н. Павлов. – М.: Издательский центр «Академия», 2008. – 288 с.

## РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ РАДИОСТАНЦИИ НА КОМПЛЕКСЕ NATIONAL INSTRUMENTS

Старожилов Л.И.

Туринцев С.В.

*(научный руководитель)*

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

В статье рассматривается вопрос создания действующих моделей радиопередающих и радиоприемных устройств на базе платформы фирмы National Instruments с целью более качественного усвоения материала студентами при изучении дисциплины «Системы связи и телекоммуникации на ВТ».

Для успешного понимания студентами принципов построения радиосвязного оборудования, на практических и лабораторных занятиях должна быть обеспечена возможность доступа к внутренним элементам оборудования с целью возможности изменения режимов их работы. На реальном оборудовании выполнить такие операции невозможно, по причине того, что радиосвязное оборудование в лаборатории находится в ограниченном количестве и всякое вмешательство в работу этого оборудования может привести к выходу его из строя. На сегодняшний день, для решения такой проблемы можно использовать измерительно-вычислительные комплексы (ИВК). В качестве одного из вариантов рассмотрим ИВК американской фирмы National Instruments.

ИВК представляет модульную систему с набором модулей, предназначенных для ввода/вывода сигналов. Архитектурно система включает в себя платы ввода/вывода аналоговой и цифровой информации, а также систему согласования сигналов SCC. Диапазон частот, в котором ИВК может работать, находится в пределах от 0 до 2,7 ГГц, что перекрывает практически весь диапазон работы радиосвязного оборудования.

Рассмотрим построение модели радиостанции на примере радиостанции «Бриз». Бортовая приемо-передающая радиостанция «Бриз» (рис. 1) предназначена для установки на легкомоторные самолеты и вертолеты гражданской авиации для обеспечения речевой связи экипажа с диспетчерами наземных пунктов УВД [2].



Рисунок 1. Радиостанция «Бриз».

Таблица 1. Основные технические характеристики радиостанции «Бриз».

Диапазон		118 - 136.957 MHz
Шаг сетки частот		25 KHz
Модуляция		AM
Число каналов		760
Высотность		10 000 м
Передатчик	выходная мощность	не менее 4 Вт
	стабильность частоты	$30 \times 10^{-6}$
Приемник	чувствительность	не хуже 2.5 мкВ
Энергетика	Напряжение питания	24 - 29.4 В
	Потребляемая мощность	18 Вт (прием); 75 Вт (передача)
Максимальная относительная влажность		98% (при температуре окр.среды +40°C)
Габариты и масса	приемопередатчик 1-го варианта	310 x 146 x 64 мм; 2.7 кг
	приемопередатчик 2-го варианта	296 x 126 x 63 мм; 2.7 кг
	пульт дистанционного управления	100 x 137 x 75 мм; 0.75 кг

Для реализации модели радиостанции «Бриз» на ИВК необходимо задействовать следующие модули [1]:

- векторный генератор NI PXI-5671, отвечает за формирование выходного сигнала с требуемыми характеристиками;
- векторный анализатор NI PXI-5661, отвечает за прием сигнала с требуемыми характеристиками;
- высокочастотный коммутатор NI PXI-2596, отвечает за коммутацию сигналов от векторного генератора к антенне и от антенны к векторному анализатору.

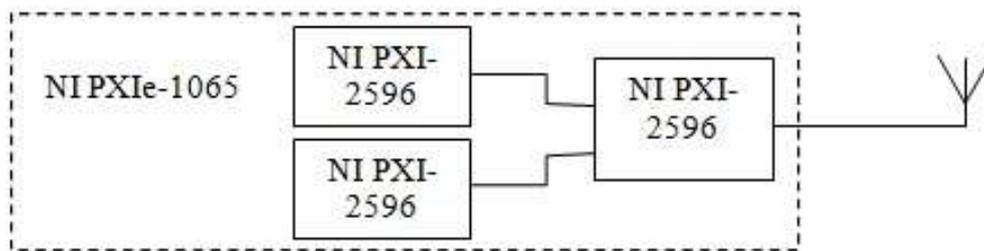


Рисунок 2. Схема соединения модулей.

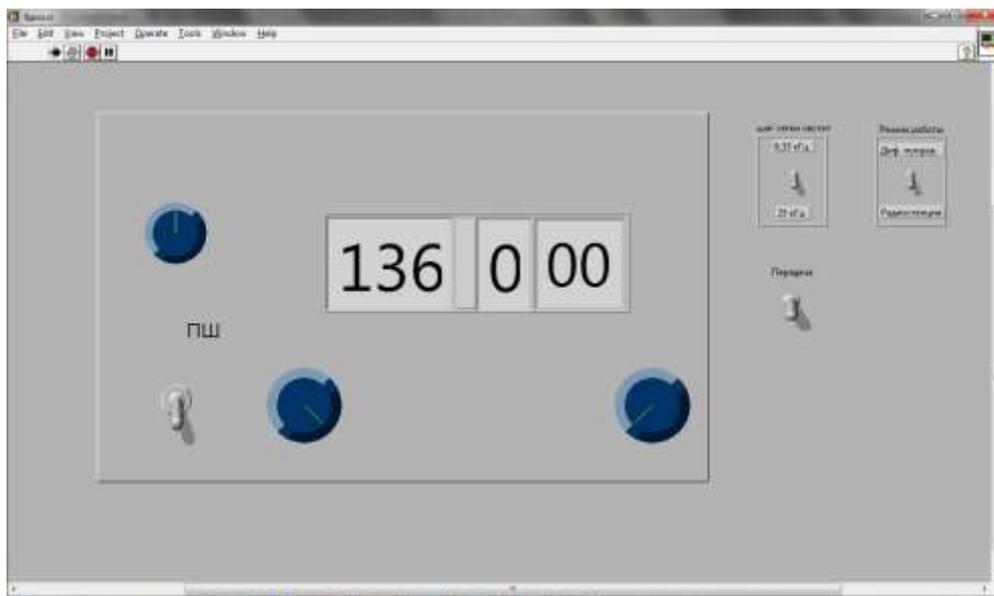


Рисунок 3. Программная реализация панели управления радиостанцией «Бриз».

Для работы с перечисленными выше модулями в программе Labview необходимо проинсталлировать на компьютер программное обеспечение Modulation Toolkit.

Структурная схема соединения модулей представлена на рис. 2

На рис. 3 показана программная реализация панели управления радиостанцией «Бриз». На панели представлены дополнительные органы управления, расширяющие возможности радиостанции.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Учебный курс «Разработка ВЧ приложений». – М.: National Instruments, 2010. – 410с.
2. Радиостанция «Бриз». Руководство по технической эксплуатации. – 198 с.

# СТУДЕНЧЕСКАЯ ПРАКТИКА В ОСВОЕНИИ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ ДИСЦИПЛИН. ЦИФРОВОЕ РАДИОПЕРЕДАЮЩЕЕ УСТРОЙСТВО ДЛЯ СПОРТИВНОЙ РАДИОПЕЛЕНГАЦИИ

Каримова К.М.  
*Ks.Karimova@yandex.ru*

Портнов М.А.  
(научный руководитель)  
*i787m@yandex.ru*

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

В данной статье рассматривается применение цифровых технологий в радиопередающих устройствах, используемых в спортивной радиопеленгации, рассматривается принцип работы и перспектива расширения функциональных возможностей в работе таких устройств. В качестве цифровых технологий описывается применение прямого цифрового синтеза для получения высокостабильной несущей частоты радиомаяка спортивного диапазона 80 метров, а так же способы управления такими устройствами.

## ВВЕДЕНИЕ

Важным фактом, при успешном освоении обучаемым будущей специальности, выступает его склонность и желание находить применение получаемых знаний и навыков в повседневном общении с окружающим миром. Как раз в этом, специалисту в области радиотехники, может помочь радиоспорт.

«Охота на лис» – вид спортивных состязаний, заключающийся в оперативном обнаружении замаскированных на местности радиопередатчиков. Иногда употребляют более строгое название – «спортивная радиопеленгация».

Почему «на лис»? Потому что передатчик умело замаскирован, и если не обладать навыками и отточенным мастерством, то его также трудно выследить по следу, как настоящую рыжую лисицу.

## 1 СПОРТИВНАЯ РАДИОПЕЛЕНГАЦИЯ ГЛАЗАМИ СПЕЦИАЛИСТА

«Лиса» – маломощный радиопередатчик, замаскированный в лесу, в поле, в горах и т.п. Мощность передатчика обычно не превосходит 2 Вт. Задача охотника – в кратчайшее время обнаружить заданное количество «лис», согласно правилам соревнований. На дистанции, как правило, 5 радиопередатчиков.

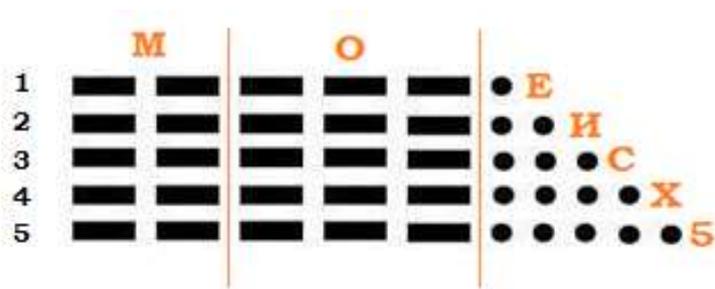


Рисунок 1. Пример идентификационного кода маяков.

Все передатчики «лис» работают в одном из двух диапазонов: 80-метровом (3,5-3,65 МГц) или 2-метровом (144-146 МГц). «Лисы» могут работать как на одной, так и на разных частотах в пределах данного диапазона [2].

Каждая «лиса» имеет свой уникальный идентификатор – код. Код, который вещает передатчик лисы, представляет собой телеграфные сигналы типа азбука Морзе. Он состоит из сочетания букв «МО» (два тире три тире), за которым следует серия букв или цифр, код которых состоит из точек, по количеству пропорциональных номеру «лисы».

Таким образом (рис. 1), позывной первой «лисы» – «МОЕ» (два тире три тире точка), второй – «МОИ» (два тире три тире две точки), третьей – «МОС» (два тире три тире три точки), четвертой – «МОХ» (два тире три тире четыре точки), пятой – «МО5» (два тире три тире пять точек).

Кодом «МО» работает финишный передатчик «приводной маяк». Скорость передачи в среднем равна 40-60 знакам в минуту и выбирается из физиологических особенностей человека.

У каждой из «лис» не только свой код, но и своё время выхода в эфир. Т.е. каждая «лиса» может излучать сигнал только в строго отведённое время, причём в одно и то же время в эфире должна быть только одна «лиса».

Длительность излучения кода каждой «лисы» одинакова и составляет обычно одну минуту. Таким образом, по прошествии цикла из пяти минут (для краткости так и говорят – цикл) рабочий цикл повторяется заново: сначала работает «лиса» №1, потом «лиса» №2, потом «лиса» №3 и т.д. [3].

## 2 ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К СПОРТИВНЫМ КВ РАДИОМАЯКАМ

Теперь очевидно предъявить специальные технические требования и заложить основные характеристики радиопередающего устройства, которое строится для работы в качестве лисы:

– диапазон частот. Работа КВ радиопередатчика осуществляется на одной из фиксированных частот в диапазонах 3.5-3.65 МГц;

– мощность. Необходимая мощность передатчика определяется из расчета расстояния с учетом условий распространения радиоволн. Практикой

установлено, что для передатчика с радиусом действия 5-6 км мощность излучения может составлять около 1-2 Вт для всех диапазонов;

– стабильность. Частота излучаемых передатчиком колебаний отклоняется от начального значения под воздействием ряда дестабилизирующих факторов. Действие этих факторов приводит к непрерывному изменению частоты во времени. Относительное отклонение частоты от начального значения (первый цикл работы передатчика) не должно превышать  $10^{-4}$ ;

– побочные излучения. Для передатчика весьма важное значение имеет обеспечение требований в отношении фильтрации побочных излучений, расположенных за пределами диапазона. Средняя мощность побочных излучений на гармониках, поступающих к антенне, должна быть менее чем на 40 дБ ниже уровня средней мощности на рабочей частоте;

– габариты и масса. Для проведения соревнований и тренировок с применением автоматически работающих «лис» масса передатчика не должна превышать 2-3 кг;

– надежность. Надежность существенно зависит от влияния климатических условий эксплуатации, а также некоторых других факторов, например механических воздействий. Среднее время безотказной работы передатчика должно быть не менее 600-800 ч.;

– время непрерывной работы на передачу. Работа передатчика должна быть рассчитана не менее чем на 100 циклов (5-6 часов) без замены источников питания или подзарядки аккумуляторов [1].

### 3 ФОРМИРОВАНИЕ НЕСУЩЕЙ ЧАСТОТЫ ЦИФРОВЫМ СПОСОБОМ

Все конструкции радиопередатчиков объединяет наличие задающего генератора, который может быть построен по цифровой технологии.

Рассмотрим вариант радиомаяка с цифровым управлением и цифровым формирователем ВЧ сигнала.

Функциональная схема (рис. 2) цифрового радиомаяка включает в себя цифровой формирователь ВЧ сигнала и усилитель радиочастоты, нагруженный антенной. Цифровой формирователь ВЧ сигнала состоит из блока управления, модулятора и цифрового генератора высокой частоты (ЦГВЧ).



Рисунок 2. Функциональная схема цифрового радиомаяка.

Блок управления формирует управляющую команду для цифрового генератора для перестройки на заданную несущую частоту. Сформированная цифровым генератором несущая частота поступает на модулятор, где происходит ее модуляция сигналом кода идентификации, поступающего от блока управления. Полученный таким образом сигнал поступает на каскад усиления, фильтрации и согласования, расположенный в УРЧ. Мощность УРЧ выбирается из технических условий проведения соревнований.

Очевиден тот факт, что применение такого технического решения позволяет получить высокую стабильность несущей частоты, сократить внеполосные помехи в процессе формирования сигнала идентификации для модуляции несущей, повысить энергетические показатели схемы (выходная мощность УРЧ и общее энергопотребление схемы), а так же, расширяет функциональные возможности при эксплуатации устройства в целом.

Расширение функциональных возможностей радиомаяка доступно в следующих направлениях:

- свободная перестройка по диапазону (без изменения схемы согласующих элементов);
- возможность применения одного устройства для передачи различных идентификационных кодов;
- программирование времени выхода в эфир;
- введение энергосберегающих функций (спящий режим).

## **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

Развитие современной элементной базы позволяет реализовать эти идеи начинающему специалисту. Использование цифровых радиомаяков позволит разнообразить спортивную радиопеленгацию, сделает ее более интересной и увлекательной.

## **ЛИТЕРАТУРА**

1. Каганов В.И. Радиопередатчики малой и средней мощности / В.И. Каганов. – Л.: «Энергия», 1964. – 280 с.
2. Дробов С.А. Радиопередающие устройства / С.А. Дробов, С.И. Бычков – М.: «Советское радио», 1965. – 720 с.
3. Грей Л. Радиопередатчики / Л. Грей, Р. Грехем – М.: «Связь», 1965. – 480 с.

# МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ АЭРОНАВИГАЦИИ

Верхотурова Н.А.

Лежанкин Б.В.

*(научный руководитель)*

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Произведен анализ опасных метеорологических явлений, а также авиационных катастроф возникших по их причине. Предлагается использование технических средств имеющих характеристики согласно нормативной документации ИКАО для повышения безопасности полетов воздушных судов гражданской авиации.

## ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время эффективность работы воздушного транспорта, в частности безопасность полетов, во многом зависит от условий погоды.

Статистические данные ИКАО свидетельствуют о том, что за последние 25 лет около 20% авиационных происшествий были связаны с неблагоприятными метеоусловиями. В 30% случаях они явились косвенными или сопутствующими причинами таких происшествий.

Данная статья посвящена повышению уровня безопасности воздушного движения в метеорологическом отношении.

## 2 АВИАКАТАСТРОФЫ, ПРИЧИНОЙ КОТОРЫХ ЯВЛЯЮТСЯ МЕТЕОЯВЛЕНИЯ

Значимую роль во всем объеме авиационных происшествий занимают происшествия, связанные с неблагоприятными метеоусловиями.

Примеры таких авиакатастроф:

– 1975 года авиационное происшествие потерпел самолет Як-40 на посадке в аэропорту г. Красноводск. Причина – сдвиг ветра.

– 07 мая 1975 года ВС Б-727 потерпело авиационное происшествие на взлете в аэропорту Степлон г. Денвер. Причина – сдвиг ветра.

– 10 апреля 2010 года произошла авиакатастрофа ВС Ту-154 в Смоленской области при заходе на посадку в аэропорту «Северный» (рис. 1) Разбился в условиях сильного тумана (96 человек погибло).



Рисунок 1. Авиакатастрофа воздушного судна ТУ-154.



Рисунок 2. Авиакатастрофа воздушного судна Ту-134.

– 20 июня 2011 года авиационное происшествие ВС Ту-134 авиакомпании «RusAir» под Петрозаводском (рис. 2). Причиной катастрофы стали сложные метеоусловия (44 человек погибло).

– 5 июля 2011 года произошло крушение вертолета авиакомпании «ЮТэйр» в Иркутской области (рис. 3). Причина – сдвига ветра (2 человека погибло).

– 8 августа 2011 года самолет Ан-24, авиакомпании «ИрАэро», в аэропорту Благовещенска приземлился не на полосу, а в 200 м от нее из-за сильной грозы (рис. 4).

– 25 декабря 2012 года потерпел катастрофу самолет Ан-72 в Казахстане. Причина «сложнейшие метеоусловия» – сильное обледенение на высоте от 300 м до 7 000 м (27 человек погибло).



Рисунок 3. Крушение вертолета Ми-8.



Рисунок 4. Авиационное происшествие ВС Ан-24.

Кроме метеорологических условий, на безопасность полетов могут оказывать прямое или косвенное влияние недостатки в метеорологическом обеспечении полетов, основными из которых являются:

- несвоевременное доведение метеоинформации до органов УВД и экипажей воздушных судов;
- ошибки в производстве метеорологических наблюдений;
- несвоевременное составление предупреждений о фактических и (или) ожидаемых опасных для авиации метеорологических явлениях, условиях погоды ниже минимума аэродрома (посадочной площадки);
- нарушение требований нормативных документов, регламентирующих метеорологическое обеспечение полетов и органов УВД;
- несоответствие фактической и прогнозируемой погоды на аэродромах и маршрутах полетов.

### **3 ДОКУМЕНТЫ РЕГЛАМИТИРУЮЩИЕ БЕЗОПАСНОСТЬ ГА**

В ходе проделанного анализа авиакатастроф, которые случаются по причине метеоявлений, аэронавигации необходимо руководствоваться документами, которые регламентируют применение метеорологических средств, а также предъявляют к их составу и задачам, определенные требования. Таким документом является «Приложение 3. Метеорологическое обеспечение международной аэронавигации © ИКАО, 2010» [2].

Пилоты нуждаются в информации о метеоусловиях на маршрутах, по которым им предстоит выполнять полет, и на аэродромах назначения.

Задача метеорологического обслуживания, изложенная в Приложении 3, заключается в содействии безопасному, эффективному и регулярному осуществлению аэронавигации. Это достигается путем предоставления необходимой метеорологической информации эксплуатантам, членам летных экипажей, органам обслуживания воздушного движения, органам поисково-спасательной службы, администрации аэропортов и другим органам, имеющим отношение к авиации. Необходимо наладить тесную связь между теми, кто поставяет метеорологическую информацию, и теми, кто ею пользуется.

На международных аэродромах метеорологическую информацию авиационные пользователи, как правило, получают от метеорологического органа. Государство обеспечивает соответствующие средства электросвязи, позволяющие этим аэродромным метеорологическим органам предоставлять информацию органам обслуживания воздушного движения и органам поисково-спасательной службы.

Сводки по аэродрому и прогнозы нужны авиационным пользователям для выполнения своих функций. В сводки по аэродрому включаются данные о приземном ветре, видимости, дальности видимости на ВПП, существующих условиях погоды и облачности, температуре воздуха и точки росы и атмосферном давлении, и выпускаются они каждый час или каждые полчаса. Дополнительно к этим сводкам выпускаются специальные сводки, если какой-либо параметр изменяется и начинает превышать пределы, установленные с учетом его эксплуатационного значения. Прогнозы по аэродрому включают данные о приземном ветре, видимости, условиях погоды, облачности и температуре и выпускаются каждые три или шесть часов со сроком действия от 9 до 24 ч. Прогнозы по аэродрому постоянно контролируются и по мере необходимости соответствующее метеорологическое бюро в них вносит изменения.

Для предоставления находящимся в полете воздушным судам информации о существенных изменениях условий погоды создаются органы метеорологического слежения. Они готовят предупреждения о таких опасных метеорологических явлениях, как грозы, тропические циклоны, мощные фронтальные шквалы, сильный град, сильная турбулентность, сильное обледенение, горные волны, песчаные и пыльные бури и облака вулканического пепла. Кроме того, эти органы выпускают предупреждения по аэродрому о метеорологических условиях, которые могут оказать неблагоприятное воздействие на воздушные суда или оборудование и средства на земле, например предупреждения об ожидаемых снежных бурях. Они также выпускают предупреждения о сдвиге ветра на траекториях начального набора высоты и захода на посадку. Дополнительно к этому с борта воздушных судов, находящихся в полете, должны передаваться сводки об особых явлениях погоды, встречаемых ими на маршруте [2].

Все чаще используемые в настоящее время на аэродромах автоматизированные системы наблюдения за погодой считаются очень эффективными для удовлетворения авиационных потребностей в том, что касается наблюдений за приземным ветром, видимостью, дальностью видимости на ВПП, высотой нижней границы облаков, температурой воздуха и точки росы и атмосферным давлением. В связи с улучшением характеристик полностью автоматизированных сетей в настоящее время они могут функционировать без участия человека в те периоды, когда аэродром не эксплуатируется.

#### 4 ОПАСНЫЕ МЕТЕОЯВЛЕНИЯ, ВЛИЯЮЩИЕ НА БЕЗОПАСНОСТЬ ВС ГА

К атмосферным явлениям, опасным для авиации, относятся грозы, шквалы (порывы ветра от 12 м/сек и выше, штормы, ураганы), туманы, обледенение, ливневые осадки, град, метели, пыльные бури, низкая облачность [3].

Гроза – явление облакообразования, сопровождаемое электрическими разрядами в виде молнии и осадками (иногда градом) (рис. 5). В грозовых облаках наблюдаются сильные вихревые движения воздуха; в средней части облаков наблюдаются крупа, снег, град, а в верхней части – снежная метель. Грозы обычно сопровождаются шквалами.

Шквалом называется внезапное усиление ветра с изменением его направления. Скорость ветра при шквалах может достигать 30-40 м/сек (рис. 6).

Туман – явление конденсации водяных паров в приземном слое воздуха, при котором дальность видимости уменьшается до 1 км и менее (рис. 7). Полет в тумане ввиду возможности столкновения с земными препятствиями, а в переходное время года и зимой, кроме того, ввиду возможности обледенения опасен и без специального оборудования запрещен.

Обледенение – явление отложения льда на различных частях самолета (рис. 8). Причина обледенения – наличие в атмосфере водяных капель в переохлажденном состоянии, т.е. с температурами ниже 0°C. Столкновение капель с самолетом приводит к их замерзанию. Нарастание льда увеличивает вес самолета, снижает его подъемную силу, увеличивает лобовое сопротивление и т. д.



Рисунок 5. Гроза.



Рисунок 6. Шквал.



Рисунок 7. Туман.



Рисунок 8. Обледенение.

Метель – явление переноса снега ветром в горизонтальном направлении, часто сопровождаемое вихревыми движениями (рис. 9). Видимость в метелях может резко снижаться (до 50-100 м и менее). Они затрудняют посадку и взлет самолета, иногда делают их невозможными.

Облачность усложняет технику пилотирования и тактические действия (рис. 10). В мощно кучевых облаках полет (особенно на тяжелых самолетах) усложняется большой турбулентностью воздуха, кроме этого в кучево-дождевых, наличием гроз.



Рисунок 9. Метель.



Рисунок 10. Облачность.

Сдвиг ветра является характеристикой пространственной изменчивости ветра (рис. 11). Наиболее распространенный термин сдвига ветра – изменение направления и (или) скорости ветра в атмосфере на очень небольшом расстоянии.

Сдвиг ветра является одним из опасных явлений погоды, значительно влияющим на характеристики полета ВС в зоне взлета и посадки.

Изменение взлетно-посадочных характеристик под воздействием резкого ослабления или усиления ветра явилось, в ряде случаев, одной из главных причин летных происшествий.

Турбулентность – это такое состояние атмосферы, при котором образуются вихри разных размеров, возникают горизонтальные и вертикальные порывы ветра (рис. 12) [3].

Велико влияние турбулентности на полет ВС. Во время полета в турбулентной зоне, при пересечении атмосферных вихрей ВС испытывает тряску «неупорядоченные броски вверх и вниз, создаются перегрузки, т.е. возникает болтанка ВС.



Рисунок 11. Сдвиг ветра.



Рисунок 12. Турбулентность.

## 5 ОБОРУДОВАНИЕ, ФУНКЦИЯ КОТОРОГО НАБЛЮДЕНИЕ ЗА ПОГОДОЙ

Метеорологические РЛС служат для анализа метеорологической обстановки с целью повышения безопасности и регулярности навигации при УВД (рис. 13). При этом 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, измерять характеристики этих образований и классифицировать их, получать горизонтальные и вертикальные разрезы атмосферы, определять структуру облачных слоев и измерять их высоту.

Радар WR-25XP (рис. 14) способен функционировать одновременно в режиме двойной поляризации и Доплера. Идеальный инструмент для мониторинга полей осадков и переносных явлений, связанных с теми суровыми атмосферными явлениями, которые особенно опасны для воздушной навигации [1].



Рисунок 13. Метеорологические РЛС.



Рисунок 14. Радар WR-25XP.

Метеонавигационная радиолокационная станция «Контур-10СВ» предназначена для обнаружения конвективных метеообразований (гроз, мощной кучевой облачности) с возможностью определения степени их опасности, а также зон опасной турбулентности в метеообразованиях, отображения вертикального профиля метеообразования, обнаружения зон «сдвига ветра» и т.д.

Мощные дистанционные измерители профиля ветра позволяет измерять скорость и направление ветра, а также фиксировать турбулентность на высотах от 15 до 500 м (рис. 15).

Метеорологические температурные профилемеры предназначены для дистанционного измерения профиля температуры атмосферы в диапазоне высот от уровня установки прибора до 1000 м (рис. 16).



Рисунок 15. Дистанционные измерители профиля ветра.



Рисунок 16. Метеорологические температурные профилемеры.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Своевременное использование достоверных прогнозов метеоявлений, получаемых с помощью рассмотренного оборудования, позволит существенно повысить безопасность полетов, увеличить пропускную способность перевозок, за счет оптимального использования аэродромов и воздушных трасс, а также повысить комфорт нахождения пассажиров на борту ВС.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Вопросы перспективной радиолокации. Коллективная монография. / Под ред. Соколова А.В. – М.: Радиотехника, 2003. – 512 с.
2. Международная организация гражданской авиации, Издание семнадцатое, Июль 2010. – 218 с.
3. Баранов А.М. Авиационная метеорология и метеорологическое обеспечение полетов / А.М. Баранов, Г.П. Лещенко, Л.Ю. Белоусова – М.: Транспорт, 1993. – 285 с.

## СИСТЕМА ТЕСТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ РАДИОКАНАЛОВ СВЯЗИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ OFDM МОДУЛЯЦИИ

Грекова М.В.

Межетов М.А.

*(научный руководитель)*

*milsumka@mail.ru*

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье рассмотрен вариант тестирования авиационных радиоканалов связи и предложено использование OFDM модуляции в качестве эталонного сигнала. Это позволит оценивать качество авиационных радиоканалов и давать рекомендации по оптимальному распределению частотных ресурсов. При этом появляется возможность вести проверку на электромагнитную совместимость авиационных радиоэлектронных средств различного назначения.

На сегодняшний день цифровые виды модуляции находят широкое применение во многих приложениях передачи данных. Одним из таких видов модуляций является OFDM (*Orthogonal frequency-division multiplexing – ортогональное частотное мультиплексирование*) [1]. Данный вид модуляции обеспечивает оптимизацию полосы пропускания радиоканала за счет

улучшения спектральной эффективности. Разделение одного частотного канала на множество ортогональных поднесущих позволяет применить это свойство для тестирования авиационных линий связи. При этом появляется возможность исследовать тонкую структуру канала передачи информации на присутствие искусственных и естественных аддитивных и мультипликативных помех. Идея применения OFDM сигнала для тестирования канала заключается в исследовании отклика сигнала, прошедшего через канал, и сравнение этого отклика с эталонным сигналом, который формирует передатчик. При этом появляется возможность вести контроль электромагнитной совместимости множества радиоэлектронных систем расположенных на борту воздушного судна, а также в районе аэропортов.

При OFDM модуляции поднесущие являются ортогональными. Максимум энергии одной поднесущей совпадает с минимумами других поднесущих, несмотря на то, что их сигналы частично пересекаются в частотном спектре [2]. Частотное распределение поднесущих показано на рис. 1. Частичное пересечение каналов позволяет практически удвоить число поднесущих в одной и той же полосе частот, что позволит практически полностью охватить весь тестируемый авиационный канал.

На рис. 2. представлена упрощенная модель устройства тестирования авиационной радиолинии связи. Моделирование проводилось в программной среде SystemVue.

В состав модели входит:

- передатчик состоящий из формирователей ортогональных сигналов (ФОС 1 и ФОС 2), модулятора (М1) и усилителя (У1);
- формирователь узкополосной помехи состоящий из генератора (Г1), фазовращателя (ФВ1) и сумматоров (С1,С2);
- приемник состоящий из смесителей (СМ1, СМ2), генератора (Г2), фазовращателя (ФВ2) и устройства переноса на нулевую частоту (УПНЧ1, УПНЧ2).

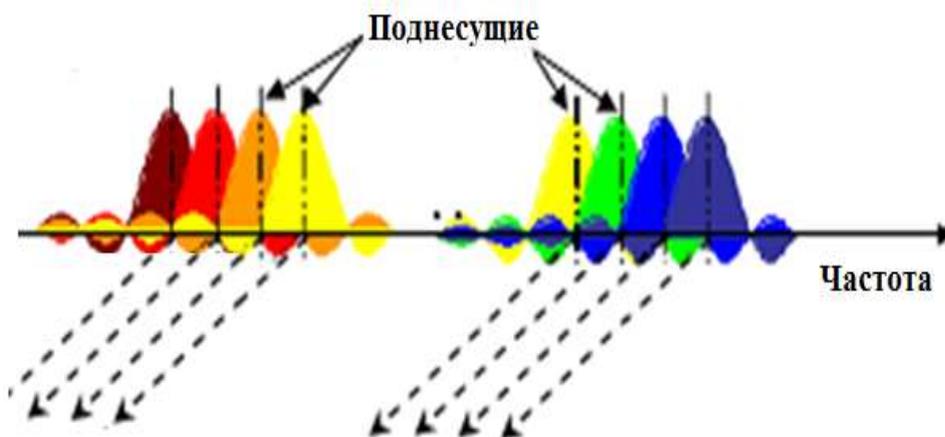


Рисунок 1. Спектр OFDM сигнала.



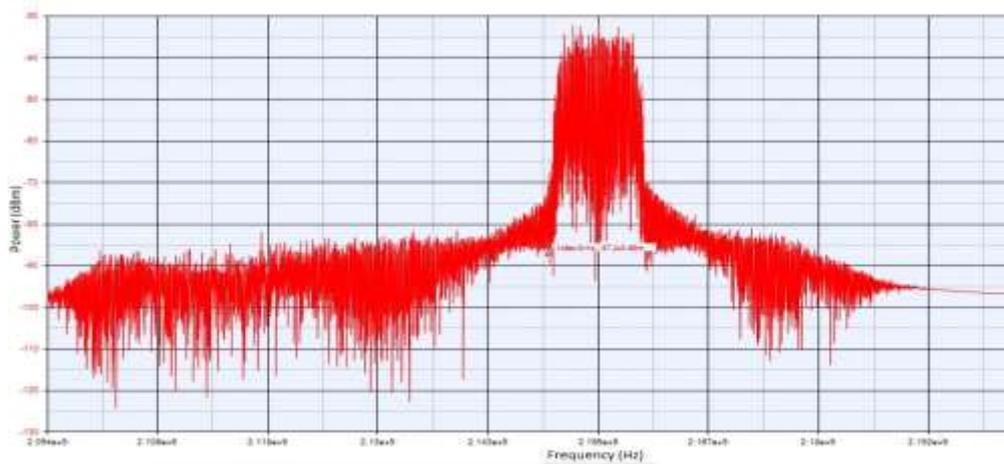


Рисунок 3. Спектр переданного сигнала.

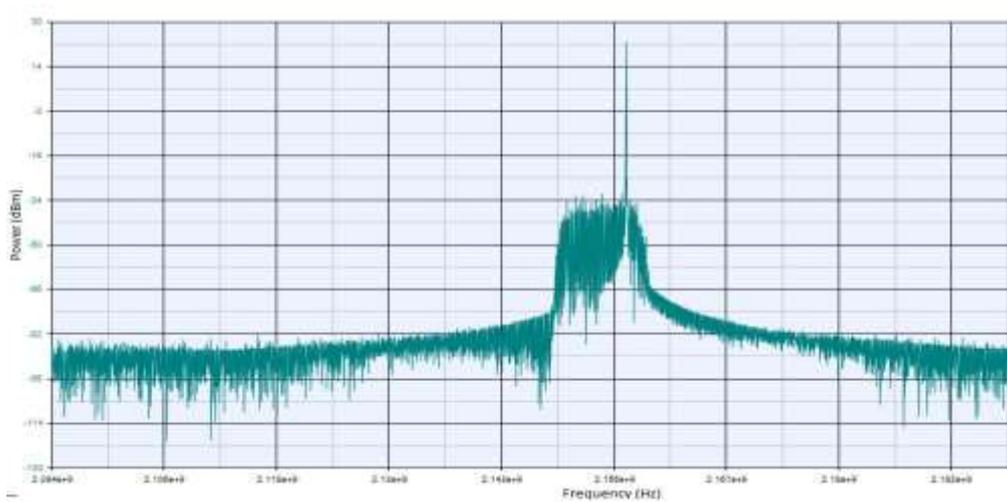


Рисунок 4. Спектр принятого сигнала.

Результаты моделирования представлены на рис. 3 и на рис. 4. На рис. 3 изображён формируемый эталонный спектр, который излучается в эфир при тестировании радиолинии.

На рис. 4. изображён спектр сигнала на выходе приёмника. Из графика видно, что в процессе тестирования радиолинии сигнал суммировался с узкополосной помехой, которую хорошо видно в отклике принятого сигнала в виде пика.

Таким образом, сравнивая эталонный формируемый сигнал с принятым, появляется возможность вести анализ канала передачи информации на наличие помех различного происхождения. В перспективе, имея базу данных откликов тестируемого канала появиться возможность классифицировать помехи по различным критериям. Это даст возможность адаптировать системы авиационной радиосвязи в зависимости от уровня помех и проводить мониторинг систем на их электромагнитную совместимость.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Бернард Скляр. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение. Пер.с англ. – М.:Изд. дом Вильямс, 2003. – 1104 с.
2. Рихтер С.Г. Цифровое радиовещание. 2-е изд., стереотип / С.Г. Рихтер. – М.: Горячая линия – Телеком, 2012. – 352с.

### **ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ГЛИССАДНОГО КАНАЛА СИСТЕМЫ ПОСАДКИ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ОТНОСИТЕЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ**

Яковлев Е.С.

Рыжков Д.А.

*(научный руководитель)*

*dryzhkov.if-mstuca@mail.ru*

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье приводятся результаты оценки точности нахождения воздушного судна на линии глиссады при использовании режима относительной навигации спутниковых радионавигационных систем.

Наиболее ответственным и сложным этапом полета воздушного судна (ВС) является посадка, которая осуществляется визуально на основании использования радиосветотехнических средств и личного опыта экипажа. При этом устанавливается визуальный контакт взлетно-посадочной полосой (ВПП), а также непрерывно контролируются такие параметры полета, как положение ВС относительно глиссады, курса, высота и удаление до ВПП. От точности выдерживания параметров глиссады и курса во многом зависят скорость и высота пролета ЛА входной кромки ВПП.

Выполнение посадки на необорудованные радиотехническими средствами аэродромы, даже в относительно приемлемых метеорологических условиях, процесс технически и психологически очень сложный и с высокой вероятностью авиационного происшествия.

В настоящее время беспилотная авиация является бурно развивающейся отраслью авиации. Задачи охраны лесов, опрыскивание сельхозполей, ледовая разведка, наблюдение за пожарной обстановкой – вот далеко не полный

перечень решаемых задач с помощью беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). При этом, БПЛА не нужны специально оборудованные аэродромы с бетонным покрытием. Достаточно построить грунтовую взлетно-посадочную полосу длиной всего несколько сот метров. Для посадки небольших БПЛА обычно используется визуальное управление, либо спуск на парашюте. Для БПЛА больших размеров эти методы не являются эффективными.

В работе проводились исследования возможности получения информации о нахождении ВС на траектории посадки на основе использования режима относительных местоопределений спутниковых радионавигационных систем (СРНС).

Принцип относительных определений в СРНС заключается в следующем. По одномоментным измерениям псевдодальностей до навигационных спутников рабочего созвездия определяют относительное положение одного объекта относительно другого. Под относительными координатами понимают длину базовой линии – расстояние между объектами, а также направляющие косинусы, определяющие положение этой линии в пространстве. При этом по каналу связи с одного объекта на другой, или с обоих объектов в пункт совместной обработки, передаются массивы проведенных измерений. По результатам этих измерений определяют проекции базовой линии на оси геоцентрической системы координат [1, 2, 3].

Положительной особенностью относительных определений является то, что при их использовании ряд погрешностей, имеющих систематический характер для обоих объектов, может быть скомпенсирован. Этим режим относительных навигационных определений сходен с дифференциальным режимом навигационных определений. Однако, в отличие от дифференциального режима, в режиме относительных определений оба объекта равноправны и не требуется знание точного местоположения одного из них, выбранного в качестве опорного [4, 5].

В работе предлагается установить с двух сторон взлетно-посадочной полосы, на некотором удалении от торцов ВПП приемники СРНС, которые будут проводить измерения псевдодальностей по всем видимым на данный момент спутникам и передавать информацию об измерениях на борт воздушного судна, заходящего на посадку. Аппаратура потребителя, установленная на борту воздушного судна, также проводит аналогичные измерения. Определяются спутники рабочего созвездия и вычисляются базовые линии и между воздушным судном и наземными приемниками. Решение системы уравнений относительно базовых линий, рассчитанных до приемников, установленных в торцах ВПП, даст информацию об отклонении от линии глиссады (аналог глиссадного канала системы посадки).

В работе была проведена оценка точности расчета нахождения на линии глиссады с учетом величины базовых линий. Два одночастотных приемника Trimble были размещены на расстоянии примерно 1 км. На продолжении линии, соединяющей приемники, установили третий, аналогичный приемник

на расстоянии примерно 3 км от ближнего приемника. Первые два приемника будут имитировать наземные приемные пункты, а третий – воздушное судно. Были проведены одномоментные измерения в течение четырех пятнадцатиминутных интервалов времени и определены значения разностей измеренных псевдодальностей. Анализ полученных результатов позволяет сделать вывод о том, что значения погрешностей не превышают 6-10% для разности базовых линий около 1 км.

Таким образом, в результате проведенной работы исследована возможность получения информации о нахождении воздушного судна на линии глиссады, погрешности которой соответствуют требованиям ИКАО, при этом стоимость наземного оборудования и его обслуживания в разы меньше, по сравнению со штатным курсо-глиссадным оборудованием. Для бортового оборудования проводится только модернизация программного обеспечения. Такая система может быть использована для посадки БПЛА в автоматическом режиме, а также в качестве дополнительного источника информации о нахождении воздушного судна на траектории посадки для основной системы посадки. Кроме того, наземный сегмент может быть оперативно развернут на необорудованном аэродроме в случае незапланированной или аварийной посадки (как например в 2011 году, под Екатеринбургом).

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Elliott D. Kaplan Editor. Understanding GPS Principles and Applications. Artech House, Boston, London. 1996. – 559 p.
2. Шебшаевич В.С. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В.С. Шебшаевич. – М.: Радио и связь. 1982. – 272 с.
3. Харисов В.Н. Глобальная спутниковая система ГЛОНАСС / В.Н. Харисов, А.И. Перов, В.А. Болдин. – М.: ИПРЖР. 1998 г. – 399 с.
4. Манин А.П. Методы и средства относительных определений в системе NAVSTAR / А.П. Манин, Л.М. Романов //Зарубежная радиоэлектроника. – 1989. – №1. – С.33-45.
5. Манин А.П. Определение относительных координат по радиосигналам системы ГЛОНАСС / А.П. Манин, А.А. Поваляев, В.В. Тюбалин, А.А. Хвальков // Радиотехника. – 1996. – №4. – С.48-52.

# ПРИМЕНЕНИЕ В АВИАЦИОННОЙ РАДИОСВЯЗИ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ OFDM СИГНАЛОВ С 16QAM ДЛЯ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ

Ерина Н.С.

Межетов М.А.

(научный руководитель)

*milsumka@mail.ru*

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

В статье рассматривается возможность применения современных видов цифровой модуляции в перспективных системах обмена данными между самолётами и системами управления воздушным движением. Согласно новой концепции построения систем обмена информации на борт самолёта должен устанавливаться дополнительный комплект радиостанций, который сможет обеспечивать автоматический обмен данными в интересах системы УВД. Увеличение пропускной способности канала при этом является актуальнейшей задачей, которую можно решить применением OFDM модуляции.

Быстро изменяющаяся экономическая ситуация в мире, растущая конкуренция на рынке воздушных перевозок вынуждают искать пути повышения эффективности использования авиационного транспорта. В условиях значительного роста объема перевозок и интенсивности воздушного движения повышение эффективности авиатранспорта должно основываться на более рациональном построении системы управления воздушным движением (УВД), а также оснащении воздушных судов современным комплексом бортового радиоэлектронного оборудования (РЭО).

Повышение надежности и эксплуатационных характеристик систем и устройств бортового РЭО непосредственно связано с его модернизацией и влияет на экономическую эффективность и безопасность полётов.

Одним из направлений модернизации авиационного транспорта является применение цифровой передачи сигналов в системах связи воздушных судов (ВС). Представителем современных радиостанций метрового диапазона является «Барс-МВ», которую рекомендуют использовать для обмена данными ВС с пунктами УВД [1]. В данной радиостанции для передачи данных в режиме VDL2, применяется дифференциальная 8-ми позиционная фазовая модуляция (D8PSK), которая обеспечивает скорость передачи 31,5 кБ/с.

В связи с усовершенствованием систем связи, к ним предъявляют повышенные требования по скорости передачи данных. Той скорости, которая уже существует, недостаточно чтобы удовлетворить возрастающие потребности авиакомпаний по передаче коммерческой информации. Поэтому необходимо увеличение скорости передачи данных, что требует применения

современных видов модуляции, которые обладают высокой эффективностью использования отведённого спектра в канале передачи данных [2].

Для решения данной задачи предлагается заменить применяемую для передачи данных D8PSK на 16-ти позиционную квадратурную амплитудную модуляцию (16QAM – Quadrature Amplitude Modulation), а также использовать OFDM модуляцию.

При переходе от карты созвездий D8PSK (рис. 1.а), один символ которой содержит 3 бита информации, к карте созвездий 16QAM (рис. 1.б) один символ которой содержит 4 бита информации, скорость передачи данных возрастает в 1,3 раза.

OFDM (Orthogonal frequency-division multiplexing) – ортогональное частотное разделение каналов с мультиплексированием [3]. OFDM используется в большинстве современных систем беспроводной связи, например, таких как (Wi-Fi) и (WiMAX), в цифровом радио- и телевидении (DRM и DVB), в сетях четвертого поколения 4G (LTE). Используя свойство плотной упаковки спектра такого сигнала, появляется возможность более рационально использовать отведенный диапазон частот. А поскольку, спектр такого сигнала образован множеством поднесущих (порядка 70 для данного диапазона), ортогональных друг к другу это позволит увеличить скорость передачи данных в 91 раз.

Таким образом, применение OFDM сигнала с 16QAM для передачи данных в системах связи ВС ГА позволит:

- при переходе от одного типа карт созвездий к другому увеличить скорость передачи данных в 1,3 раза;
- увеличить скорости передачи в 91 раз за счёт использования OFDM модуляции.

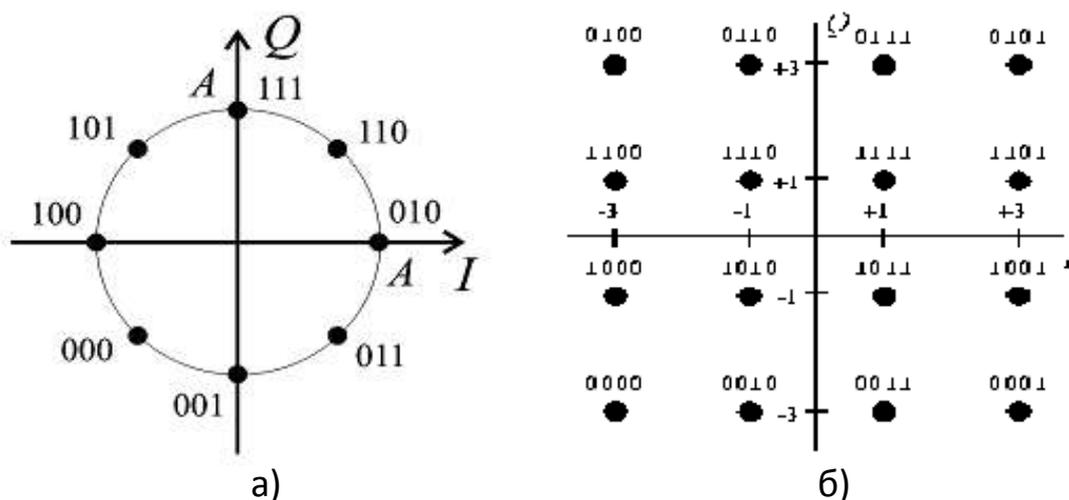


Рисунок 1. Сигнальные созвездия: а) модуляции 8-PSK, б) модуляции 16-QAM.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство по технической эксплуатации радиостанции «Барс-МВ», 2007.
2. Рихтер С.Г. Цифровое радиовещание. 2-е изд., стереотип. – М.: Горячая линия – Телеком, 2012г. – 352 с.
3. Бернард Скляр. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение. Пер. с англ. – М.: Изд. дом Вильямс, 2003. – 1104 с.

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ УСТРОЙСТВ ПРЯМОГО ЦИФРОВОГО СИНТЕЗА В ПРИЕМНОЙ И ПЕРЕДАЮЩЕЙ АППАРАТУРЕ

Дмитриев И.С.  
*orange121422@gmail.com*

Портнов М.А.  
(научный руководитель)  
*i787m@yandex.ru*

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

Статья рассматривает возможности использования устройств прямого цифрового синтеза в радиоприемных и радиопередающих устройствах в качестве генераторов высокочастотных сигналов. Описывается принцип функционирования данных устройств. Рассматриваются преимущества и недостатки использования их в радиоаппаратуре, конкретные варианты создания устройств на основе технологии прямого цифрового синтеза. Анализируются перспективы применения этой технологии. Сформулирован вывод о целесообразности использования генераторов прямого цифрового синтеза в приемниках и передатчиках.

## ВВЕДЕНИЕ

Большинство современных схемных решений приемо-передающих устройств содержат в своем составе высокочастотный задающий генератор. В настоящее время к задающим генераторам предъявляется ряд требований, таких как: высокая стабильность частоты, возможность быстрой и точной перестройки частоты, низкий уровень внеполосных гармоник.

Данным требованиям удовлетворяют устройства, использующие функцию прямого цифрового синтеза (DDS (англ.) – direct digital synthesis). Структурная схема (рис. 1) такого устройства реализуется на одном кристалле. Она включает в свой состав входную цепь для подачи стабилизированного тактового сигнала от внешнего опорного генератора, арифметико-логическое устройство (АЛУ),

выполняющее цифровой синтез, схему управления АЛУ (СУ) с интегрированным внешним интерфейсом управления частотой и фазой выходного сигнала, и выходную цепь, где происходит фильтрация внеполосных помех выходного сигнала.

Функционально (рис. 2) АЛУ состоит из аккумулятора фазы, ПЗУ и ЦАП [1]. При подаче внешнего управляющего кода, СУ загружает числовой счетный инкремент, код выходной частоты, в аккумулятор фазы, в результате линейного счета при переполнении аккумулятора фазы происходит формирование счетного импульса для схемы адресации ПЗУ и повторная загрузка аккумулятора числовым кодом выходной частоты из СУ. Результат счета с выхода схемы адресации, поступает на адресный вход ПЗУ, в котором сохранен образ выходной функции. Числовое значение функции из адресной ячейки ПЗУ поступает на вход ЦАП, тактируемого с частотой опорного генератора, и преобразуется в уровень напряжения функции. Таким образом, при изменении скорости адресации ПЗУ, меняется скорость изменения функции, сохраненной в ней. Это позволяет поддерживать неизменной частоту дискретизации ЦАП, влияющую на спектр внеполосной помехи удаляемой с помощью ФНЧ.

Такая реализация функционального генератора позволяет с высокой скоростью изменять содержимое аккумулятора фазы «коэффициента деления опорной частоты», вызывая такое же быстрое изменение значений функции на выходе схемы. Задавая при производстве различную разрядность устройства (10, 12, 16 бит и т.д.) становится доступным реализовать различный шаг перестройки функции по частоте (от десятых до сотых долей герца).

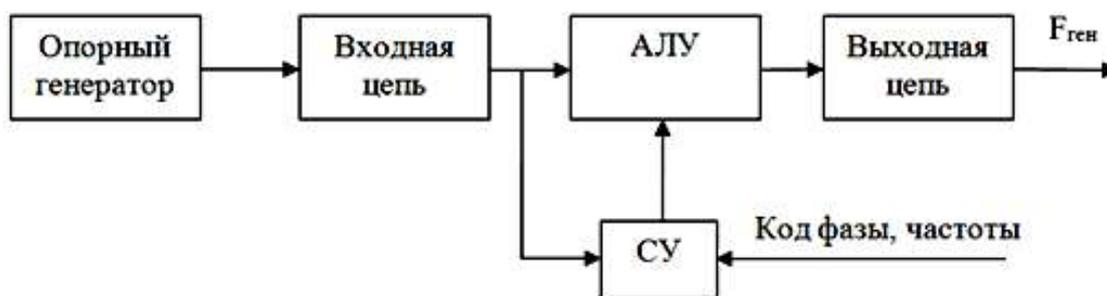


Рисунок 1. Структурная схема прямого цифрового синтеза.

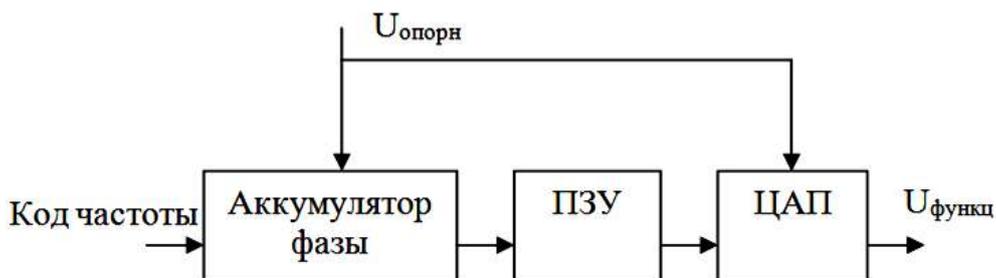


Рисунок 2. Функциональная схема АЛУ.

При этом возможно добиться достаточно высокой спектральной чистоты выходного сигнала. Отсутствует необходимость в какой-либо подстройке элементов схемы, кроме того, не требуется температурной стабилизации ее элементов. Стабильность частоты на выходе схемы обусловлена только стабильностью частоты опорного генератора.

Одно из основных достоинств устройства прямого цифрового синтеза – это наличие высокой гибкости в работе с выходным сигналом, так как управление частотой и фазой сигнала происходит в цифровом виде на больших скоростях, соизмеримых с частотой опорного генератора. Неуклонное снижение стоимости данных устройств в последние годы позволяет использовать схемы DDS даже в бытовых приложениях.

## 1 ПРИМЕНЕНИЕ В ПЕРЕДАЮЩЕЙ АППАРАТУРЕ

Устройства прямого цифрового синтеза могут быть успешно применены в передатчиках, где требуется формирование сигналов высокой частоты.

На рис. 3 изображена схема радиопередатчика с прямым цифровым синтезом ВЧ-колебания. Цифровой генератор высокой частоты (ЦГВЧ) генерирует высокостабильный высокочастотный сигнал. Частота несущей задается схемой управления (СУ), поэтому может управляться как автоматически, так и вручную, благодаря тому, что СУ можно связать с любым элементом управления, цифровым или аналоговым.

Так как рассматриваемые нами генераторы являются цифровыми устройствами, имеется возможность полностью автоматизировать передатчик. Если следующая за ЦГВЧ схема имеет достаточно широкую полосу пропускания, можно осуществлять автоматическую перестройку несущей частоты в больших пределах. Подобный подход может быть полезен в организации широкополосной радиосвязи. Возможно создание постановщика помех, работающего по схожему принципу. Если устройство предназначено для передачи информации в определенные промежутки времени, можно на основе одной DDS-микросхемы сделать несколько поочередно работающих передатчиков с разной модуляцией, настраиваемых на разные частоты.

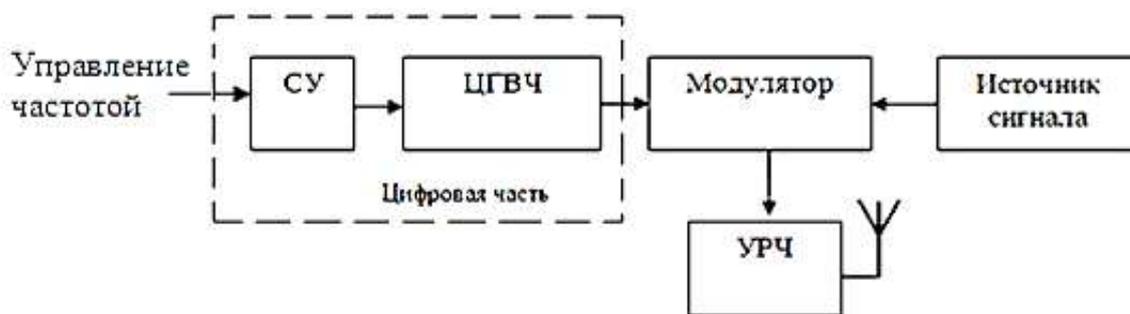


Рисунок 3. Радиопередатчик с использованием DDS.

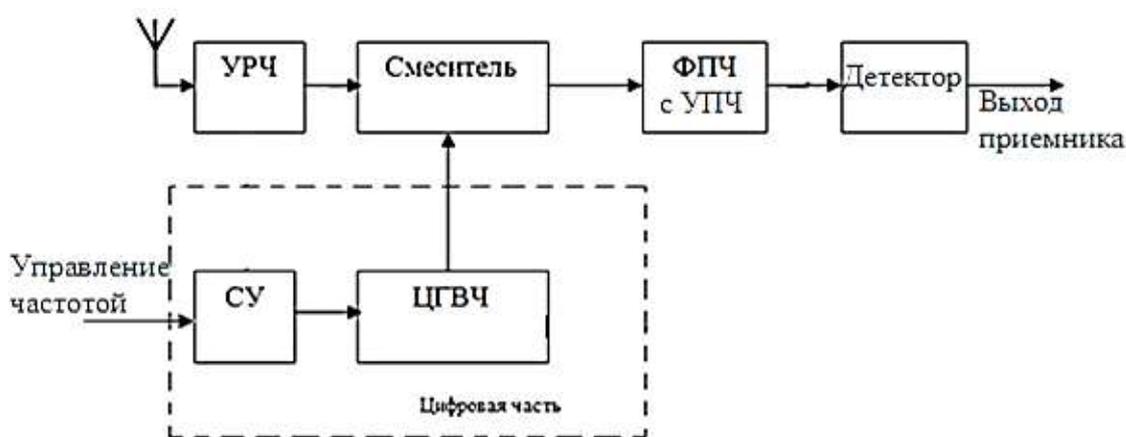


Рисунок 4. Структурная схема супергетеродинного приемника с ЦГВЧ в качестве гетеродина.

Необходимо отметить, что на частоту генерируемого сигнала накладываются некоторые технические ограничения. Частота сигнала на выходе ПЦС не может превышать половины частоты опорного генератора, что пока сдерживает применение этих устройств в УКВ и СВЧ-диапазонах (хотя на данный момент существуют синтезаторы с частотой тактового генератора порядка 2-3 ГГц, но их стоимость не позволяет говорить о перспективах скорого использования). Однако, максимальную частоту сигнала, генерируемого при помощи прямого цифрового синтеза, можно увеличить, при помощи умножителя частоты выполненного по традиционной схеме.

## 2 ПРИМЕНЕНИЕ В ПРИЕМНОЙ АППАРАТУРЕ

Устройства ПЦС могут найти применение в приемниках в качестве гетеродина.

Возможность цифрового управления генератором позволяют полностью автоматизировать процесс приема.

Структурная схема подобного универсального супергетеродинного приемника изображена на рис. 4.

Здесь ЦГВЧ генерирует синусоиду определенной частоты, задаваемой схемой управления (СУ).

## 3 ПЕРСПЕКТИВЫ В РАЗВИТИИ УСТРОЙСТВ, ИСПОЛЬЗУЮЩИХ DDS

Наряду с очевидной простотой в формировании сигнала заданной формы, устройства прямого цифрового синтеза обладают так же и недостатками, которые необходимо иметь в виду при проектировании радиоприемного и радиопередающего оборудования.

Во-первых, максимальная частота выходного сигнала не может быть выше половины частоты дискретизации (что следует из теоремы Котельникова). В данное время изготавливаются устройства ПЦС с тактовыми генераторами, работающими на частотах порядка единиц гигагерц, но стоимость подобных устройств относительно высокая. Наиболее доступные синтезаторы имеют тактовую частоту порядка десятков-сотен мегагерц.

В спектре сигнала на выходе ЦАП присутствуют вредные гармоники, жестко связанные с частотой опорного генератора. При этом частота этих гармоник всегда известна заранее и она может быть отфильтрована. В данный момент идет развитие как аналоговых методов фильтрации этих помех, так и программных. Существует противоречие между стоимостью, габаритами устройства DDS и его спектральными и частотными характеристиками, поэтому схему целесообразно выбирать под конкретные задачи.

Разрешение выходного сигнала так же ограничено параметрами элементов схемы ПЦС. В частности, для повышения разрешения необходимо увеличивать емкость ПЗУ и частоту тактового генератора, что, кроме прочего, увеличит потребляемую мощность, что может исключить возможность использования ПЦС в качестве элементов портативных устройств.

Фазовый шум и джиттер (смещение фронтов импульсов) так же присутствуют в прямых цифровых синтезаторах, хотя и сведены к минимуму. Эти помехи можно уменьшить с использованием более совершенных генераторов тактовой частоты (которые и являются основной причиной джиттера) [2]. Фазовый шум вызывается усечением кода фазы: разрядность кода частоты выше разрядности кода фазы, это делается для уменьшения емкости ПЗУ.

Все эти особенности могут оказывать большее или меньшее влияние на приемники и передатчики, в конечном счете, всегда нужно искать компромисс, так как наиболее универсальный прямой цифровой синтезатор будет потреблять достаточно большую мощность, будет дорого стоить и окажется большим в размерах, что сделает его неподходящим для применения во многих устройствах.

Тем не менее, наблюдается тенденция улучшения различных характеристик ПЦС. Совершенствуются способы устранения вредных составляющих спектра, постепенно увеличивается разрядность ПЗУ. В схемы ПЦС вводят элементы, позволяющие организовать амплитудную модуляцию внутри самого синтезатора (добавлением цифрового умножителя между ПЗУ и ЦАП, принимающего коды амплитуды на одном из входов), квадратурную модуляцию (для этого добавляют второе ПЗУ, содержащее отсчеты ортогональной функции). Добавление цифрового сумматора между аккумулятором фазы и ПЗУ позволяет организовывать фазовую модуляцию. Существуют прямые цифровые синтезаторы, способные сформировать QPSK-сигнал.

## **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

Таким образом, схемы прямого цифрового синтеза могут найти широкое применение в приемной и передающей аппаратуре, особенно когда необходима возможность автоматической работы такой аппаратуры, когда требуется гибкость в проектировании и отладке оборудования, когда нужна быстрая реакция устройства на подаваемые команды, высокая точность и стабильность работы. Устройства ПЦС обладают ограничениями, с которыми можно справиться, если известно конечное назначение проектируемого устройства – для разных нужд в настоящее время выпускаются разные варианты синтезаторов.

## **ЛИТЕРАТУРА**

1. Ридико Л.И. DDS: прямой цифровой синтез частоты [электронный ресурс] URL: <http://www.digit-el.com/files/articles/dds.pdf> (дата обращения 20.09.2014).
2. Murphy E., Slattery C. All about direct digital synthesis [электронный ресурс] URL: <http://www.analog.com/library/analogdialogue/archives/38-08/dds.pdf> (дата обращения 20.09.2014).

## **ИНФРАКРАСНЫЙ СКАНЕР ДЛЯ ЗАДАЧ ПОИСКА НЕИСПРАВНОСТЕЙ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ МОДУЛЕЙ**

Налобин К.В., Яковлева А.В.

Туринцев С.В.

*(научный руководитель)*

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Проблема поиска неисправностей в радиотехнике является основной при ремонте отказавшей аппаратуры. На поиск неисправности приходится до 80% от всего времени затрачиваемого на ремонт. Для сокращения временных затрат на поиск места отказа применяются различные методы диагностирования и разрабатываются средства измерения и контроля как общего применения, так и специализированные.

Разработано большое количество методов контроля и диагностирования для радиоэлектронного оборудования. Выбор того или иного метода зависит от многих факторов, в качестве примера можно привести такие как схемотехническое построение объекта контроля и диагностирования, режимы

работы оборудования и т.д. Подробнее остановимся на рассмотрении лишь одного из них – тепловизионный контроль (термография). Интерес к этому методу возростал по мере развития и совершенствования тепловизионных датчиков.

Методы теплового контроля основаны на физических эффектах, известных человечеству гораздо раньше, чем ультразвук, ионизирующее излучение и радиоволны, они были открыты и изученные еще в XIX-XX вв., а затем положенные в основу распространенных методов неразрушающего контроля. Однако исторически сложилось так, что практически контроль качества объектов по температуре стал возможным после создания, главным образом, инфракрасных систем, поскольку при этом реализуются такие преимущества теплового контроля, как дистанционность и оперативность испытаний. Инфракрасное излучение открыто В. Гершелем в 1800 г. К началу XX века работами Г. Кирхгофа, Й. Стефана, Л. Больцмана, Б.Б. Голицына, В. Вина, М. Планка заложены основы теории теплового излучения.

На сегодняшний день метод тепловизионного контроля и диагностирования нашел широкое применение в энергетике и различных областях промышленности, он также является ключевым инструментом для сервисных организаций, которые работают в сфере диагностики зданий и занимаются выполнением обследований на тепловые потери.

Основным преимуществом тепловизионного метода является то, что контроль и диагностирование можно произвести быстро и без вмешательства в оборудование. Поскольку тепловизионные датчики не требуют непосредственного контакта, их можно также использовать в то время, как оборудование или его компоненты находятся в работе. Определение поиска неисправности осуществляется путем сравнения тепловых сигнатур нормально работающего оборудования с оборудованием, состояние которого проверяется, дает великолепный способ поиска неисправностей.

Применение тепловизионного метода поиска неисправностей в радиоэлектронной аппаратуре пока широкого применения не нашло, но приборы для решения такой задачи разрабатываются. В качестве примера можно привести зарегистрированные патенты:

– патент RU2033599 «Устройство для контроля состояния электронных плат», автор Керемжанов Акимжан Фазылжанович, заявка подана 05.11.1991;

– патент SU687400 «Устройство для контроля электронных блоков по тепловому излучению», авторы Шехурдин Владимир Александрович, Безмельница Галина Гавриловна Борисихин Аркадий Иванович, заявка подана 03.01.1974.

Сегодня на рынке предлагается большое количество относительно недорогих датчиков. Которые можно применять для решения задач тепловизионного контроля и диагностирования.

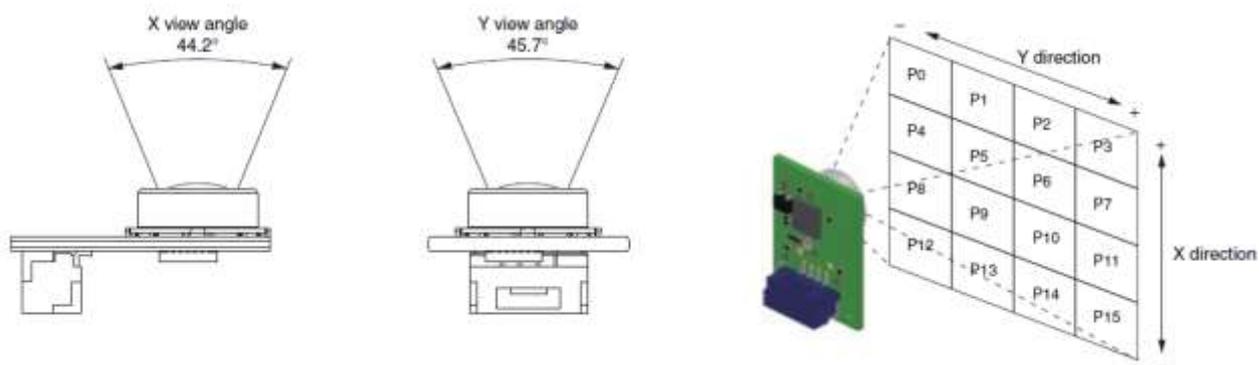


Рисунок 1. Инфракрасный датчик D6T-44L.

Примером таких датчиков являются инфракрасные датчики D6T-44L/D6T-8L, разработанный фирмой Omron (рис. 1) [1].

Предлагается на базе датчика D6T-44L разработать прибор для контроля и диагностирования радиоэлектронного оборудования, общий вид схемы которого представлен на рис. 2.

На рисунке: 1 – инфракрасный датчик (D6T-44L); 2 – шаговые двигатели; 3 – цифровой модуль; 4 – электронно-вычислительная машина (компьютер).

Суть работы данного прибора состоит в следующем: контролируемый блок, модуль или плата ложится на рабочий стол, цифровой модуль (3) посредством шаговых двигателей управляет перемещением инфракрасного датчика, сигнал с которого через тот же цифровой модуль передает в компьютер, где происходит обработка полученного изображения.

Функциональная схема прибора, представленного на рис. 2, изображена на рис. 3.

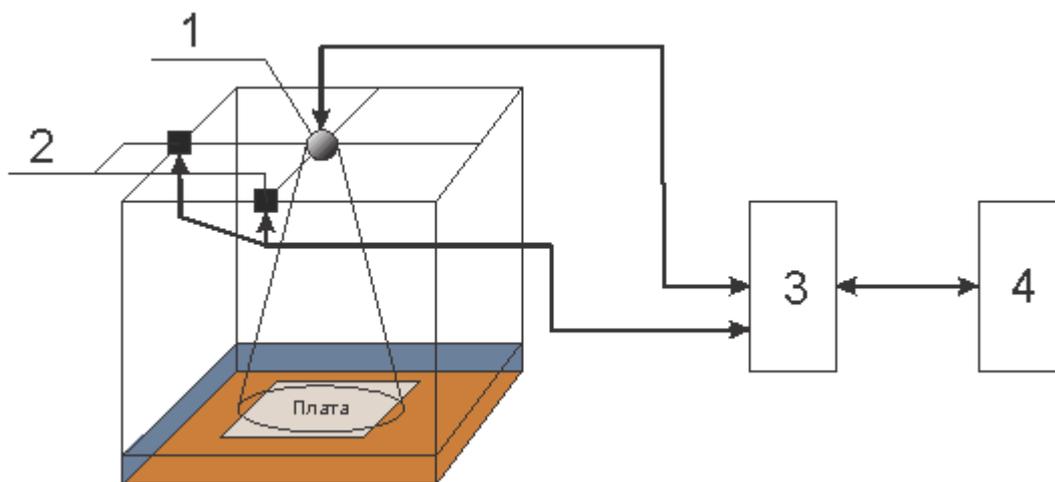


Рисунок 2. Схема прибора для контроля и диагностирования радиоэлектронного оборудования.

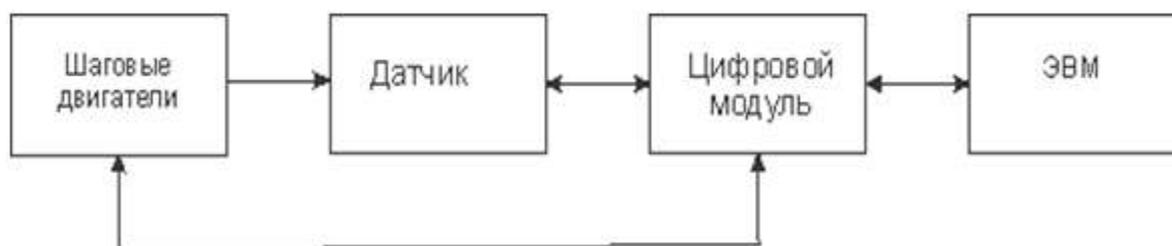


Рисунок 3. Функциональная схема устройства.

В качестве цифрового модуля будет использоваться модуль E-154 фирмы L-Card, который позволяет работать как с цифровыми так и с аналоговыми сигналами, характеристика модуля представлены в табл. 1 [2]. Программное обеспечение будет разрабатываться на базе программы Labview.

Таблица 1. Характеристики модуля E-154

Количество каналов	8 с общей «землей»
Разрядность АЦП	12 бит
Эффективная разрядность	11,8 бит (120 кГц, диап. измерения $\pm 5$ В)
Входное сопротивление в одноканальном режиме	более 20 МОм
Диапазон входного сигнала	$\pm 5$ В; $\pm 1,6$ В; $\pm 0,5$ В; $\pm 0,16$ В
Максимальная частота преобразования	120 кГц
Синхронизация старта	от внешнего синхросигнала, по уровню аналогового сигнала, от встроенного таймера
Межканальное прохождение	-80 дБ (многоканальный режим 120 кГц, частота сигнала 1 кГц, сопротивление источника сигнала 50 Ом, диапазон $\pm 5$ В)
Защита входов	$\pm 10$ В

## ЛИТЕРАТУРА

1. Omron. Usage of D6T-44L / D6T-8L Thermal sensor [электронный ресурс] URL: [http://www.omron.com/ecb/products/sensor/special/mems/pdf/AN-D6T-01EN\\_r2.pdf](http://www.omron.com/ecb/products/sensor/special/mems/pdf/AN-D6T-01EN_r2.pdf) (дата обращения 25.09.2014).
2. E-154 недорогой внешний модуль АЦП/ЦАП на шину USB [электронный ресурс] URL: <http://www.lcard.ru/products/external/e-154> (дата обращения 25.09.2014).

## **ВЛИЯНИЕ УЗКОПОЛОСНЫХ ПОМЕХ НА КАЧЕСТВО ПРИНИМАЕМОГО СИГНАЛА ПРИЕМНИКАМИ GPS**

Батюк В.В.

Межетов М.А.

*(научный руководитель)*

*milsumka@mail.ru*

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

В статье рассматриваются вопросы помехоустойчивости навигационной системы GPS к узкополосным помехам. Проведён анализ систем, которые могут создавать такие помехи. Экспериментально подтверждено влияние помех на приёмники GPS. Представлена модель формирователя сигналов GPS, дополненная генератором несущей. Данные полученные при моделировании подтверждают эксперимент.

В настоящее время наблюдается резкое увеличение количества пользователей GPS приёмников. Информация системы GPS сегодня используется службами защиты, спасения и безопасности, при контроле за передвижением грузов, в автомобильной, морской, персональной навигации, геодезии, сельском хозяйстве, при синхронизации различных систем [1]. При этом часто бывает необходимо непрерывно получать навигационные данные. Однако, известно, что сигнал C/A кода системы GPS не удовлетворяет требованиям надёжности, помехозащищённости, точности определения координат [2].

Система GPS уязвима при воздействии непреднамеренных и преднамеренных помех, что влияет на безопасности полётов. Уязвимость глобальной навигационной спутниковой системы GPS к этим помехам является в настоящее время общепризнанным фактом, который необходимо учитывать при определении координат.

К непреднамеренным помехам искусственного происхождения относятся излучения радиопередатчиков, которые могут создать сигналы с нежелательным уровнем мощности в L-диапазоне. Искусственные непреднамеренные помехи создаются радиолиниями, гармониками телевизионных каналов, сигналами запроса систем ближней навигации, гармониками существующих УКВ радиостанций, радиолокационными станциями системы управления воздушным движением. В табл. 1 представлены возможные источники искусственных непреднамеренных помех [3].

Таблица 1. Искусственные непреднамеренные помехи.

Диапазон частот, МГц, мешающих сигналов (номер канала)	Источник мешающих сигналов	Частоты GPS:1227,6; 1575,42;1176,45 МГц	Частоты ГЛОНАСС:1246-1256,5; 1602-1615,5; после 2005:1242,94-1247,75;1598-1604,25 МГц
1533	Радиолиния	+	-
~ 500	3-я гармоника	+	+
66 и 67 каналы ТВ	2-я гармоника	+	+
22 и 23 каналы ТВ	3-я гармоника	+	+
157 УКВ	10-я гармоника	+	+
131 и 121 УКВ	12-я и 13-я гармоники	+	+
Сигналы запроса дальности РСБН	2-я гармоника	+	+
525 частота кристалла DME	3-я гармоника	+	-
1575	Немодулированная несущая	+	-
> 1610	GLOBALSTAR	-	+
1240...1243.25	Передача цифровых данных (пакетное радио)	-	+
1242...1242.7	Любительские радиорелейные станции	-	+
1243...1260	Любительские ТВ передатчики	-	+
1250...1259	РЛС УВД	-	+

Таким образом, влияние помех может привести к полной или частичной потере сигнала от спутников, что проявляется в виде невозможности определения координат либо определение координат с большими погрешностями. Простая помеха в виде расстроенной несущей вызывает искажение сигнала, которая приводит к частичной или полной потере навигационных определений.

Для оценки влияния узкополосной помехи на приемники использовался комплекс «National Instruments PXI-1065», который формировал помеху в виде расстроенной несущей. В эксперименте принимали участие приемники «GARMIN GPS V» (специализированный приемник), «GRMIN GPS map 76 csx» (приемник общего назначения) и средства входящие в состав мобильных телефонов «NOKIA».

Результаты эксперимента представлены в виде рисунков (рис. 1, рис. 2).

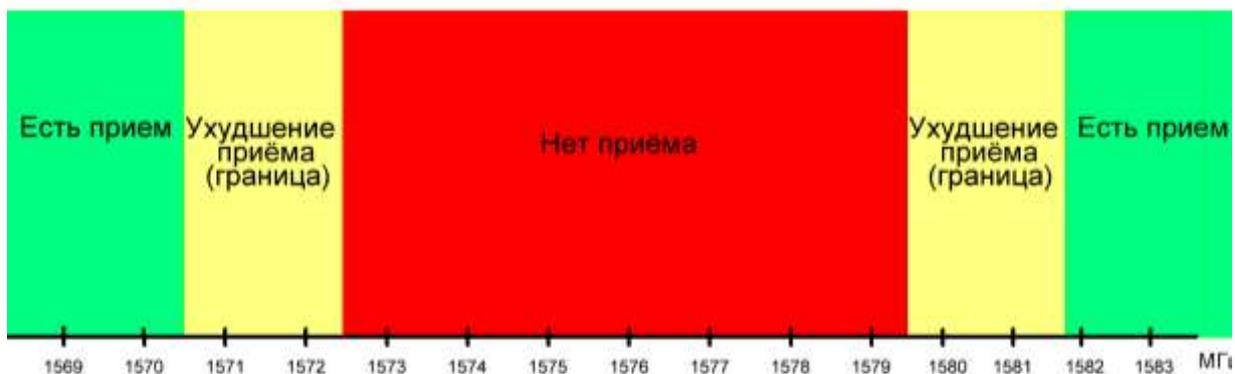


Рисунок 1. Влияние узкополосной помехи в диапазоне от 1569 МГц до 1583МГц на качество приёма сигнала приёмника GARMIN GPS V, при мощности помехи  $P=0,8$  мВт.

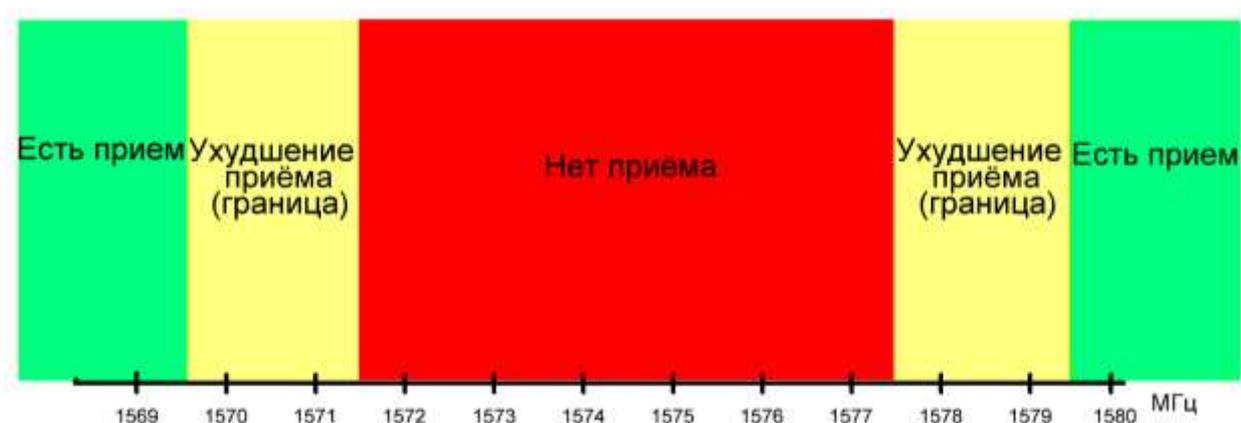


Рисунок 2. Влияние узкополосной помехи в диапазоне от 1569 МГц до 1580МГц на качество приёма сигнала приёмника GARMIN GPS map 76 csx, при мощности помехи  $P=0,8$  мВт.

Анализ рисунков показывает, что существуют частоты помехи, при которых приема сигнала приемника GPS нет и частоты, при которых происходит ухудшение определения координат. По рисункам можно определить полосу пропускания приемника.

Из экспериментальных данных можно сделать вывод: что приемники специализированного назначения, общего назначения и бытовые различаются порогом, с которого начинается процесс определения координат. Различие порогов связано с надёжностью и точностью определения координат. Так для профессиональных приёмников этот порог выше, а для бытовых ниже. Это говорит о том, что бытовые приёмники сохраняют возможность определения координат с большей погрешностью, при этом профессиональные теряют такую способность.

Для подтверждения экспериментальных данных была использована готовая модель формирователя сигналов GPS, которая входит в пакет программы «System Vue 2009.05» (рис. 3). Для проведения исследования данная модель была подвергнута доработке.

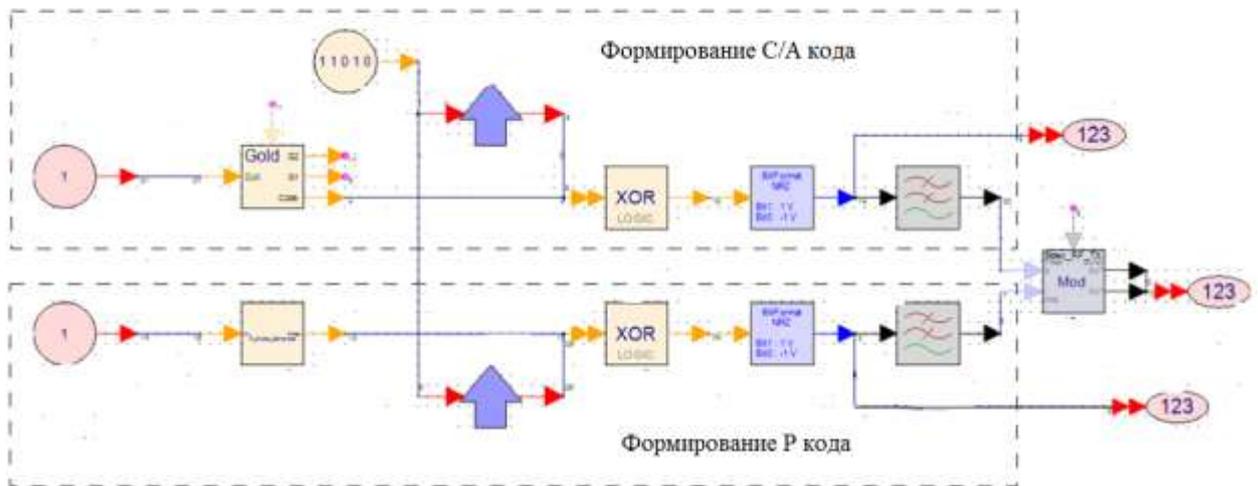


Рисунок 3. Модель передатчика GPS.

Так как в ходе эксперимента использовались приёмники гражданского назначения то из модели был исключен формирователь P кода (рис. 4). Формирователь сигнал C/A кода представлен (рис. 5), а его спектр на (рис. 6).

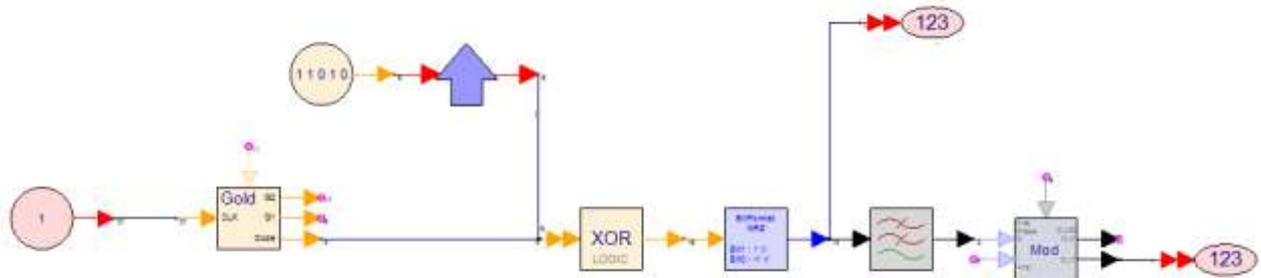


Рисунок 4. Упрощенная модель GPS передатчика.

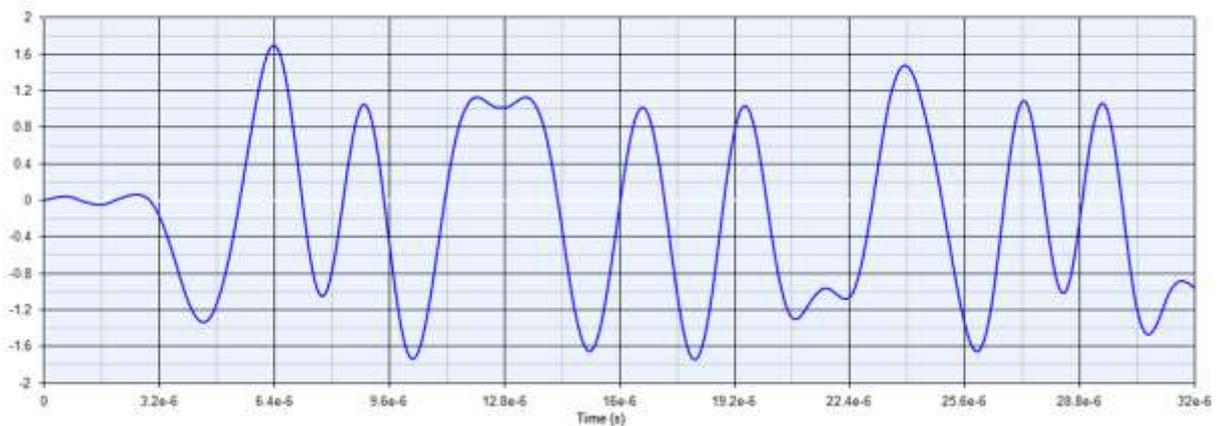


Рисунок 5. Сформированный сигнал C/A кода.

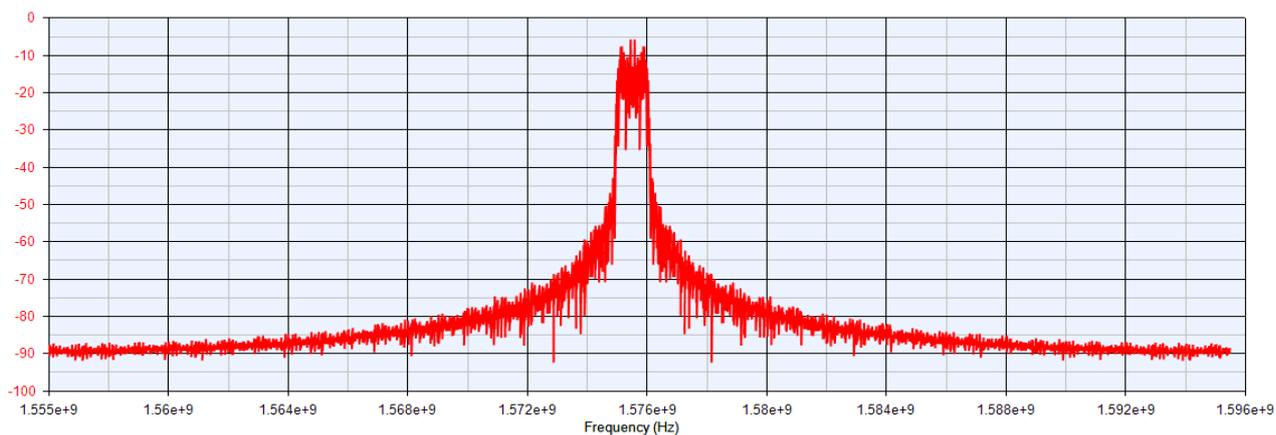


Рисунок 6. Спектр сигнала C/A кода.

Для моделирования влияния узкополосной помехи в схему был добавлен генератор синусоидального сигнала, который имитировал помеху (рис. 7).

Из рис. 8 можно сделать вывод: помеха, настроенная на частоту несущего колебания полезного сигнала, не искажает форму сигнала.

Полученные сигналы при разных частотах помехи представлены на рис. 8-12.

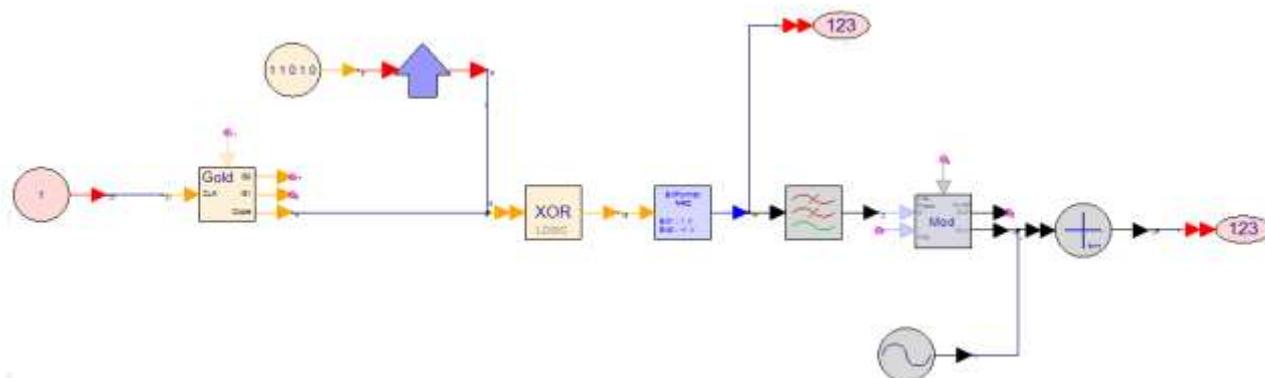


Рисунок 7. Модель формирователя C/A кода с генератором синусоидального сигнала.

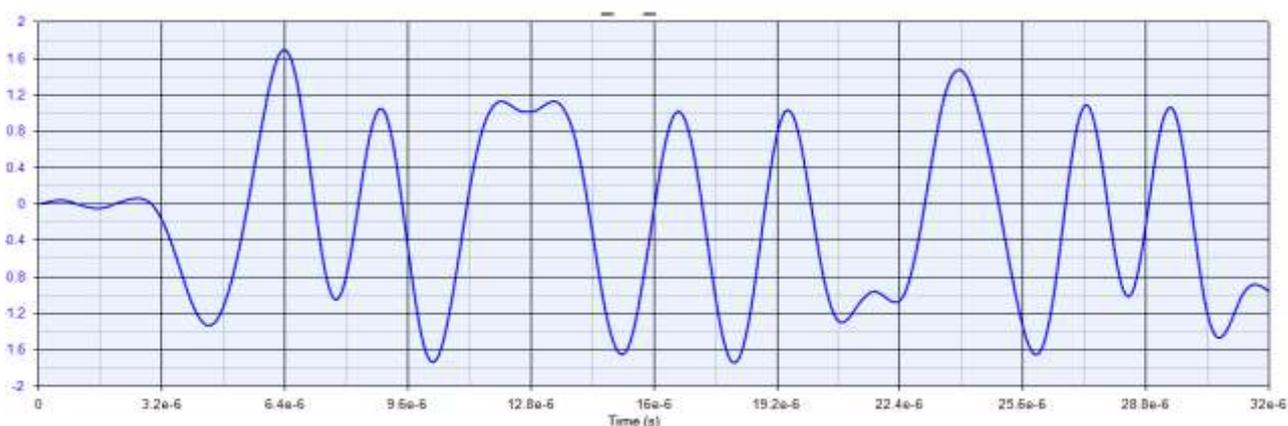


Рисунок 8. Влияние помехи  $f_p=1575,42$  МГц на форму сигнала.

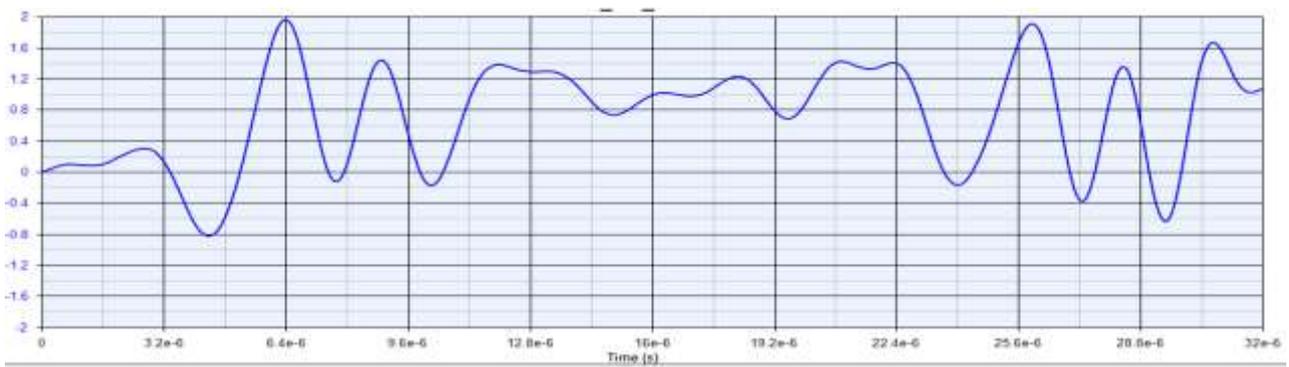


Рисунок 9. Влияние помехи  $f_p=1575,45$  МГц на форму сигнала.

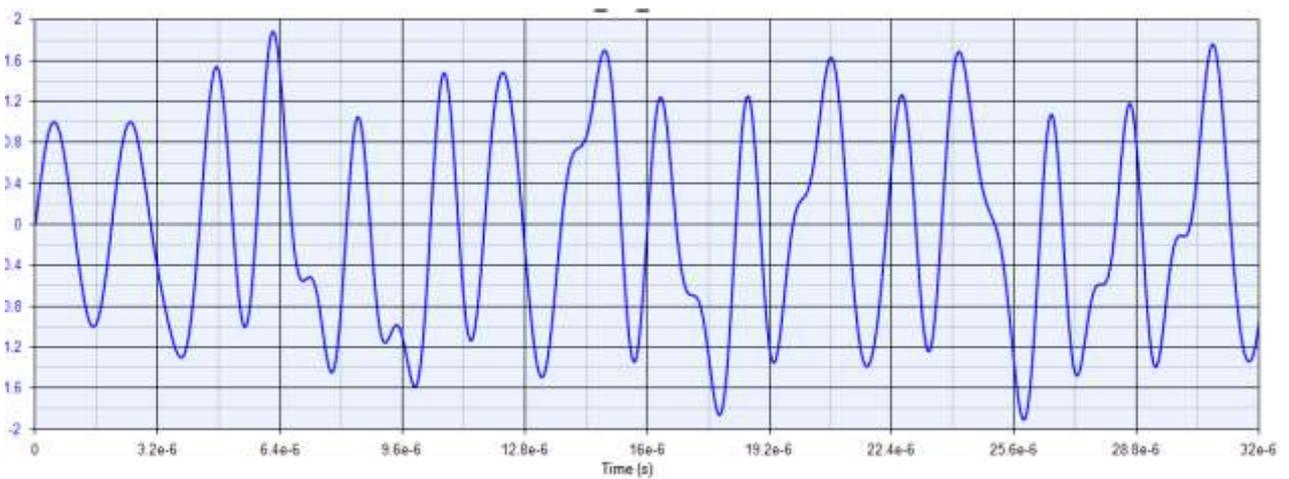


Рисунок 10. Влияние помехи  $f_p=1576,42$  МГц на форму сигнала.

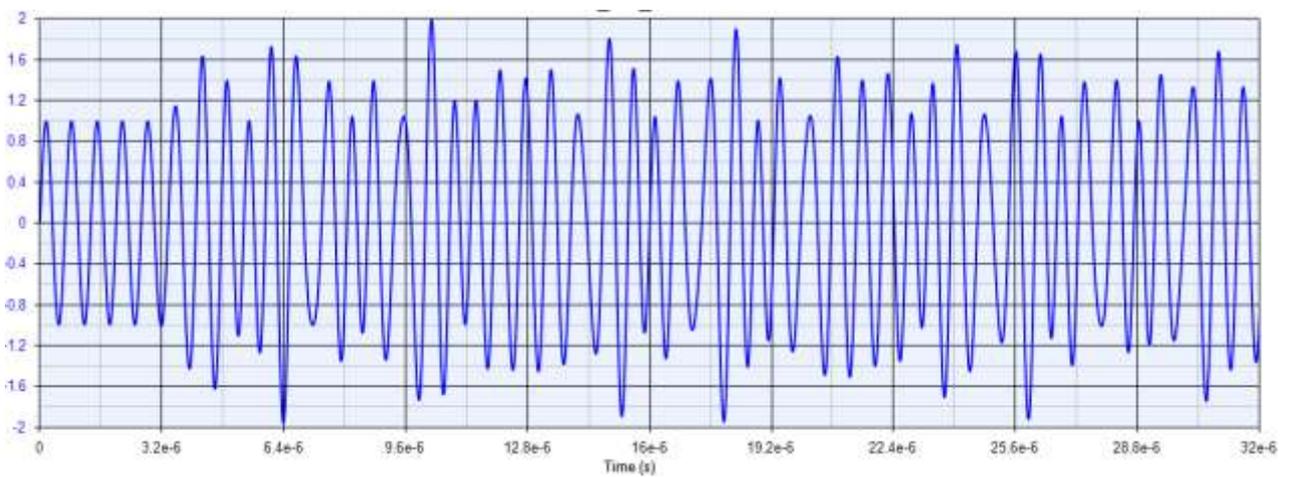


Рисунок 11. Влияние помехи  $f_p=1578,42$  МГц на форму сигнала.

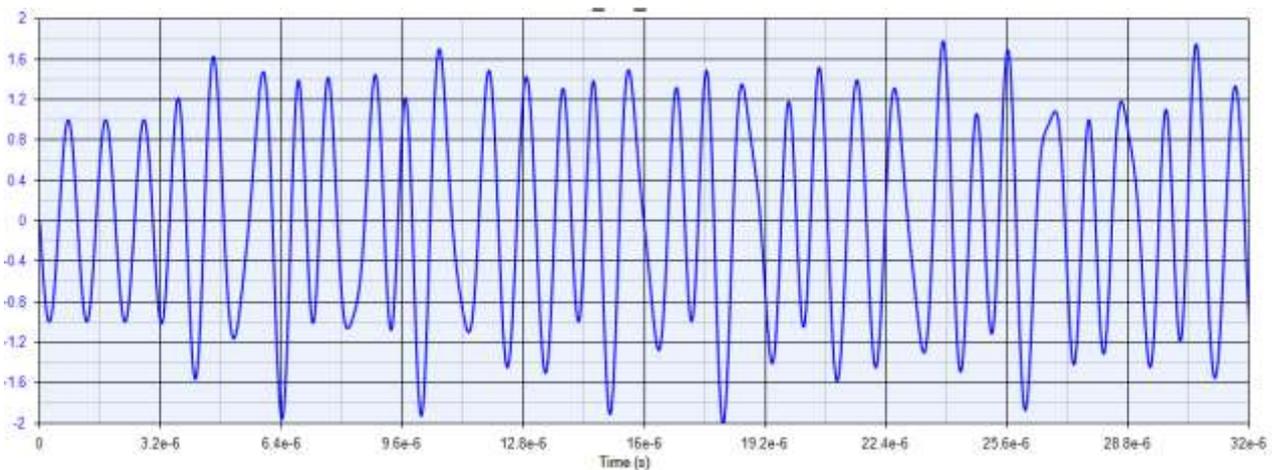


Рисунок 12. Влияние помехи  $f_p=1573,42$  МГц на форму сигнала.

Из рис. 9-12 видно, что в результате взаимодействия между несущей сигнала и помехой возникает интерференция, которая порождает биения, которые приводят к искажениям сигнала GPS. Такие искажения приводят к тому, что приёмник GPS теряет способность определять свои координаты, или определяет свои координаты с большой погрешностью.

Таким образом, качество работы системы GPS зависит от уровня и частоты помехи. Простейшая помеха в виде расстроенной несущей при малой мощности может частично или полностью заблокировать навигационный приёмник, что приведёт в лучшем случае к ухудшению точности определения координат, в худшем к потере сигнала и полной невозможности определения своего местоположения. А это влияет на безопасность полётов. Поэтому в перспективных системах связи и навигации необходимо проводить мониторинг авиационных радиолиний на наличие помех и выдавать информацию о помехах потребителю. Одним из возможных вариантов может стать локальная дифференциальная станция, которая вместе с поправками сможет передавать потребителю информацию о возможном ухудшении точности определения его местоположения.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Харисов В.Н. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС / В.Н. Харисов, А.И. Перов, В.А. Болдин и др. – М.: ИПРЖР, 1998. – 508 с.
2. Соловьёв Ю.А. Системы спутниковой навигации / Ю.А. Соловьёв – М.: Эко-Трендз, 2000. – 270 с.
3. Иванов В.А. Электромагнитная совместимость радиоэлектронных средств / В.А. Иванов, Л.Я. Ильницкий, М.И. Фузпк. – К.И Технша, 1983. – 120 с.

## **РАДИОСТАНЦИЯ ДАЛЬНЕЙ СВЯЗИ УСТОЙЧИВАЯ К ПОЛЯРИЗАЦИОННЫМ ЗАМИРАНИЯМ, С РЕЖИМОМ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ О МЕСТОПОЛОЖЕНИИ ВОЗДУШНОГО СУДНА**

Кобзарь Н.В.  
*Elenberg111@gmail.ru*

Кобзарь В.А.  
*(научный руководитель)*

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

Приведен анализ маршрутов полетов дальнемагистральных самолетов. Показано, что до 2/3 трассы проходят над территориями, которые сложно оборудовать наземными системами УВД. Это вызывает сложности при поиске и спасении экипажа и пассажиров. Предлагается в новых системах отслеживания воздушных судов задействовать ионосферный канал связи декаметрового диапазона. Приводится обобщенная схема передачи данных ДКМ диапазона, устойчивая к поляризационным замираниям за счет поляризационной обработки магнитоионных компонент.

Анализ воздушных трасс регулярных рейсов гражданской авиации показывает, что до 2/3 трассы дальнемагистрального воздушного судна проходит над территориями, слабо оснащенными наземными системами и средствами организации воздушного движения (океаны, полярные районы и т.п.). Из-за больших расстояний между некоторыми пунктами сверхдальние рейсы проходят по дуге большого круга и зачастую над полярными районами. Самые протяжённые авиамаршруты в настоящее время проходят со странами Юго-Восточной Азии и Северной Америки. Это создает сложности в отслеживании местоположения воздушных судов гражданской авиации наземными службами. Информация о траектории полёта и месте последнего местоположения воздушного судна крайне важна для организации эффективного поиска и спасения экипажа и пассажиров в случае катастрофы. То, что в настоящее время даже на самых современных самолетах системы отслеживания воздушных судов несовершенны, свидетельствует организация поиска авиалайнера Boeing 777-200ER рейса 370 из Куала-Лумпура в Пекин [1].

Через час после вылета 8 марта 2014 г. авиалайнер Boeing 777-200ER исчез с радаров диспетчеров. Полномасштабная поисково-спасательная операция выполнялась при участии 26 стран. Поиски самолёта велись на территории площадью 7,7 млн. км<sup>2</sup>, что сопоставимо с площадью Австралии. Только первоначальные затраты на поиск самолета составили около 100 млн. долларов. Поиски 12 членов экипажа и 227 пассажиров в течение полугода так и не принесли желаемых результатов. Несмотря на то, что основная официальная версия следствия о причинах происшествия – угон самолёта неизвестными

лицами (преднамеренное отключение систем связи и смена курса в неустановленном направлении) – все же наземные системы отслеживания далеки от совершенства. Поэтому в связи с исчезновением рейса 370, Международная ассоциация воздушного транспорта (ИАТА) создала рабочую группу для разработки нового поколения системы отслеживания гражданских самолётов наземными службами. С помощью этой системы специализированные службы должны будут иметь информацию о траектории полёта, месте последнего местоположения в случае катастрофы.

В настоящее время основным источником информации для систем отслеживания гражданских самолётов являются вторичные радиолокаторы. Первичные радарные системы, основанные на самых ранних устройствах, разработанных еще в 1930-е годы, в настоящее время используются в качестве средств поддержки и резервных систем. Они способны только определять положение самолета в воздухе, и не рассчитаны на его опознавание. По мере удаления самолета на расстояние более 240 км в сторону моря радарное обнаружение перестает действовать, и экипаж самолета поддерживает связь с авиадиспетчерами по радио в высокочастотном диапазоне. Система ACARS является радиопrotocolом, который позволяет бортовым компьютерам передавать телеметрическую информации о работе самолетных систем наземным компьютерам. Эти данные передаются по радио или по цифровым каналам связи со спутников и могут включать массу параметров – от работы двигателей до неисправностей в туалетах самолета. Это позволяет экипажу обращаться к диагностической информации, что ускоряет ремонтные работы и техническое обслуживание самолета.

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



Рисунок 1. Ионосферный сигнал.

На качество функционирования ДКМВ линий связи оказывают влияние замирания сигналов, обусловленные влиянием неоднородной и нестационарной структуры ионосферы и магнитного поля Земли (рис. 1). Это приводит к известным ионосферным эффектам: отражение ЭМВ от различных ионосферных слоев, рефракция на ионосферных неоднородностях, магнитоионное расщепление, рассеяние на неоднородностях [3].

Эти эффекты приводят к возникновению в месте приема многомодовой структуры ионосферного сигнала (рис. 2) и как следствие к замираниям сигналов – интерференционным и поляризационным.

Экспериментальные исследования показали [2], что поляризационные замирания, вызванные интерференцией магнитоионных компонент (обыкновенной и необыкновенной), наблюдаются в 50-80% времени работы радиолиний, а уровень сигнала под их влиянием изменяется на 15-20 дБ.

Снизить уровень замираний можно, разделив интерферирующие моды ионосферного сигнала, используя их пространственные, временные, частотные и поляризационные отличия. Наиболее приемлемой для авиационных каналов связи является поляризационная фильтрация. Она основана на том, что векторы напряженности обыкновенной и необыкновенной компонент ионосферной волны вращаются в противоположные стороны.

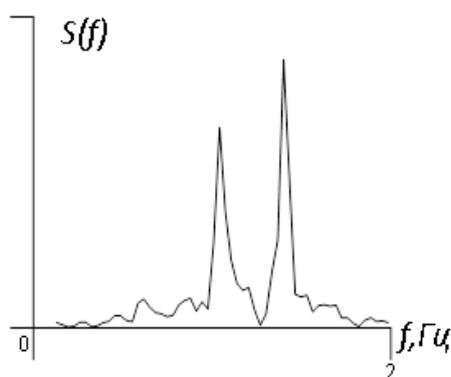


Рисунок 2. Спектр ионосферного сигнала.

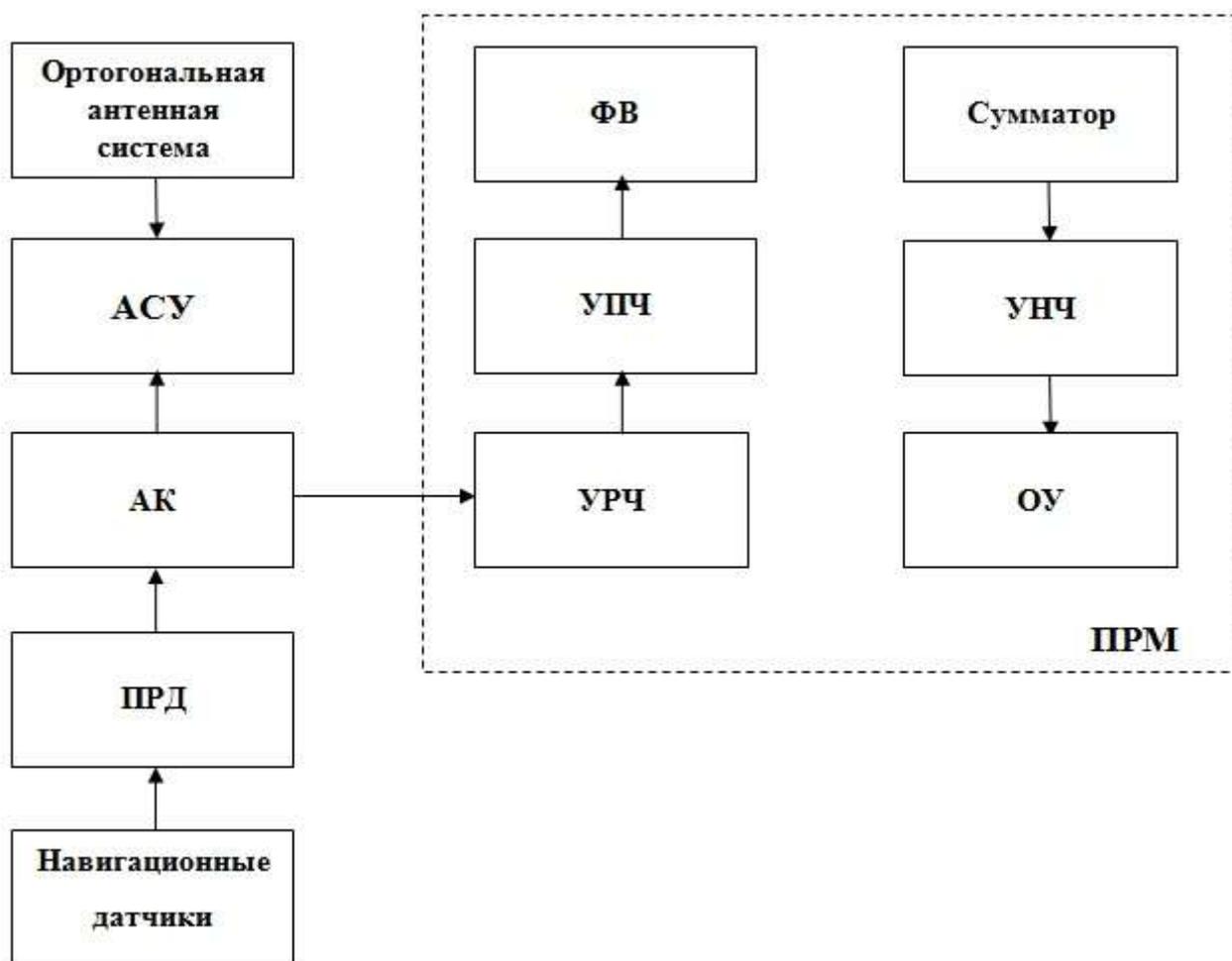


Рисунок 3. Обобщенная схема передачи данных ДКМ диапазона.

Реализация способа поляризационной фильтрации представлена на примере обобщенной схемы передачи данных о местоположении воздушного судна на основе радиостанции дальней связи устойчивой к поляризационным замираниям (рис. 3). В ней помимо традиционных элементов декаметрового канала связи: антенного согласующего устройства (АСУ), антенного коммутатора (АК) и передатчика (ПРД), дополнительно требуется многоканальное приемное устройство с фазовращателями (ФВ) и сумматором, а также ортогональная антенная система.

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

## ЛИТЕРАТУРА

1. Рейс 370 Malaysia Airlines [электронный ресурс] URL: [http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A0%D0%B5%D0%B9%D1%81\\_370\\_Malaysia\\_Airlines](http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%A0%D0%B5%D0%B9%D1%81_370_Malaysia_Airlines) (дата обращения 07.10.2014).
2. Альперт Я.Л. Распространение электромагнитных волн и ионосфера / Я.Л. Альперт – М.: Наука, 1972. – 564 с.
3. Булатов Н.Д. Статистические характеристики поляризованных замираний КВ сигнала / Н.Д. Булатов, Ю.К. Савин // Электросвязь. 1971. – № 2. – С.14-16.

## **ИНФОРМАЦИОННО-ОБУЧАЮЩИЙ КОМПЛЕКС РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА АН-148**

Сарабахова А.А.

Ерохин В.В.

*(научный руководитель)*

Кафедра авиационного радиоэлектронного оборудования

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В работе предложен информационно-обучающий комплекс, позволяющий с использованием современной ПЭВМ изучать устройство, принцип действия, назначение основных радиоэлектронных систем самолета Ан-148-100. С использованием современных систем программирования, на базе программной среды Macromedia Flash Professional v8.0, разработан достаточно удобный пользовательский интерфейс, позволяющий без специальной подготовки оператора работать с программным продуктом, используя все доступные его ресурсы.

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

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

определяться количеством компьютеров, на которые загружены соответствующие программные продукты, а не количеством реальных устройств и систем.

В работе предложен информационно-обучающий комплекс, позволяющий с использованием современной ПЭВМ изучать устройство, принцип действия, назначение основных радиоэлектронных систем самолета – Ан-148-100. С использованием современных систем программирования, на базе программной среды Macromedia Flash Professional v8.0, разработан достаточно удобный пользовательский интерфейс, позволяющий без специальной подготовки оператора работать с программным продуктом, используя все доступные его ресурсы, предназначенный для изучения основных характеристик, принципов построения и функционирования радиоэлектронных систем самолета Ан-148-100. Для разработки программного продукта и изучения бортовых систем возможно применение алгоритмических языков программирования Action Script 2.0.

Macromedia Flash Professional – это промышленный стандарт для работы с интерактивным контентом. Это наиболее передовая среда для создания насыщенных диалоговых веб-сайтов, цифрового видео и анимации. С Flash Professional 8 творческие профессионалы проектируют и создают богатый, интерактивный контент с элементами видео, графики и мультипликации для уникальных и действительно привлекательных веб-сайтов и презентаций.

Macromedia Flash, имеет много совершенно новых особенностей, включая: графические эффекты, интегрированный независимый видео кодек, поддержку альфа-каналов (прозрачности), высококачественный рендеринг текста с улучшенным контролем сглаживания, улучшенные инструменты для работы с текстом и новый видео plug-in для экспорта файлов Flash Video (FLV) из профессиональных видео продуктов [2].

Информационное обеспечение включает в себя учебную литературу, литературу по программированию, фотографии и рисунки. Текстовые файлы создавались на основе учебной и научно-технической литературы, руководства по эксплуатации Ан-148. Литература по программированию использовалась при работе в программе Flash Professional.

При разработке данного программного продукта была использована графическая операционная система Windows7, программа Flash Professional, текстовый процессор Word-2010.

Данный программный продукт представляет собой комплекс бортового радиоэлектронного оборудования самолёта. Разработка структуры комплекса представляет собой достаточно важный этап работы, поскольку на этом этапе в программу закладываются основные методологические приемы и способы, с помощью которых обеспечивается простота и удобство работы с программой. Поэтому блок-схема должна иметь последовательную структуру, без перекрестных связей, затрудняющих логику работы алгоритма. Комплекс включает в себя разделы радиоэлектронного оборудования самолета Ан-148-100.

### СТРУКТУРНАЯ СХЕМА СВЯЗЕЙ АППАРАТУРЫ СНС



Рисунок 1. Структурная схема внешних связей аппаратуры СНС.

В качестве примера на рис. 1 представлена схема внешних связей спутниковой системы навигации (СНС) с сопряженными системами. Показаны системы, с которыми взаимодействует СНС, направление и состав обмениваемой информации [1].

Особенностью программного продукта является то, что в нём процесс изучения сопровождается демонстрацией работы отдельных элементов систем радиосвязного оборудования, что в свою очередь позволяет наглядно показать особенности функционирования подсистем и работу с пультами управления. Динамическое представление процессов работы с оборудованием в виде роликов позволит обучающимся изучить и освоить принципы функционирования систем РЭО самолёта Ан-148-100, работу с органами управления и ознакомиться с принципами индикации.

Программный продукт реализован в современной среде программирования Macromedia Flash Professional 8. Это позволило нам разработать достаточно удобный пользовательский интерфейс, дающий возможность работать с программным продуктом не имея специальных навыков.

На основе разработанного программного продукта имеется возможность получить информацию об общих характеристиках самолёта Ан-148-100, составе, размещении, назначении связного оборудования и проверках встроенным контролем по Flash-роликаим имитирующим реальные проверки, производимые на борту самолёта при проведении регламентных работ.

Таким образом, данный программный продукт подходит для применения его в обучающих целях по получению первичных знаний о радиоэлектронных системах самолёта, чем в свою очередь отразится на качестве обучения будущих специалистов.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Руководство по технической эксплуатации самолета Ан-148-100. Раздел 34. Пилотажно-навигационное оборудование, 2006г. – 413 с.
2. Гурвиц М. Использование Makromedia Flash. Специальное издание / М. Гурвиц, Л. Мак-Кейб – Пер. с англ. изд. дом «Вильяме», Москва, 2003. – 704 с.

## СТУДЕНЧЕСКАЯ ПРАКТИКА В ОСВОЕНИИ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ ДИСЦИПЛИН. ПРИЕМНЫЕ АНТЕННЫ ДЛЯ СПОРТИВНОЙ РАДИОПЕЛЕНГАЦИИ

Свиридов М.В.  
*Maxzomeria@mail.ru*

Портнов М.А.  
(научный руководитель)  
*i787m@yandex.ru*

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

Данная статья посвящена вопросам выбора приемных антенн для спортивной радиопеленгации. В ней раскрыты принципы построения, согласования, а так же характеристики рассматриваемых антенн, кратко дано определение спортивной радиопеленгации и пеленга в целом. В статье приведены технические требования к приемным антеннам. Подробно рассматриваются диаграммы направленности, выражающие направленные свойства антенн.

### ВВЕДЕНИЕ

Спортивная радиопеленгация или «охота на лис» представляет собой спортивное состязание, в котором с помощью радиотехнических средств в ограниченном интервале времени производится поиск радиомаяков скрытно размещенных на местности. Участие в соревнованиях требует не только значительной физической, но и специальной технической подготовки.

Принцип поиска радиомаяков на местности основан на методе радиопеленгации, когда ось диаграммы направленности приемной направленной антенны совмещена с направлением на радиомаяк, а угол поворота ее относительно севера будет показывать истинный пеленг на маяк. Это возможно в виду прямолинейного распространения радиоволн.

# 1 ПРИНЦИП ПОСТРОЕНИЯ ПРИЕМНЫХ АНТЕНН ДЛЯ РАДИОПЕЛЕНГАЦИИ

Рассмотрим принцип построения приемных антенн для радиопеленгации способных формировать специальную ДН в пространстве.

Исторически в спортивной радиопеленгации использовались частотные диапазоны 2 м (144-146 МГц), 10 м (28-29 МГц) и 80 м (3,5-3,65 МГц). В настоящее время соревнований на 10-метровом диапазоне не проводится, а диапазон 80 м сузился до 3,5-3,6 МГц.

В качестве приемных антенн в диапазоне 2 м применяют антенны типа «волновой канал», в 80 м диапазоне – ферритовые и рамочные антенны в сочетании со штыревой [1]. В двухметровом диапазоне на местности возникают сложности пеленгации, связанные с переотражением радиоволн маяка от различных, соразмерных с длиной волны естественных препятствий: холмы, деревья, ручьи и т.п. При этом реальный пеленг может кардинально не совпадать с истинным направлением на маяк, что требует от спортсмена дополнительной подготовки.

Именно поэтому для начинающих спортсменов рекомендовано освоение данной радиоспортивной дисциплины с диапазона 80 м.

В простейшем случае приемная антенна со специальной ДН представляет собой плоский виток провода с вертикальной осью симметрии и вращения (рис. 1).

Но применение одной рамки в качестве приемной антенны для определения пеленга на радиомаяк не позволяет избежать двусмысленности показаний в виду симметричности ДН («восьмерка» – рис. 2).

Для исключения неоднозначности формируют ДН, в которой имеется один минимум и один максимум в характеристике ДН. Это достигается путем использования комбинированного включения направленной (рамочной) и ненаправленной (штыревой) антенн. В итоге полученная диаграмма направленности комбинированной антенны (рис. 3, фигура 3) будет представлять собой симметричную кардиоиду, которая имеет один максимум и один минимум ДН [3].

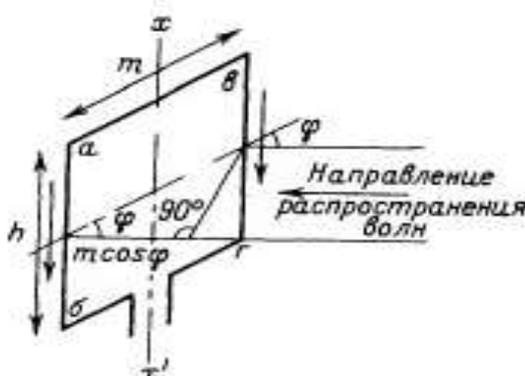


Рисунок 1. Рамочная антенна.



Рисунок 2. Диаграмма направленности рамочной и ферритовой антенн в горизонтальной плоскости.

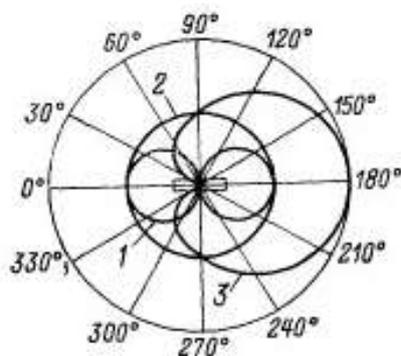


Рисунок 3. Диаграммы направленности рамочной антенны (1); штыревой (2) и комбинированной антенн (3).

На практике для фиксации сигнала от радиомаяка и установления истинного пеленга используют как комбинацию антенн, так и антенны по отдельности (рис. 3, фигура 1 и 2)

## 2 СХЕМА СОГЛАСОВАНИЯ ПРИЕМНОЙ АНТЕННЫ

В штыревой антенне ЭДС совпадает по фазе с напряженностью электрического поля, а в ферритовой – с напряженностью магнитного поля, т.е. между ними имеется сдвиг фаз  $90^\circ$ . Для его устранения искусственно сдвигают ЭДС штыревой антенны на  $90^\circ$ , чтобы фазы тока и напряжения в антенне совпадали. Совпадение фаз можно получить, включив в цепь штыревой антенны резистор с большим сопротивлением и катушку индуктивности, которая вместе с емкостью штыря образует последовательный резонансный контур [2].

Функциональная схема такой антенны (рис. 4.) состоит из антенны 1, антенны 2, согласующего устройства 1, согласующего устройства 2 и антенного коммутатора.

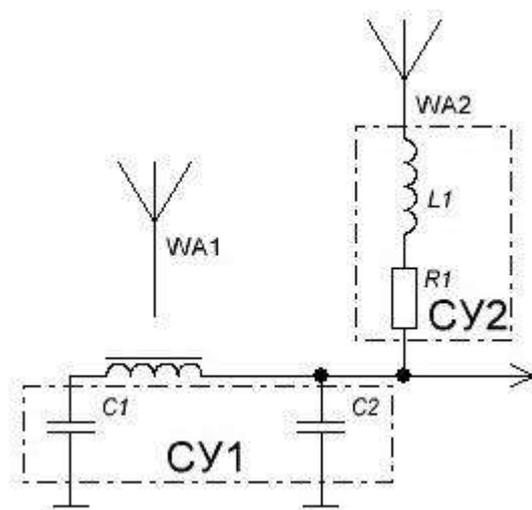


Рисунок 4. Схема согласования ферритовой и штыревой антенн с помощью согласующего резистора и дросселя.

### 3 ВЫБОР ПРИЕМНОЙ АНТЕННЫ И ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ

При выборе типа антенны и ее конструктивном исполнении руководствуются следующими требованиями, которым она должна удовлетворять:

- узкая ДН одиночных антенн;
- комплексная ширина ДН с одним минимумом и максимумом;
- равномерность АЧХ в полосе рабочих частот;
- высокая чувствительность к поляризации;
- высокий коэффициент усиления.

Большинство спортсменов применяют рамочные антенны, так как они имеют хорошую чувствительность и механическую прочность, а также имеет меньший, по сравнению с другими антеннами, температурный коэффициент индуктивности, меньше подвержена механическим воздействиям и влиянию магнитных полей. С другой стороны, ферритовые антенны обеспечивают в целом большую точность пеленгации и имеют более простую конструкцию.

Пеленгацию проводят в следующем порядке. Сначала используют совместное включение ферритовой антенны и штыря, т. е. кардиоидную ДН, и по минимуму определяют приблизительно направление на источник сигнала. Затем с помощью антенного коммутатора (АК) отключают штыревую антенну и с помощью ДН, формируемой ферритовой антенной это направление уточняют (рис. 5).

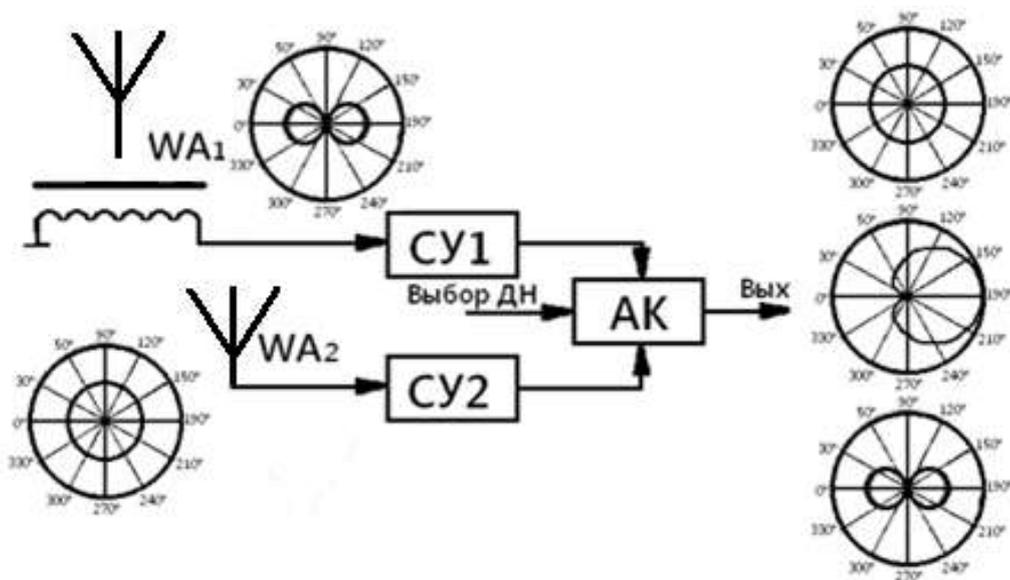


Рисунок 5. Структурная схема комбинированной антенны.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Аппаратура для спортивной радиопеленгации непрерывно совершенствуется. Развиваются методы искусственного «обострения» диаграмм направленности приемных антенн, что обеспечит более оперативное определение местоположение радиомаяков.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Верхотуров В.Н. Радиоаппаратура для «Охоты на лис» / В.Н. Верхотуров. – М.:«Энергия», 1976. – 18 с.
2. Гречихин А. Школа начинающего «лисолова» / А.Гречихин. – «Радио», 1966. – С.20-24.
3. Верещагин Е.М. Антенны и распространение радиоволн / Е.М. Верещагин. – Воениздат, 1964. – 238 с.

# ИНФОРМАЦИОННО-ОБУЧАЮЩИЙ КОМПЛЕКС РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТА МИ-171

Хатненко И.В.

Рыжков Д.А.

*(научный руководитель)*

*dryzhkov.if-mstuca@mail.ru*

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

В статье приводится описание информационно-обучающего комплекса радиоэлектронного оборудования вертолета Ми-171, который может быть использован для изучения бортового вертолетного оборудования, как при обучении студентов авиационных специальностей, так и при повышении квалификации авиационных специалистов.

В системе образования существует много способов и методов предоставления информации в учебном процессе. Все эти методы и способы направлены на эффективность системы обучения и восприятия информации. Компьютерные технологии и современные средства коммуникации позволяют повысить эффективность учебного процесса, за счет применения специальной компьютерной программы-презентации. Главное достоинство такого метода предоставления информации, как презентация, является индивидуальная система обучения и усвоения материала.

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

Функциональность таких программ позволяет внедрять в процесс обучения фото и видео материалы, звуковое сопровождение изучаемой информации, что эффективно влияет, как на качество восприятия и усвоения информации, так и на время обучения затраченное на одного обучаемого. Вторым положительным моментом, использования подобного способа обучения, является исключение человеческого фактора в звене «информация – обучаемый», что положительным образом сказывается на качестве обучения в целом. В связи с этим был разработан информационно-обучающий комплекс на базе программы для создания презентаций Microsoft PowerPoint.

Информационно-обучающий комплекс построен следующим образом. Главное меню состоит из следующих разделов:

– введение. В этом разделе описана история создания вертолетов серии Ми и перечислены основные модификации;

– вертолет Ми-171. Здесь представлены летно-технические характеристики вертолета, компоновка, кабина экипажа, защита и антенны.

Далее идут разделы:

- радиосвязное оборудование;
- радиолокационное оборудование;
- радионавигационное оборудование.

Последний раздел включает в себя контрольные вопросы, позволяющие оценивать знания обучаемого после изучения радиоэлектронного оборудования данного типа вертолета представленного в презентации.

Достоинством такого информационно-обучающего комплекса является наглядность и показательность информации при изучении конкретной авиационной техники вертолета Ми-171. В отсутствие надлежащей авиационной материальной базы такой комплекс является реальным обучающим инструментом. Подобные комплексы массово используются за рубежом для обучения и повышения квалификации авиационных специалистов. Разработанный информационно-обучающий комплекс бортового радиоэлектронного оборудования вертолета Ми-171 может использоваться как для обучения будущих авиационных специалистов, так и для повышения квалификации уже действующих специалистов гражданской авиации.

## **СНИЖЕНИЕ ВЛИЯНИЯ «ЧЕЛОВЕЧЕСКОГО ФАКТОРА» НА КАЧЕСТВО ПОДГОТОВКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ К ПОЛЕТУ НА ОСНОВЕ ПРИМЕНЕНИЯ ЭКСПЕРТНОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ**

Ковалев С.В.<sup>1</sup>, Кобзарь Н.В.<sup>2</sup>  
<sup>1</sup>Ser1994@bk.ru, <sup>2</sup>Elenberg111@gmail.ru

Кобзарь В.А.

*(научный руководитель)*

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

Существенно уменьшить влияние «человеческого фактора» на подготовку воздушных судов к полету способны экспертные системы контроля. Их основу составляет вычислительная система с интеллектуальной компьютерной программой, пункты наблюдения и системы распознавания речи. Эти устройства позволят осуществлять наблюдение за полнотой и качеством выполнения экипажем и наземными специалистами пунктов регламента подготовки самолета. Приведены и описаны структурные схемы экспертной системы контроля и системы распознавания речи.

Авиационные катастрофы (или авиационные происшествия) в современной авиационной отрасли, в 90% происходят из-за человеческого фактора (ошибки при подготовке воздушных судов (ВС) к полету и выполнении полета) [1]. Надежность авиационной техники, в том числе «старой», которой более 15 лет, независимо от страны производителя, значительно выросла. Прежде всего, это связано - с глубокой модернизацией авиационной техники, применением новых средств контроля и диагностики ее технического состояния, налаживанием системы технического обслуживания и др.

На этом фоне негативный рост влияния человеческого фактора связан с увеличением применения авиации, ростом количества взаимодействующих служб и персонала и их профессиональных связей. В подготовке ВС к полету принимают участие специалисты различных служб, обеспечивающих полеты: авиационно-техническая база, служба управления воздушным судном, аэродромная служба, штурманская служба, служба горюче-смазочных материалов, а также экипаж воздушного судна [2].

Большой объем и высокая сложность выполняемых мероприятий при подготовке ВС, значительное количество людей задействованных при их выполнении, высокая степень ответственности за качество выполнения проверок неминуемо приводят к возникновению известного явления – «человеческий фактор»

Существенно уменьшить ошибки в подготовке ВС к полету способны экспертные системы контроля (ЭСК) подготовки ВС (рис. 1). Их основу составляет вычислительная система с интеллектуальной компьютерной программой.

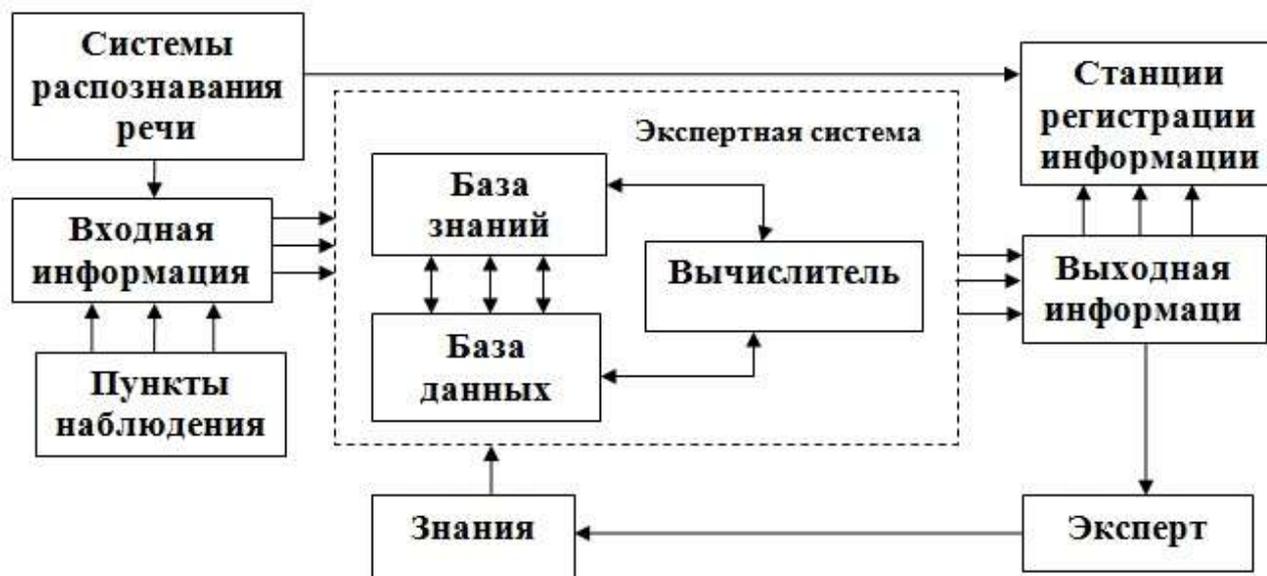


Рисунок 1. Структурная схема экспертной системы контроля.

Пункты наблюдения, оборудованные традиционными датчиками и видео камерами, осуществляют наблюдение за полнотой и качеством выполнения экипажем и наземными специалистами пунктов регламента подготовки самолета. Причем, при применении видео камер, контроль возможен в местах не доступных визуальному наблюдению. Системы распознавания речи – распознают и регистрируют речевые сообщения экипажа и наземных специалистов о выполненных пунктах регламента. ЭСК – анализирует входную информацию и принимает решение о техническом состоянии ВС и полноте выполнения пунктов регламента технического обслуживания ВС, а также способна выдавать рекомендации наземным специалистам и экипажу в случае отклонения контролируемых параметров от нормы. Станции регистрации – фиксируют техническое состояние ВС, информацию от систем распознавания речи и выводят информацию экипажу и наземным службам управления полетом.

Внести изменения в технологию подготовки ВС к полету способен высококвалифицированный специалист – эксперт. Он на основе анализа выходной информации ЭСК, отклонений в эксплуатации ВС, инцидентов и катастроф формирует новые знания и «обучает» им ЭСК.

Достоинства автоматизированного интеллектуального комплекса:

- возможность накапливать и обновлять знания (крайне важно при возникновении инцидентов и происшествий в воздухе);
- обеспечивать качественную подготовку к полету ВС при наличии специалистов невысокой квалификации.

Система распознавания речи и пункты наблюдения определяют качество входной информации для экспертной системы. Они дополняют друг друга при оценке полноты и качества выполненных работ на ВС. Обобщенная структурная схема системы распознавания речи (рис. 2) содержит модули: оценки качества сигнала, оценки параметров речи, детектор речь/пауза, декодера и акустических моделей.

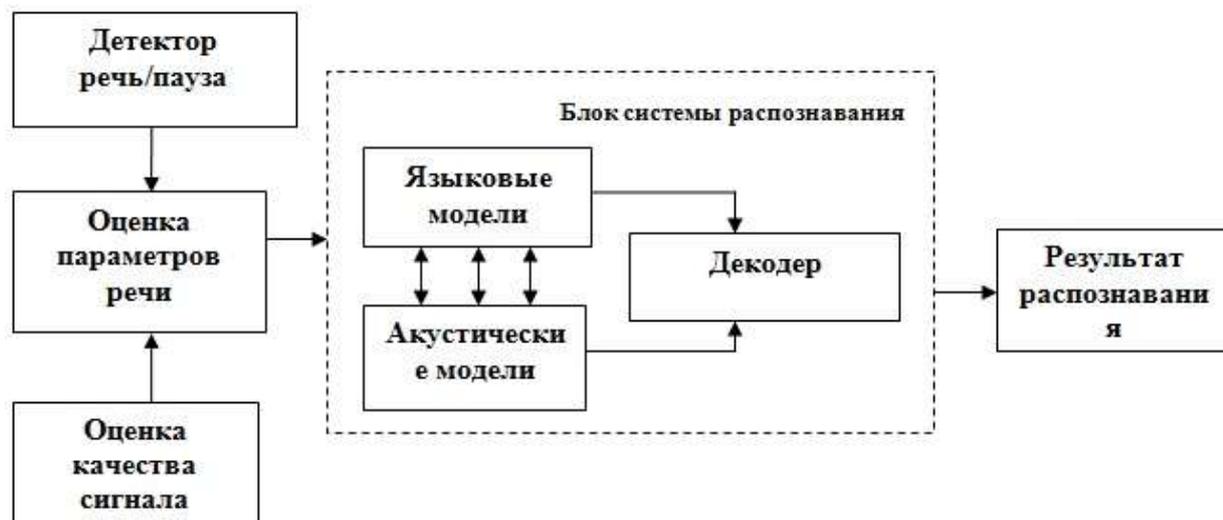


Рисунок 2. Система распознавания речи.

Обработка речи начинается с оценки качества речевого сигнала. На этом этапе определяется уровень помех и искажений. Результат оценки поступает в модуль оценки параметров речи. В сигнале выделяются участки, содержащие речь, и происходит оценка параметров речи. Далее параметры речи поступают в основной блок системы распознавания – декодер. Это компонент, который сопоставляет входной речевой поток с информацией, хранящейся в акустических и языковых моделях, и определяет наиболее вероятную последовательность слов, которая и является конечным результатом распознавания.

Таким образом, разработка и внедрение экспертных систем контроля подготовки ВС к полету существенно повлияет на устранение ошибок, вызванных «человеческим фактором».

## ЛИТЕРАТУРА

1. Стешенко В.Н. Кто подарил людям крылья? Начало пути во вселенную / В.Н. Стешенко – Астана, 2011. – 311 с.
2. Воробьев В.Г. Техническое обслуживание и ремонт авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов / В.Г. Воробьев, В.Д. Константинов. – М.: Университетская книга, 2007. – 470 с.

**СЕКЦИЯ**  
**«АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И**  
**ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ»**

---

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

**ОСОБЕННОСТИ АДАПТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ БЕСКОНТАКТНЫМ**  
**ДВИГАТЕЛЕМ ПОСТОЯННОГО ТОКА**

Адилова А.Т.

Попов В.М.  
*(научный руководитель)*  
*povlamix@mail.ru*

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

Данная работа посвящена созданию адаптивной системы управления рулевым электроприводом аэродинамических рулевых поверхностей воздушного судна бесконтактного двигателя постоянного тока (БДПТ). Представлена структурная схема управления БДПТ. Синтезированы законы управления адаптивной системы на основе идентификационного метода. Обоснован выбор математической и эталонной модели электропривода руля высоты. Разработаны законы управления бесконтактным двигателем постоянного тока, параметры которого не зависят от условий полета воздушного судна.

## **ВВЕДЕНИЕ**

Одним из наиболее перспективных направлений создания конкурентоспособного отечественного самолета является переход к концепции самолета с полностью электрифицированным оборудованием [1].

Исполнительным механизмом электромеханического рулевого привода является бесконтактный двигатель постоянного тока (БДПТ) на основе редкоземельных магнитов, обладающий высокими скоростями разгона и торможения, сравнимый с гидромеханическим рулевым приводом [1].

При различных высотах и скоростях полета на рулевые поверхности, в частности на руль высоты, воздействуют различные моменты сопротивления, которые изменяют параметры БДПТ, ухудшающие показатели качества переходных процессов. Цель работы: разработать законы управления БДПТ, параметры которого независимы от условий полета ВС.

## 1 СХЕМА АДАПТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОПРИВОДОМ РУЛЯ ВЫСОТЫ

Структурная схема адаптивного управления БДПТ представлена на рис. 1.

На один вход ОУ подается сигнал управления –  $u$ , а на другой вход – возмущение  $M_C$ .

Так как в зависимости от условий полета на ВС воздействуют различные моменты возмущения, которые влияют на параметры БДПТ и качество переходных процессов.

Желаемые показатели качества переходных процессов задаются в виде эталонной модели (ЭМ).

За счет алгоритма адаптации, который формирует закон управления (ЗУ) в виде  $u_{oc}$ , параметры ОУ подстраиваются под параметры ЭМ, а возмущающий момент  $M_C$  компенсируется.

Чтобы ОУ приобрел желаемые показатели качества переходных процессов, задаваемые ЭМ, при синтезе ЗУ необходимо добиться совпадения параметров ОУ с параметрами ЭМ и компенсировать возмущающее воздействие [1].

## 2 ОБОСНОВАНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ БЕСКОНТАКТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ПОСТОЯННОГО ТОКА

В качестве математической модели (ММ) БДПТ была выбрана ММ, которая представляет из себя звено второго 2-го порядка, с такими характеристиками и коэффициентами, которые учитывают все его энергетические особенности, имеющую простую структуру для синтеза и одновременно отражала бы динамические и статические свойства БДПТ с приемлемой для практики точностью.

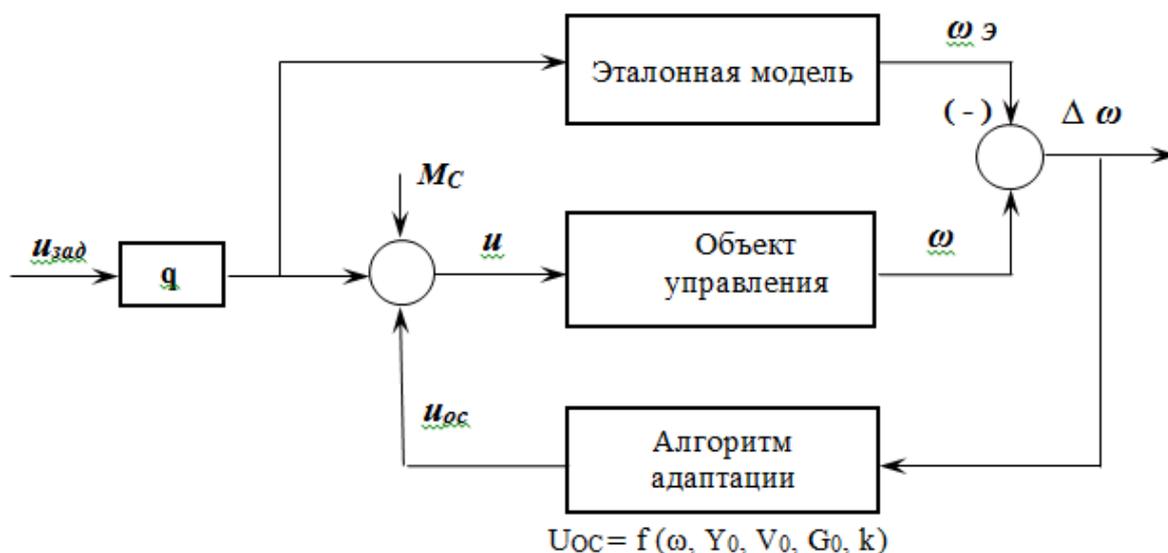


Рисунок 1. Структурная схема управления БДПТ.

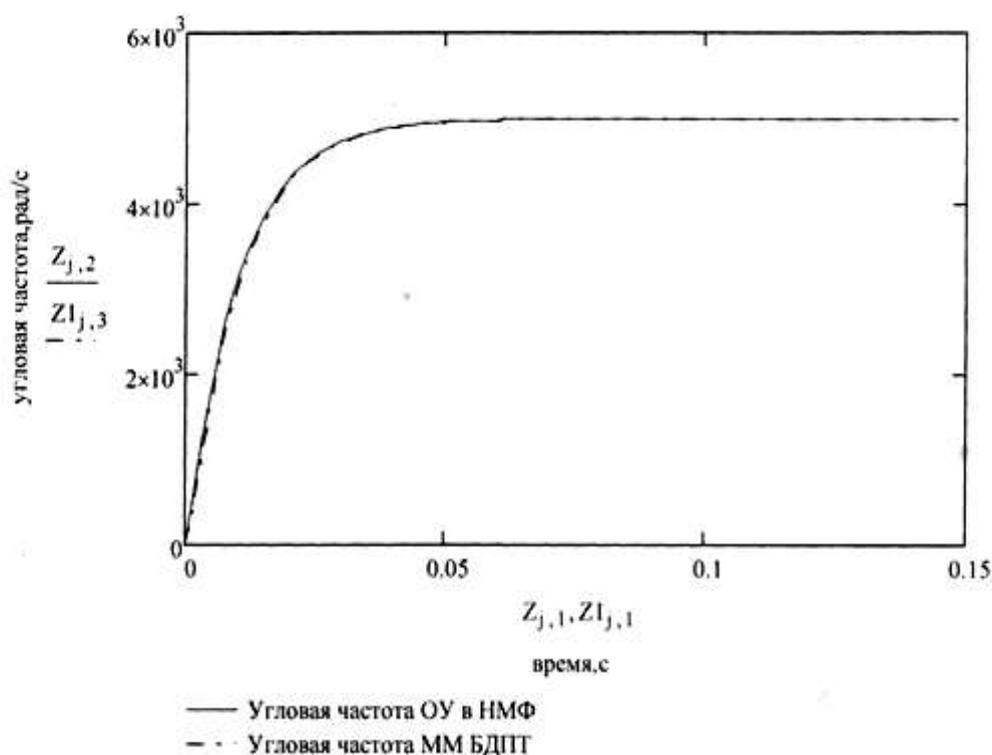


Рисунок 2. Изменение угловой частоты вращения БДПТ ММ.

Для синтеза алгоритма управления была выбрана линейная математическая модель вида [2]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{di}{dt} &= ai + c\omega + du, \\ \frac{d\omega}{dt} &= ei + hM_c \end{aligned} \right\}, \quad (1)$$

в которой коэффициенты  $a$ ,  $c$ ,  $d$ ,  $e$ ,  $h$  были получены в результате идентификации методом наименьших квадратов (МНК) при натуральных испытаниях:  $a = -1431,1$ ;  $c = -367,8$ ;  $e = 363,2$ ;  $d = 6811,1$ ,  $h = -6317$ .

Выходной сигнал в зависимости от задания ступенчатого сигнала представлен на рис. 2 в виде апериодического звена, где время регулирования не превышает 0,03 секунд.

Но согласно требованиям по быстродействию электромеханических приводов необходимо, чтобы данный БДПТ обладал временем регулирования не более 0,006 секунд [2].

### 3 ЭТАЛОННАЯ МОДЕЛЬ

Исходя из основных тактико-технических требований к рулевому приводу из состава рассматриваемой системы дистанционного управления в канале руля высоты, зададим параметры эталонной модели (ЭМ) БДПТ, которые

должны обеспечить заданные показатели качества переходных процессов  $t_p$  не больше 0,006 секунд при отсутствии возмущающего воздействия  $M_c$ . Математическая модель ЭМ имеет вид:

$$\begin{aligned} \frac{di_3}{dt} &= a_3 i + c_3 \omega + d_3 u, \\ \frac{d\omega_3}{dt} &= e_3 i, \end{aligned} \quad (2)$$

где  $a_3, c_3, e_3, d_3$  – коэффициенты ММ:  $a_3 = -1431,1$ ;  $c_3 = -367,8$ ;  $e_3 = 1452,8$ ;  $d_3 = 6811,1$ .

Пусть передаточная функция эталонной модели равна:

$$\Phi_3(p) = \frac{\omega_3(p)}{U(p)} = \frac{k_3 \lambda(p)}{\gamma(p)} = \frac{k_3(p + \lambda_0)}{p^2 + a_{13}p + a_{03}}, \quad (3)$$

И тогда синтезированный закон управления будет иметь вид:

$$u = k_a \omega + k_b Y_0 + k_c V_0 + qu_{\text{зад}}. \quad (4)$$

Выходные сигналы ОУ с синтезированным ЗУ, без ЗУ и эталонной модели представлены на рис. 3.

Как видно из графиков выходной сигнал с синтезированным ЗУ полностью совпал с выходным сигналом ЭМ, что подтверждает правильность синтеза закона управления и расчета коэффициентов обратной связи. Таким образом, параметры ОУ с синтезированным ЗУ соответствуют параметрам ЭМ.

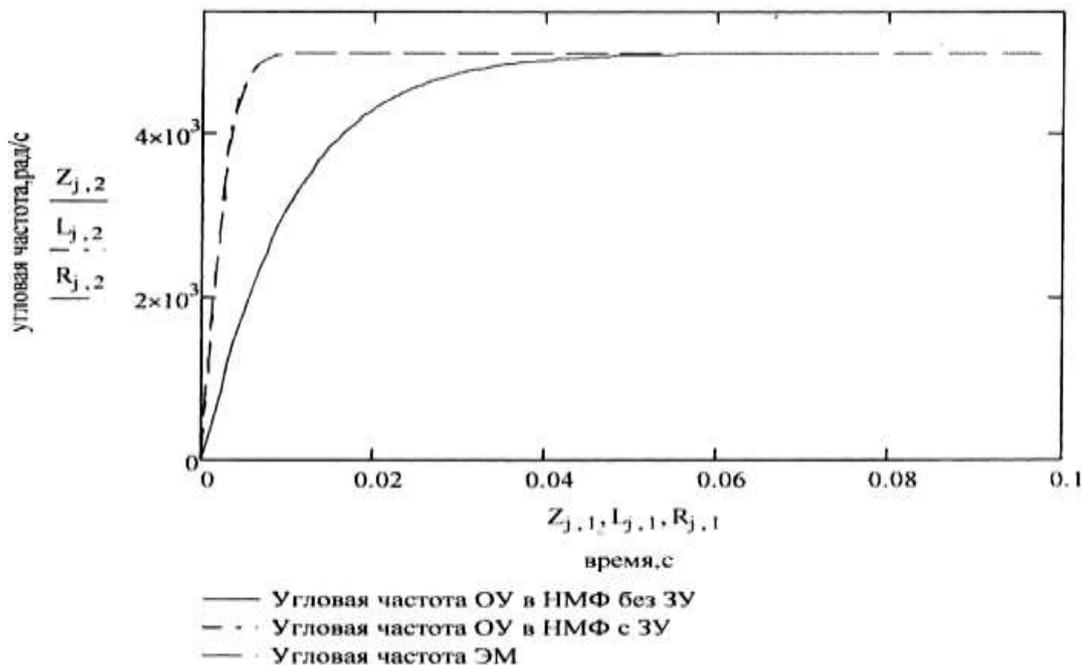


Рисунок 3. Выходные сигналы объекта управления.

#### 4 СИНТЕЗ ЗАКОНА УПРАВЛЕНИЯ С ЭТАЛОННОЙ МОДЕЛЬЮ ПРИ КОМПЕНСАЦИИ ВОЗМУЩЕНИЯ

Пусть передаточная функция эталонной модели равна [1]:

$$\Phi_{\varepsilon}(p) = \frac{\omega_{\varepsilon}(p)}{U(p)} = \frac{k_{\varepsilon}\lambda(p)}{\gamma(p)} = \frac{k_{\varepsilon}(p + \lambda_0)}{p^2 + a_{1\varepsilon}p + a_{0\varepsilon}}, \quad (5)$$

где  $a_{1\varepsilon} = -a_{\varepsilon}$ ;  $a_{0\varepsilon} = -e_{\varepsilon}c_{\varepsilon}$ ;  $k_{\varepsilon} = \frac{e_{\varepsilon}d_{\varepsilon}}{\lambda_0}$ ;  $\lambda_0 = 2000$ .

Сигнал управления представим в следующем виде:

$$u = u_{oc} + qu_{зад} + c_p M_c, \quad (6)$$

$$\text{где } u_{oc} = k_a \omega + k_b Y_0 + k_c V_0 + k_d G_0 \quad (7)$$

Используя значения коэффициентов  $a$ ,  $c$ ,  $d$ ,  $e$ ,  $a_{\varepsilon}$ ,  $c_{\varepsilon}$ ,  $e_{\varepsilon}$ ,  $d_{\varepsilon}$  и с учетом всех преобразований, получаем численные значения коэффициентов:  $k_a = -6,8 \cdot 10^{-7}$ ;

$k_b = -405$ ;  $k_c = -500$ ;  $k_d = -3704,24$ ;  $c_p = -\frac{c_k}{k_p} = -\frac{hb_0}{k_p} = 6,4$ .

Тогда синтезированный закон управления будет иметь вид [1]:

$$u = k_a \omega + k_b Y_0 + k_c V_0 + k_d G_0 + qu_{зад} + c_p M_c \quad (8)$$

Выходные сигналы ОУ с синтезированным ЗУ при воздействии возмущающего момента, без ЗУ и ЭМ представлены на рис. 4.

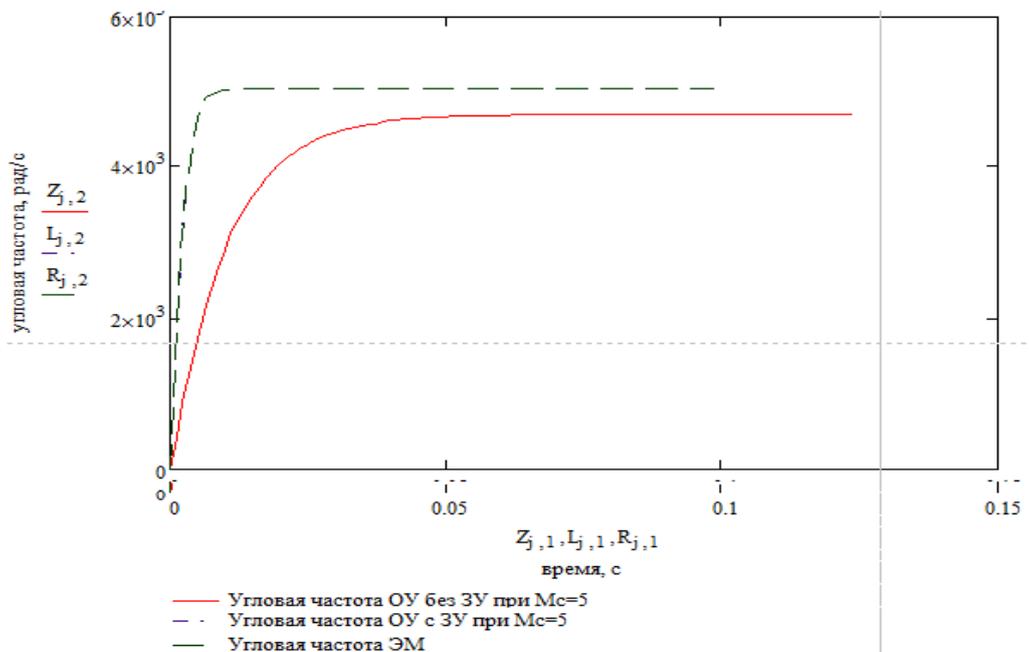


Рисунок 4. Выходные сигналы объекта управления при воздействии возмущающего момента.

Из анализа рис. 4 видно, что выходной сигнал ОУ с синтезированным ЗУ при воздействии возмущающего момента и ЭМ совпадают. Показатели качества переходных процессов этих сигналов отвечают заданным требованиям в отличие от выходного сигнала ОУ без компенсации возмущающего воздействия. Это говорит о том, что коэффициенты ЗУ рассчитаны правильно.

## **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

Таким образом, адаптивная система управления электроприводными рулевыми устройствами на базе бесконтактных двигателей постоянного тока позволяет автоматически подстраивать параметры двигателя под эталонную модель с целью обеспечения заданных показателей качества и компенсировать возмущающее воздействие для поддержания постоянной скорости вращения.

## **ЛИТЕРАТУРА**

1. Попов В.М. Субоптимальная адаптивная система управления с эталонной моделью / В.М. Попов, Е.П. Решетняк // Материалы НТК училища. – Иркутск: ИВВАИУ, 1988. – С.46-52.
2. Кулифеев Ю.Б. Синтез алгоритма управления бесконтактным вентильным двигателем методом обратных задач динамики. / Ю.Б. Кулифеев // НММ по электрификации летательных аппаратов. – М.: ВВИА им. проф. Жуковского, 1987. – С.56-79.

## **ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ ТРЕТЬЕГО ПОРЯДКА НА КАЧЕСТВО АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ**

Андреев А.В.

Лайков М.И.

*(научный руководитель)*

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

Приведена методика определения влияния параметров корней характеристического полинома на качество переходного процесса автоматической системы.

Рассмотрим систему третьего порядка (рис.1).

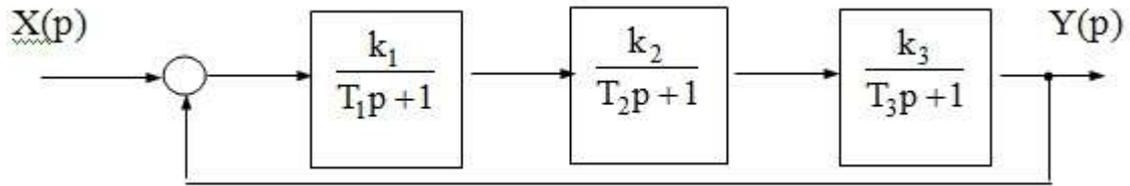


Рисунок 1. Структурная схема АС третьего порядка.

Определим передаточную функцию замкнутой АС [1]:

$$\Phi(p) = \frac{W(p)}{1+W(p)} = \frac{K}{(1+T_1p) * (T_2p+1) * (T_3p+1) + K}, \quad (1)$$

где  $a_3=T_1T_2T_3$ ,  $a_2=T_1T_2+T_2T_3+T_3T_1$ ,  $a_1=T_1+T_2+T_3$ ,  $a_0=k_1k_2k_3+1=k+1$ .

Характеристический полином замкнутой АС  $A(p)$  в виде:

$$A(p) = a_3p^3 + a_2p^2 + a_1p + a_0. \quad (2)$$

## 1 АС УСТОЙЧИВА

Найдем корни характеристического полинома и получим переходную характеристику. Вещественная часть корней равна -0,12, а мнимая -3,26. На рис. 2 представлена переходная характеристика. Из характеристики видно, что система устойчива, но не удовлетворяет по параметрам качества: времени регулирования и перерегулирования.

На рис. 3 изображено положение корней и угол  $\varphi$  между мнимыми частями комплексных корней [2].

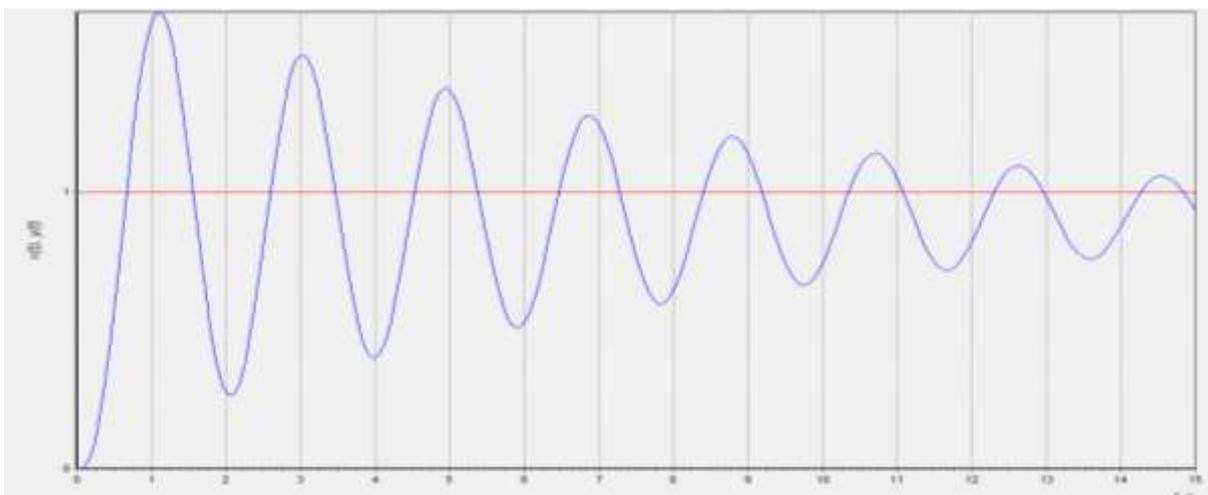


Рисунок 2. График переходного процесса.

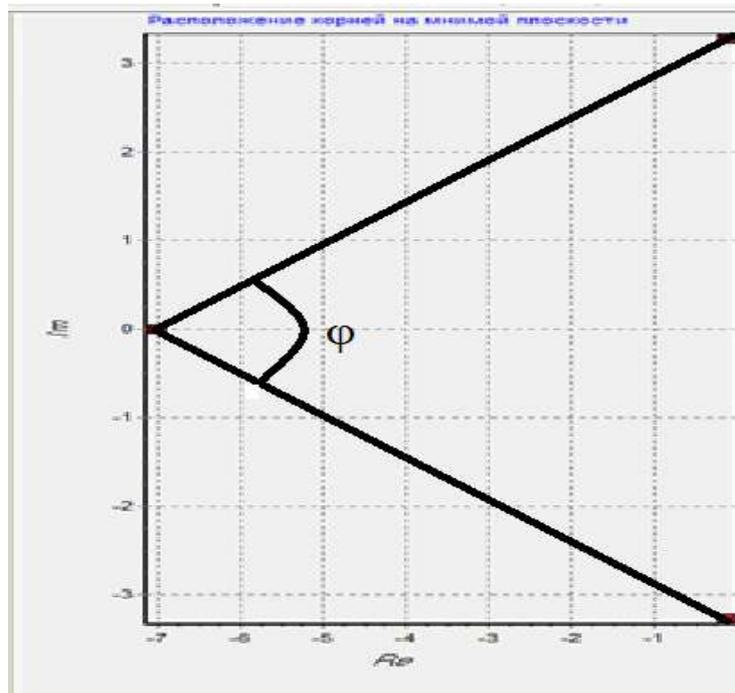


Рисунок 3. Положение корней на комплексной плоскости.

## 2 СИСТЕМА НА ГРАНИЦЕ УСТОЙЧИВОСТИ

Найдем корни характеристического полинома и получим переходную характеристику. Вещественная часть корней  $-0,006$ , а мнимая  $-4,26$ . На рис. 4 представлена переходная характеристика. Из характеристики видно, что система находится на границе устойчивости.

На рис. 5 изображено положение корней и угол  $\varphi$  между мнимыми частями комплексных корней.



Рисунок 4. График переходного процесса.

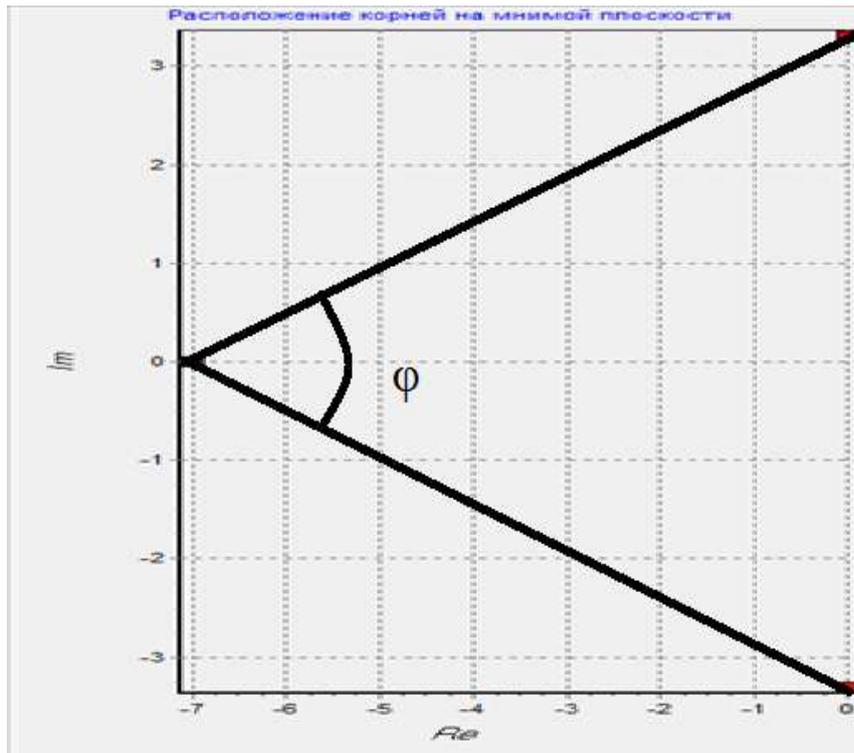


Рисунок 5. Положение корней на комплексной плоскости.

### 3 АС ЯВЛЯЕТСЯ НЕУСТОЙЧИВОЙ

Найдем корни характеристического полинома и получим переходную характеристику. Вещественная часть равно  $-0,35$ , а мнимая  $-5,26$ . На рис. 6 представлена переходная характеристика. Из характеристики видно, что система не устойчива.

На рис. 7 изображено положение корней и угол  $\varphi$  между мнимыми частями комплексных корней.

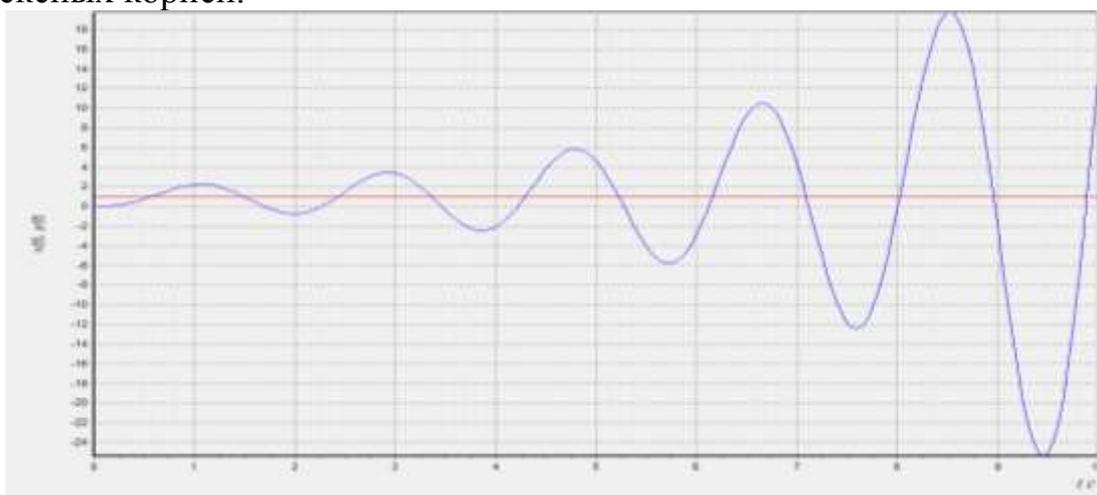


Рисунок 6. График переходного процесса.

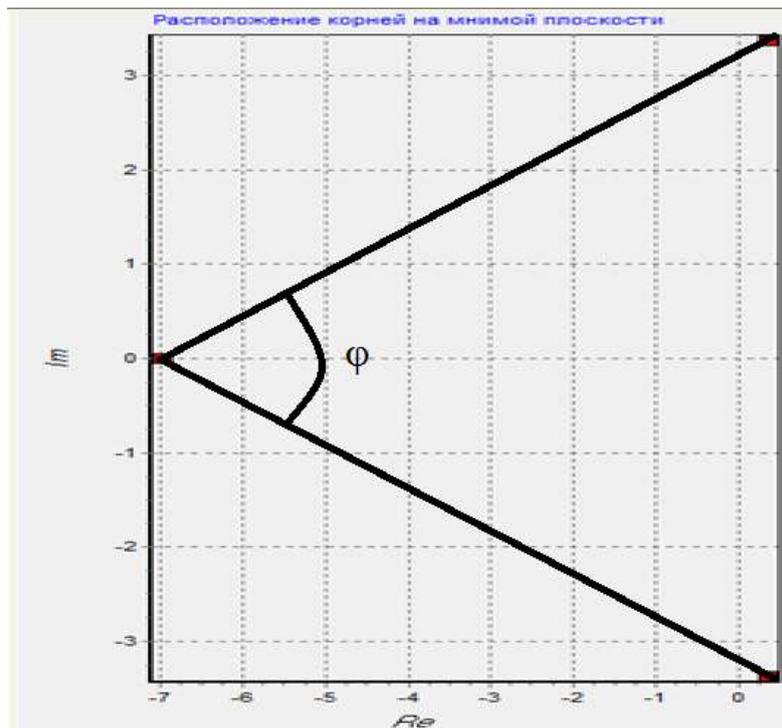


Рисунок 7. Положение корней на комплексной плоскости.

Проведенное исследование показали, что мнимые части комплексных корней влияют на колебательность переходного процесса и качество переходного процесса (время переходного процесса и перерегулирования) вещественная часть определяет запас устойчивости и влияет на устойчивость системы.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Лайков М.И. Автоматика и управления: Учебное пособие. Часть 1. / М.И. Лайков – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2010. – 305 с.
2. Юревич Е.И. Теория автоматического управления / Е.И. Юрьевич – Санкт-Петербург: «БХВ-Петербург», 2007. – 531 с.

# АДАПТИВНЫЕ АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ ВРАЩАТЕЛЬНЫМИ ДВИЖЕНИЯМИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ МЕТОДА ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ДИНАМИКИ

Матвеев В.Н.

Диль В.Ф.

(научный руководитель)

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

Задача синтеза систем автоматического управления для нелинейных объектов остается актуальной. Большинство применяемых на практике подходов теории управления опираются на линеаризованные математические модели ЛА, что адекватно большинству режимов полета [1, 2]. Однако на некоторых режимах полета такая подмена недопустима ввиду существенного отличия свойств реального объекта от его математического аналога.

## ВВЕДЕНИЕ

Одним из методов, позволяющим выполнить синтез системы управления для нелинейных объектов является метод, основанный на концепции обратных задач динамики (ОЗД), глубоко разработанный П.Д. Крутько и другими видными учеными нашей страны.

Сущность обратной задачи динамики сводится к нахождению управляющих сил и моментов, под действием которых объект будет двигаться по назначенной траектории. Утверждается, что использование методов ОЗД позволяет осуществить синтез САУ для нелинейных объектов и при этом синтезированный закон управления является оптимальным в смысле реализации заданной траектории движения объекта [3].

Предлагается подтвердить данное утверждение на основе синтеза вращательного движения неманевренного самолета.

Вращательное движение ЛА описывается в связанной системе координат (СК) динамическими уравнениями Эйлера.

$$\begin{bmatrix} I_1 \dot{\omega}_1 \\ I_2 \dot{\omega}_2 \\ I_3 \dot{\omega}_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_3 - I_2) \omega_2 \omega_3 \\ (I_1 - I_3) \omega_1 \omega_3 \\ (I_2 - I_1) \omega_1 \omega_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_1(\omega) + M_1 \\ m_2(\omega) + M_2 \\ m_3(\omega) + M_3 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где  $m_1(\omega) = 0$ ,  $m_2(\omega) = -c_2 \omega_2 - K_{дв} \omega_3$ ,  $m_3(\omega) = -c_3 \omega_3 + K_{дв} \omega_2$ ,  $M_s$  – управляющие моменты;  $m_s(\omega)$  – суммарные моменты, характеризующие изменение кинетической энергии вращающихся частей авиадвигателя и влияние диссипативных сил,  $s = 1..3$ .

Аэродинамические моменты зависят от аэродинамической компоновки ЛА,

состава органов механизации крыла, планера и силовой установки. В частности, для самолёта ИЛ-76М можно принять [4]:

$$M_{a.св} = qSL \begin{bmatrix} m_x \\ m_y \\ m_z \end{bmatrix}, \quad (2)$$

где  $L = \text{diag}(l \quad l \quad b_a)$  – диагональная матрица характеристических линейных размеров ЛА ( $l$  – размах крыла,  $b_a$  – длина среднеквадратической хорды),  $m_i$  – безразмерные коэффициенты аэродинамических моментов, действующих вокруг осей связанной СК:

$$\begin{aligned} m_x &= m_x^\beta \beta + m_x^{\delta_H} \delta_H + m_x^{\delta_3} \delta_3 + m_x^\alpha \alpha + \frac{m_x^{\bar{\omega}_x} l \omega_1}{2V} + \frac{m_x^{\bar{\omega}_y} l \omega_2}{2V}, \\ m_y &= m_y^\beta \beta + m_y^{\delta_3} \delta_3 + m_y^{\delta_H} \delta_H + m_y^\alpha \alpha + \frac{m_y^{\bar{\omega}_x} l \omega_1}{2V} + \frac{m_y^{\bar{\omega}_y} l \omega_2}{2V}, \\ m_z &= m_{z_0} + m_z^\alpha \alpha + m_z^{\delta_B} \delta_B + \frac{(m_z^{\omega_z} + m_z^\alpha) l \omega_3}{2V}, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $S$  – эффективная площадь крыла,  $q = \rho \frac{V^2}{2}$  – скоростной напор,  $V$  – воздушная скорость,  $M_i$  – управляющие аэродинамические моменты.

Алгоритмы управления вращательным движением неманёвренного ЛА синтезируются методом обратных задач динамики в сочетании с оптимизацией системы (1) по локальным функционалам, характеризующим энергию движения [5].

Из задачи синтеза ЗУ вращательного движения вытекают задачи синтеза траекторного движения самолета.

Основные этапы построения методики синтеза алгоритмов сводятся к следующему:

1) динамические характеристики проектируемой системы назначаются с помощью эталонных моделей для каждой степени свободы, получаемые как отклик на «скачок» рулей объекта;

2) структура алгоритмов управления и их параметры выбираются из условия отслеживания с необходимой точностью фазовых траекторий эталонных моделей вращательного движения;

3) при этом степень близости угловых скоростей объекта и эталона оценивается с помощью квадратичных функционалов энергии ускорения.

Процесс движения к экстремуму – минимуму организуются по схеме градиентного метода или по дифференциальной схеме.

Теория синтеза алгоритмов управления развивается в двух направлениях:

1) синтез алгоритмов управления по ускорениям на основе минимизации кинетической энергии ускорения движения по простой градиентной схеме [3, 5, 6];

2) синтез алгоритмов управления по ускорениям и старшим производным [5].

Применительно к задаче управления вращательным движением ЛА исследования проводились только в первом направлении [3].

## 1 АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ВРАЩАТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ ПО УСКОРЕНИЯМ

Сформулируем задачу синтеза управлений на примере стабилизации (гашения) угловых скоростей на интервале времени  $[t_0, t_k]$ , полагая  $t_0=0$ , момент времени  $t_k$  нефиксированной величиной.

Пусть в текущий момент времени  $t=t_0=0$  состояние управляемого объекта характеризуется значениями угловых скоростей  $\omega_s(0) = \omega_s^0$ , и требуется найти такие управляющие воздействия  $\delta_i$  ( $i=\varepsilon, n, v$ ), при которых система (1) переходит из состояния  $\omega_s^*(0)$  в новое состояние  $\omega_s^0$  (в общем случае  $\omega_s^0 = \omega_s^0(t)$  определяет необходимую фигуру вращения) и находится в этом состоянии бесконечно долго. При этом необходимо, чтобы траектория управляемого движения по каждой степени свободы с требуемой точностью следовала за траекторией, определяемой эталонной моделью:

$$\ddot{\omega}_s^* + \gamma_{s_1} \dot{\omega}_s^* + \gamma_{s_0} \omega_s^* = \gamma_{s_0} \omega_s^0, s=1,2,3 \quad (4)$$

где  $\gamma_{s_0}, \gamma_{s_1} > 0$ , установившееся движение устойчиво:  $\omega_s^*(t) \rightarrow \omega_s^0$  при  $t \rightarrow \infty$ .

Степень приближения управляемого процесса  $\omega_s^*(t) \rightarrow \omega_s^0$  оценивается функционалом который характеризует энергию ускорения вращательного движения в окрестности фазовых траекторий эталонных моделей.

$$G(M) = \frac{1}{2} \sum_{s=1}^3 [\dot{\omega}_s^* - \dot{\omega}_s(t, M(\delta_i))]^2, \quad (5)$$

Наиболее просто сформулированная задача синтеза решается, если в качестве управляющих функций выбирать не отклонения рулей  $\delta_i$  ЛА, а управляющие моменты  $M_s$ . Тогда на первом этапе синтезируются законы управления  $M_s(\omega)$ , а затем из выражений (2), (3) через решение системы алгебраических уравнений будут определены искомые управляющие воздействия  $\delta_i$ .

Законы управления  $M_s(\omega)$  по каждой степени свободы получаем, применяя схему простого градиентного метода;

$$\frac{\partial M_s(\omega)}{\partial M_j} = - \sum_{j=1}^3 r_{sj} \frac{\partial G(M)}{\partial M_j}, r_{sj} = const. \quad (6)$$

Согласно (2) компоненты градиента равны

$$\frac{\partial G(M)}{\partial M_j} = -(\dot{\omega}_j^* - \dot{\omega}_j), \quad j = 1, 2, 3.$$

Отсюда следует, что:

$$\dot{M}_s(\omega) = \sum_{j=1}^3 r_{sj}(\dot{\omega}_j^* - \dot{\omega}_j),$$

или после интегрирования по времени обеих частей

$$M_s(\omega) = \sum_{j=1}^3 r_{sj}(\omega_j^* - \omega_j), \quad (7)$$

где требуемые значения угловой скорости  $\omega_j^*$  вычисляются из (1), структура матрицы  $R = \|r_{sj}\|$  определяется характером перекрестных связей по  $\omega_j$  в (3)

$$R = \begin{bmatrix} r_{11} & r_{12} & 0 \\ r_{21} & r_{22} & 0 \\ 0 & 0 & r_{33} \end{bmatrix}.$$

Если  $R=R^T > 0$ , то  $\dot{G}(M) < 0$  и замкнутая регулятором система асимптотически устойчива по Ляпунову [5]:  $\dot{\omega}^*(t) - \dot{\omega}(t) \rightarrow 0$  при  $t \rightarrow \infty$ .

$$\begin{aligned} \delta_b &= \frac{1}{\tilde{m}_z^{\delta_b}} (r_{33} \omega_3^* - (r_{33} + \tilde{m}_z^{\omega_z}) \omega_3^* - m_{z_0} - m_z^\alpha \alpha), \\ \delta_3 &= \frac{A_y - m_y^{\delta_n} A_x}{\tilde{m}_y^{\delta_3} - \tilde{m}_x^{\delta_3} \tilde{m}_y^{\delta_n}}, \\ \delta_n &= \frac{1}{\tilde{m}_x^{\delta_n}} (A_x - m_x^{\delta_3} \delta_3), \end{aligned} \quad (8)$$

где

$$\begin{aligned} \tilde{m}_{z_0} &= qSb_a m_{z_0}, \quad \tilde{m}_z^\alpha = qSb_a m_z^\alpha, \quad \tilde{m}_z^{\omega_z} = qSb_a \frac{(m_z^{\omega_z} + m_z^{\dot{\omega}_z})}{2V}, \quad \tilde{m}_z^{\delta_b} = qSb_a m_z^{\delta_b}, \quad \tilde{m}_y^\beta = qSlm_y^\beta, \\ \tilde{m}_y^\alpha &= qSlm_y^\alpha, \quad \tilde{m}_y^{\bar{\omega}_x} = \frac{qSl^2}{2V} m_y^{\bar{\omega}_x}, \quad \tilde{m}_y^{\bar{\omega}_y} = \frac{qSl^2}{2V} m_y^{\bar{\omega}_y}, \quad \tilde{m}_y^{\delta_3} = qSlm_y^{\delta_3}, \\ \tilde{m}_y^{\delta_n} &= qSlm_y^{\delta_n}, \quad \tilde{m}_x^\beta = qSlm_x^\beta, \quad \tilde{m}_x^\alpha = qSlm_x^\alpha, \quad \tilde{m}_x^{\bar{\omega}_x} = \frac{qSl^2}{2V} m_x^{\bar{\omega}_x}, \\ \tilde{m}_x^{\bar{\omega}_y} &= \frac{qSl^2}{2V} m_x^{\bar{\omega}_y}, \quad m_x^{\delta_3} = qSlm_x^{\delta_3}, \quad \tilde{m}_x^{\delta_n} = qSlm_x^{\delta_n}, \\ A_x &= r_{11} \omega_1^* + r_{12} \omega_2^* - (r_{11} + \tilde{m}_x^{\bar{\omega}_x}) \omega_1 - (r_{12} + \tilde{m}_x^{\bar{\omega}_y}) \omega_2 - \tilde{m}_x^\beta \beta - \tilde{m}_x^\alpha \alpha, \\ A_y &= r_{21} \omega_1^* + r_{22} \omega_2^* - (r_{21} + \tilde{m}_y^{\bar{\omega}_x}) \omega_1 - (r_{22} + \tilde{m}_y^{\bar{\omega}_y}) \omega_2 - \tilde{m}_y^\beta \beta - \tilde{m}_y^\alpha \alpha. \end{aligned}$$

## 2 ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗРАБОТАННЫХ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ВРАЩАТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ САМОЛЁТА ИЛ-76

Для выполнения исследования коэффициенты эталонной модели рассчитаны согласно методике предложенной Крутько П.Д. [3]. Уравнения ЭМ для каждой степени свободы вращательного движения самолёта ИЛ-76М имеют вид:

$$\ddot{\omega}_s^* + 0,106\dot{\omega}_s + 0,006\omega_s = 0,006\omega_s^0(t).$$

Имитационное моделирование проводилось для случаев, когда коэффициенты  $r_{ij}$  имели средние (75...300), малые (25...100) и большие (225...900) значения.

Результаты моделирования для этих трех случаев представлены соответственно на рис. 1-3 ( $r_{ij}$  средние).

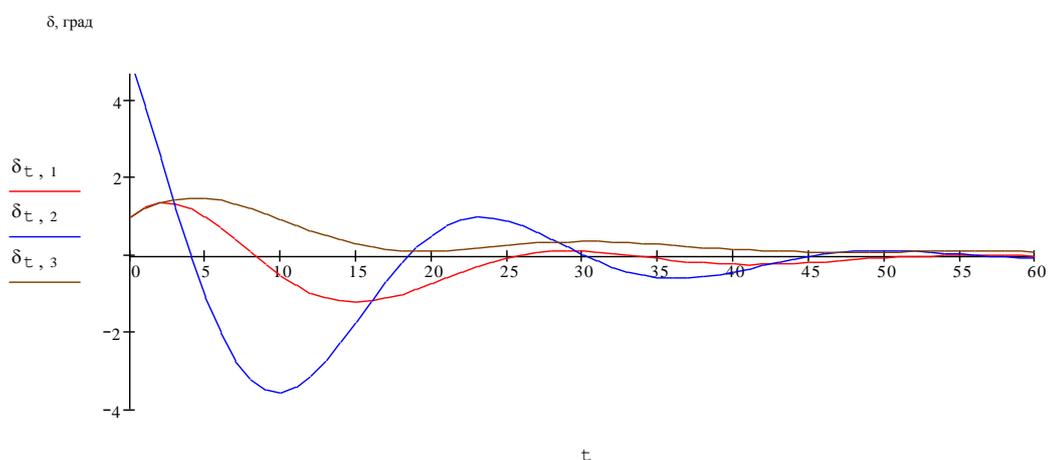


Рисунок 1. Результаты моделирования средних значений.

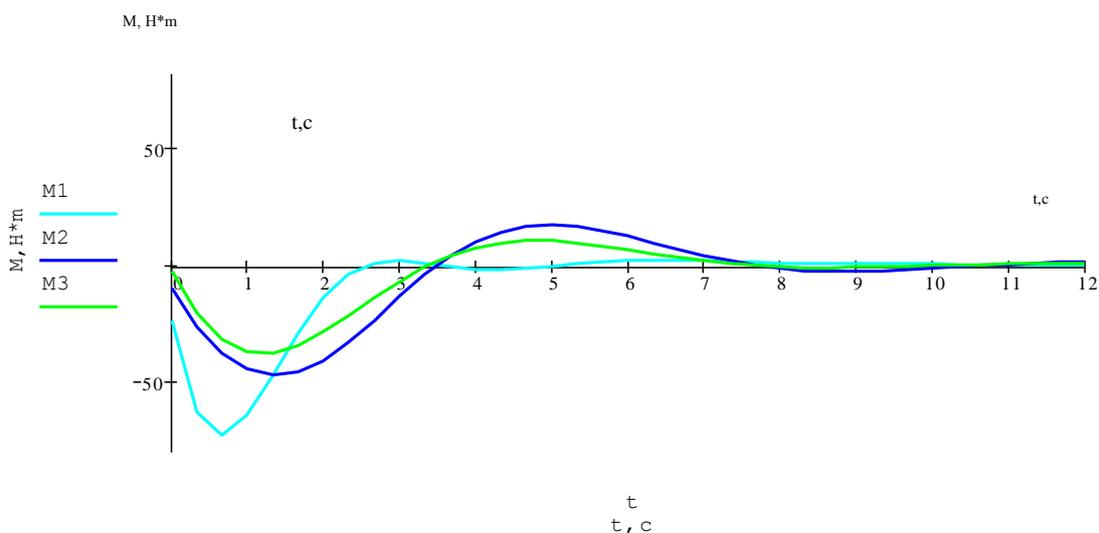


Рисунок 2. Результаты моделирования малых значений.

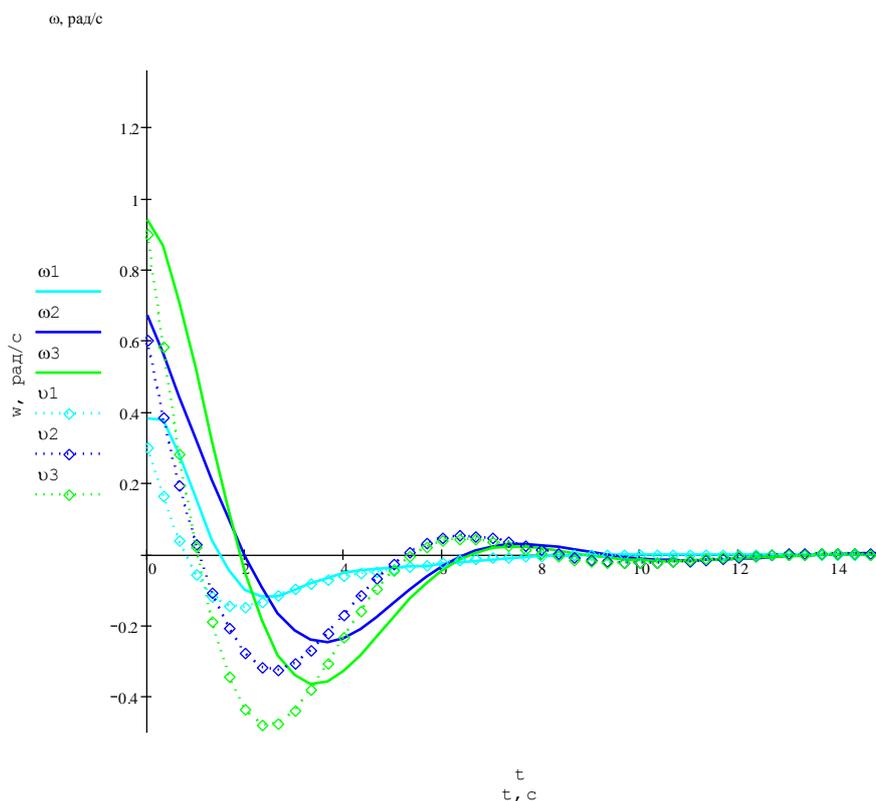


Рисунок 3 Результаты моделирования больших значений.

Анализ результатов моделирования показывает, что алгоритм управления работоспособен, коэффициенты усиления в алгоритмах управления существенно влияют на динамику управления. Увеличение коэффициентов усиления позволяет уменьшить перерегулирование по параметрам полета по моментам, по угловым скоростям и по затратам на управление.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Красовский А.А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование / А.А. Красовский. – М.: Наука, 1973. – 240 с.
2. Буков В.Н. Метод и алгоритмы решения сингулярно-вырожденных задач аналитического конструирования регуляторов / В.Н. Буков, В.Н. Сизых. // Изв. АН. Теория и системы управления. – 2001. – №5. – С.43-61.
3. Крутько П.Д. Обратные задачи динамики в теории автоматического управления / П.Д. Крутько. – М.: Машиностроение, 2004. – 576 с.
4. Красовский А.А. Прикладная теория управления / А.А. Красовский. – М.: Изд-во «Наука», 1987. – 456 с.
5. Буков В.Н. Адаптивные прогнозирующие системы управления полетом / В.Н. Буков. – М.: Изд-во «Наука», 1987. – 215 с.

# УСТРОЙСТВО КОНТРОЛЯ И ДИАГНОСТИРОВАНИЯ БЛОКА БИ-2АЮ С РАЗРАБОТКОЙ ЦИФРО-АНАЛОГОВОГО И АНАЛОГО-ВОЦИФРОВОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ

Воробьев А.Д.  
*Ot\_sani@bk.ru*

Устинов В.В.  
(научный руководитель)  
*ustinov\_1956@mail.ru*

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

В статье показана возможность применения диагностических методов и средств контроля и диагностирования отдельных блоков самолетных систем, что позволит значительно уменьшить стоимость и затраты на приобретение существующего оборудования с достаточной глубиной поиска до конструктивного элемента.

Повышение уровня безопасности полетов может быть достигнуто лишь при комплексном подходе к проблеме, включая обеспечение надежности авиационной техники. Комплексный системный подход предполагает подробный анализ отказобезопасности систем самолета.

Одной из наиболее эффективных мер обнаружения и устранения неисправностей является наземный контроль бортового оборудования.

Существующие в настоящее время бортовые и наземные автоматизированные системы контроля имеют целый ряд недостатков, одним из которых является ограниченность в распознаваемых отказах систем и устройств и необоснованность выбора программы контроля [1], т.е. последовательности и количества проверок работоспособности блоков.

Предлагаемые в работах [2, 3] методики диагностирования состояния систем могут быть использованы для любых систем и комплексов любых типов ЛА. Кроме этого алгоритмы расчета количества требуемых проверок и их заданной последовательности могут быть использованы как для бортовых автоматизированных систем контроля, так и для наземных.

Тестовая диагностика дискретных объектов осуществляется с помощью диагностических программ. Для большинства объектов вычислительной техники диагностические программы имеют три уровня: программы, зашитые в постоянно запоминающее устройство (ПЗУ) микропрограммного устройства электронно-вычислительной машины (ЭВМ), программы, зашитые в ПЗУ ЭВМ, и программы, выполняемые под управлением операционной системой. Типичными диагностическими программами, зашитыми в ПЗУ

микропрограммного устройства ЭВМ, являются макрокоманды для проверки работы функциональных узлов процессора.

Содержательно задача построения теста состоит в том, чтобы найти (вычислить, выбрать, назначить) такую совокупность и, возможно, последовательность входных воздействий, при подаче которой на объект диагностирования получаемые ответы объекта в заданных контрольных точках позволяют сделать заключение о его техническом состоянии.

В настоящее время широкое применение для диагностирования отдельных блоков нашла наземная автоматизированная система контроля и диагностирования НАСКД-200МБ, которая предназначена для контроля технического состояния и работоспособности демонтированных для проверки электрических и электронных блоков, систем и оборудования самолета.

НАСКД-200МБ решает следующие задачу контроля технического состояния изделий бортового оборудования при техническом обслуживании, проведении регламентных работ.

Однако применение этой системы затруднено из-за значительной стоимости оборудования и программного обеспечения.

В работе предлагается провести автоматизированное диагностирование блока БИ-2АЮ противопожарной системы ССП-2А.

Для решения поставленной задачи предлагается применение разработанных ЦАП и АЦП на микроконтроллере pic18f2550 (рис. 1).

Микроконтроллер имеет 10 входов. Они подключены к 10-разрядным АЦП. Это даёт возможность одновременного приёма на стороне ПК напряжений от 0 до 5 вольт с разрешением  $5/1024 = 0.005$ . В данный предел при такой разрешающей способности не составляет труда преобразовать любую известную физическую величину в 1 или 0.

А также имеет 8 выходов. Логические – это значит, что принимают два логических состояния – ноль(0 в) и единицу(5 в). Эти выходы могут управлять внешними нагрузками при соответствующем включении через драйвер (например, на транзисторе).

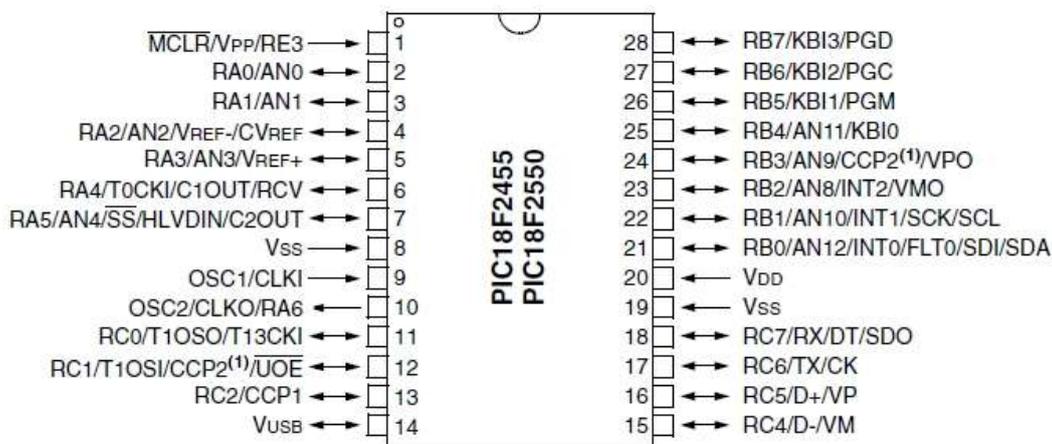


Рисунок 1. Микроконтроллер pic18f2550.

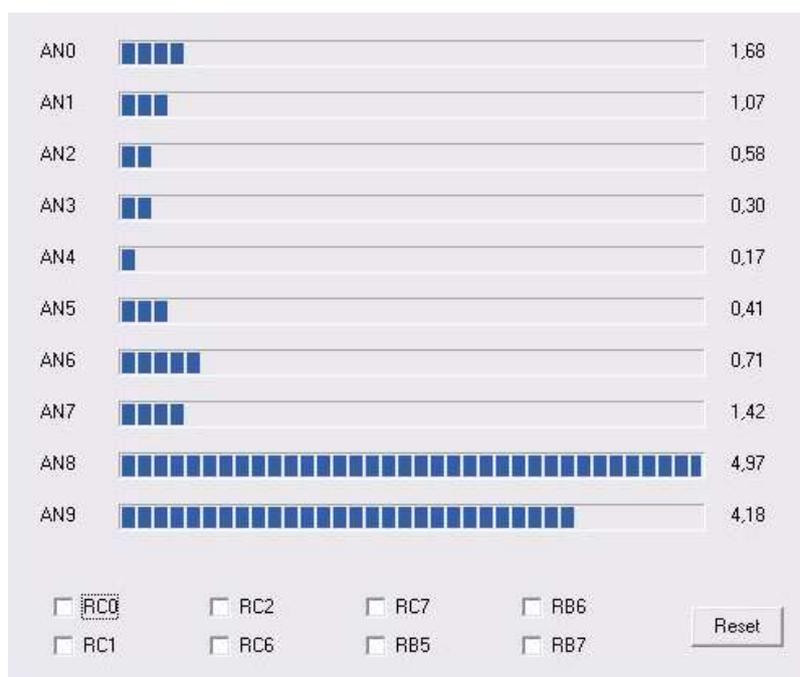


Рисунок 2. Внешний вид программы.

Управление микроконтроллером осуществляется с персонального компьютера в программе (рис. 2) написанной на Borland Builder C++ 6.0.

Принцип построения программы для данного интерфейса заключается в следующем. Программа при своей загрузке подключает библиотеку `mpusbapi.dll` и с этого момента возможно отправлять и принимать пакеты данных от разработанного устройства каждые 0.2 сек.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Константинов.В.Д. Методы и средства контроля технического состояния авиационной техники. Учебное пособие / В.Д. Константинов – М.: МИИГА, 1993. – 252 с.
2. Диагностика и прогнозирование технического состояния авиационного оборудования. Учебное пособие. Под ред. И.М. Синдеева – М.: Транспорт, 1984. – 286 с.
3. Кашковский В.В. Диагностическая модель контроля прочностных свойств крыла воздушного судна [текст] / В.В. Кашковский, В.В. Устинов // Сборник трудов I-й Научно-практической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов «Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации в России». – Иркутск: ИФ МГТУ ГА, 2011. – С.43-49.

# СИСТЕМА ИНДИКАЦИИ НА ЛОБОВОМ СТЕКЛЕ ДЛЯ САМОЛЁТА АН-148 С РАЗРАБОТКОЙ БЛОКА СБОРА И УПРАВЛЕНИЯ ИНФОРМАЦИЕЙ О ПАРАМЕТРАХ ПОЛЁТА

Смирнов А.С.  
*Alex-wot@mail.ru*

Голованов И.Г.  
(научный руководитель)  
*Golovanov\_IG@mail.ru*

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

Рассмотрен вопрос об использовании системы индикации на лобовом стекле (ИЛС) для самолёта Ан-148. Определены цели и задачи ИЛС. Разработаны требования к системе и структурная схема ИЛС.

## **ВВЕДЕНИЕ**

Экипаж самолёта для выполнения полёта должен непрерывно получать информацию о параметрах полёта, состоянии оборудования и о параметрах внешней, по отношению к воздушному судну (ВС), среды. Значительная часть этой информации получается от многочисленных приборов, которые образуют систему отображения информации (СОИ). Подавляющую часть информации лётчик получает с помощью зрительного анализатора. При визуальном полёте он непрерывно наблюдает как за внекабинным пространством, так и за показаниями многочисленных приборов. Лётчик обращается к пилотажно-навигационным приборам от 50 до 150 раз в минуту, задерживая взгляд на каждом из них 0,3-0,9 с. В настоящее время степень обобщённой информации в авиационных приборах колеблется в очень широких пределах. Сложность некоторых контролируемых экипажем самолёта процессов, а также желание увеличить наглядность и сократить время на переработку информации вызвали широкое применение в самолётных СОИ, так называемых обобщённых индикаторов. Несмотря на это, пилотировать ВС только по этим двум приборам на многих режимах нельзя, так как на них нет таких важных параметров как скорость, вертикальная скорость, высота и некоторых других. Лётчик вынужден получать эту информацию с соответствующих приборов. Кроме того, на ряде режимов полёта лётчик вынужден заниматься обзором внекабинного пространства, что также затрудняет использование приборной информации. Отсюда следует, что СОИ, в которых используются только механические и электромеханические приборы, не могут решать задачу обеспечения лётчика информацией, оптимальной по форме и удовлетворяющей его на всех режимах полёта современных ВС.

Решение этой задачи осуществляется с помощью принципиально новых систем индикации, использующих электронно-лучевые трубки (ЭЛТ) и

БЦВМ. Эти системы индикации стали появляться в начале 70-х годов и получают всё большее распространение и развитие. Индикаторы этого типа обладают следующими принципиально новыми свойствами:

- возможность представления только той информации, которая нужна на данном режиме полёта;
- высокая наглядность;
- возможность представления пилотажно-навигационной информации (ПНИ) на фоне визуальной картины внекабинного пространства – индикация на лобовом стекле (ИЛС);
- возможность совмещения информации с картой местности.

Перспективные системы могут использовать не только ЭЛТ, но и другие преобразователи электрической энергии в световую: люминесцентные, фотодиоды, жидкие кристаллы и т.д. Все эти элементы позволяют создать СОИ с теми же положительными свойствами, что и для индикации на ЭЛТ. Важной функцией ИЛС является отображение пилотажной информации. При наличии такой системы на борту, она, как правило, сертифицируется, а в качестве основного пилотажного индикатора. Пилотажная информация может индицироваться сама по себе, а может накладываться на растровое изображение от ИСПО или РДМ. На ИЛС индицируются основные пилотажные параметры (скорость, тангаж, крен, высота, вертикальная скорость), символ ВПП, директорный индекс, показывающий требуемую траекторию движения, указывается начало торможения, длина ВПП и другая необходимая информация. Часто на ИЛС дополнительно выводят сигнализацию – от системы предупреждения столкновений, о недостаточной скорости, о сдвиге ветра. На земле система может использоваться и для контроля руления по аэродрому. В этом случае ИЛС выполняет следующие функции:

- предотвращение попадания не на свою полосу;
- предупреждает о поворотах;
- управляет рулением;
- обеспечивает «Искусственным зрением» при плохой видимости;
- информирует о движении на аэродроме, о занятости полос;
- передаёт инструкции служб УВД.

На рис. 1 представлена структурная системы ИЛС для самолёта Ан-148. В её состав входят: 1 – комбайнер; 2 – проектор; 3 – генератор символов; 4 – блок связи с ПНК (БС ПНК); 5 – блок связи с бортовым оборудованием (БС БО); 6 – панель сигнализации (ПС); 7 – пульт управления (ПУ). БС ПНК и БС БО, находятся в техническом отсеке, принимают сигналы от информационных датчиков ПНК и бортового оборудования самолета, оценивают их достоверность, обрабатывают эту информацию, производят точный расчет параметров ВС и определяют соответствующее состояние и положение символов (элементов изображения) на экране.

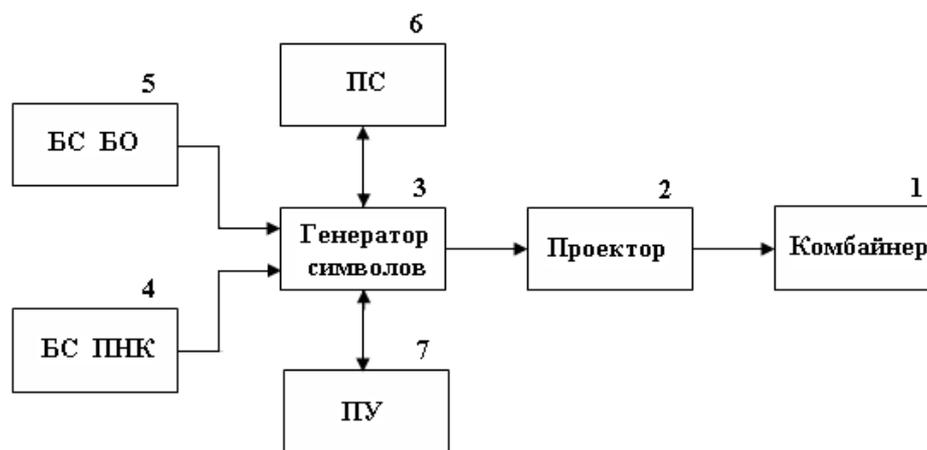


Рисунок 1. Структурная схема индикатора на лобовом стекле для самолёта Ан-148.

Эту результирующую информацию БС ПНК и БС БО передают в генератор символов. Проектор содержит ЭЛТ, на экране которой создается изображение, и электронику, которая формирует изображение, регулирует его яркость. Управляющие сигналы поступают в проектор из генератора символов, который рисует изображение на ЭЛТ в соответствии с информацией от БС БО и БС ПНК. Изображение с экрана ЭЛТ проецируется на комбайнер. Пульт управления позволяет пилоту вводить данные, необходимые для работы системы. Панель сигнализации располагается на приборной доске перед командиром корабля. Она индицирует состояние системы и выдает предупреждающую сигнализацию во время посадки по категории Ша и во время взлета. В пассажирских самолетах кабина лётчика имеет потолок, что позволяет расположить комбайнер и проектор ИЛС в удобном месте – над головой лётчика. Так как пилот пользуется ИЛС в основном только на взлете и посадке, комбайнер делают поворотным, чтобы пилот мог убрать его вверх или в сторону, когда он не нужен. Для пассажирских самолетов требуется высокая надежность системы индикации: для того, чтобы можно было использовать ИЛС в качестве главного средства пилотирования, вероятность индикации ошибочной информации за час полета должна быть не более  $10^{-9}$  (рис. 2) [1]. К сожалению, никаких реальных альтернатив проекционным ЭЛТ до сих пор нет. Использовать в качестве источника изображения плоские матричные индикационные панели пока не удается, так как они не обеспечивают необходимую яркость и разрешающую способность изображения. Но такие работы ведутся. Также проводятся работы по применению в ИЛС проекционных устройств, используемых в бытовых проекторах.

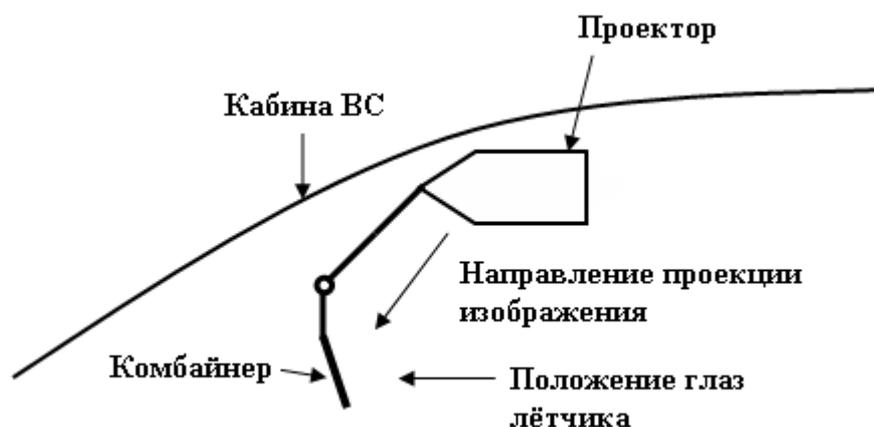


Рисунок 2. Расположение проектора и комбайнера в кабине.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ лётных происшествий и предпосылок к ним показывает, что более 50 % из них приходится на этапы взлёта и посадки. По статистическим данным ИКАО в настоящее время в гражданской авиации на 1 млн. посадок приходится до шести катастроф, причём, как правило, происходят они в сложных метеоусловиях. Ошибки техники пилотирования из-за плохой видимости приводят к трагическим событиям связанные с гибелью людей и ВС. Современные ПНК обеспечивают высокую точность в определении параметров движения ВС и остаётся задача в предоставлении этой информации экипажу в удобной форме, чтобы была исключена возможность потери ориентации экипажем относительно земной поверхности. Эффективным средством решения всех этих задач является представление синтезированной информации о динамике движения ВС с одновременной индикацией необходимых данных на данном этапе движения ВС. С этой задачей успешно справляются системы на базе индикации на лобовом стекле.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Кучерявый А.А. Бортовые информационные системы: Курс лекций / А.А. Кучерявый – Ульяновск: УлГТУ, 2003. – 510 с.
2. Абрамов В.М. Электронные элементы устройств автоматического управления. Схемы, расчёт, справочные данные / В.М. Абрамов – М.: ИКЦ «Академкнига», 2006. – 680 с.
3. Волович Г.И. Схемотехника аналоговых и аналого-цифровых электронных устройств / Г.И. Волович – М.: Издательский дом «Додека XXI», 2005.– 528 с.

# ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ЖГУТА ДЛЯ НАВИГАЦИОННОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО УСТРОЙСТВА НВУ-БЗ

Оленина В.Е.

Диль В.Ф.

(научный руководитель)

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

Электромонтажная практика является хорошим способом быстрого и качественного обучения студентов технологии пайки. Основной задачей практики является восстановление поврежденной авиационной техники и приведение её в готовое состояние за минимально возможные сроки. В данной статье вы ознакомитесь с этой технологией поподробнее.

## 1 ТЕХНИКА БЕЗОПАСНОСТИ

Все мероприятия по технике безопасности делятся на профилактические (предупреждающие несчастные случаи) и мероприятия по предотвращению тяжелых повреждений.

Во избежание отравления организма пайку необходимо производить под вытяжной местной вентиляцией.

Таким образом, при выполнении электромонтажных работ необходимо выполнять следующие основные правила техники безопасности:

- монтажник должен пользоваться только исправным инструментом. Каждый инструмент на рабочем месте должен иметь свое определённое место;
- паяльник необходимо класть на подставку, расположенную в определенном месте на столе;
- степень нагрева паяльника проверять на припое или прибором, а не на ощупь;
- при пайке навесных деталей следует придерживать их пинцетом или плоскогубцами, а не пальцами;
- пайку производить только под вытяжной вентиляцией;
- очищать паяльник от излишнего припоя следует путем прикосновения его рабочей поверхности к припою или хлопчатобумажной тканью, а не встряхиванием;
- защищать жало паяльника следует тогда, когда он не нагрет;
- не выполнять монтажные работы, когда блок находится под напряжением;
- на рабочем месте не должно быть ничего лишнего;
- по окончании работы необходимо выключить паяльник и обесточить сеть;

– руки должны быть сухими и чистыми, без открытых порезов, так как нарушение целостности кожного покрова уменьшает сопротивление человеческого тела электрического тока;

– - применяемый электрический инструмент (паяльник, электронож и др.) должен работать от низкого напряжения 27-36 В;

– не следует без необходимости работать с аппаратурой при снятых кожухах. При работе с электрическими приборами, имеющими опасное для жизни напряжение, необходимо работать вдвоем (в случае поражения электрическим током другой должен оказать помощь). Не прикасаться руками и неизолированным токоведущим частям электрической цепи, если они находятся под напряжением. При уходе с рабочего места даже на короткое время вся аппаратура и электрический инструмент должны выключаться;

– включать контрольно-измерительную аппаратуру и другие электрические устройства под напряжение только с разрешения руководителя занятия.

При нарушении монтажником перечисленных выше правил техники безопасности может произойти его отравление или поражение электрическим током. С целью оказания своевременной и эффективной помощи пострадавшему каждый монтажник должен знать:

- как обесточить рабочее место;
- где находится аптечка;
- как проводится искусственное дыхание;
- порядок вызова медицинской помощи.

Первую помощь пострадавшему необходимо оказать без промедления и без проявления растерянности.

## **2 ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ РАБОЧЕГО МЕСТА**

Для выполнения электромонтажной пайки рекомендуется иметь следующие инструменты, приспособления и оборудование:

- электрические паяльники соответствующей мощности;
- подставку для паяльника;
- электронож;
- прибор для измерения температуры стержня паяльника;
- тару для хранения флюса и припоя; отвертки;
- плоскогубцы; круглогубцы;
- кусачки боковые и торцевые; паяльник;
- пинцет; ключи гаечные;
- линейку; ножницы;
- кисточки мягкие и жесткие;
- лупу 4-, 10-кратного увеличения;

– поверхность рабочего стола должна быть покрыта электроизоляционным материалом, обеспечивающим ровную и гладкую износостойчивую поверхность.

Рабочее место должно быть оборудовано хорошим освещением и вентиляцией, переговорно-трансляционной системой, инструментом электромонтажника, а также, общий пульт управления преподавателя, настенная информация, средства технического обучения, макеты учебной техники авиационного оборудования и источники тока разного напряжения.

### 3 КЛАССИФИКАЦИЯ ШТЕПСЕЛЬНЫХ РАЗЪЕМОВ

В бортовой электрической сети современных летательных аппаратов используются штепсельные разъемы серий ШР, СШР, 2РТ и Р, которые классифицируются по посадочному диаметру корпуса, типу корпуса, общему числу контактных пар, виду соединяемого кабеля, контактного устройства, расположенного во фланце разъема (вилки или розетки), типу герметизации и т.д.

### 4 ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СХЕМА ДЛЯ ЖГУТА

На электромонтажной практике изготавливался жгут, схема которого представлена ниже.

При пайке схемы необходимо строго соблюдать номера гнезд, к которым припаиваются провода.

Внимание: провода не должны перекрещиваться!

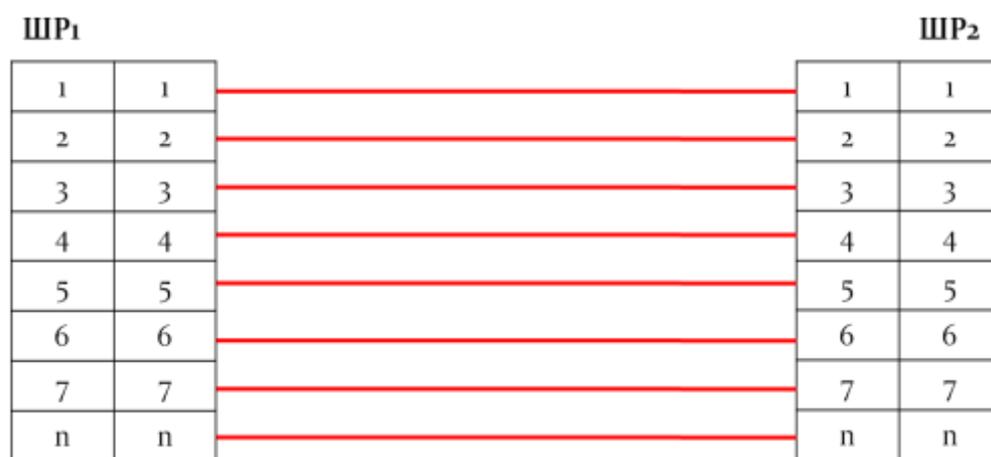


Рисунок 1. Схема электромонтажного жгута для БВУ-БЗ (n – последовательный номер провода).

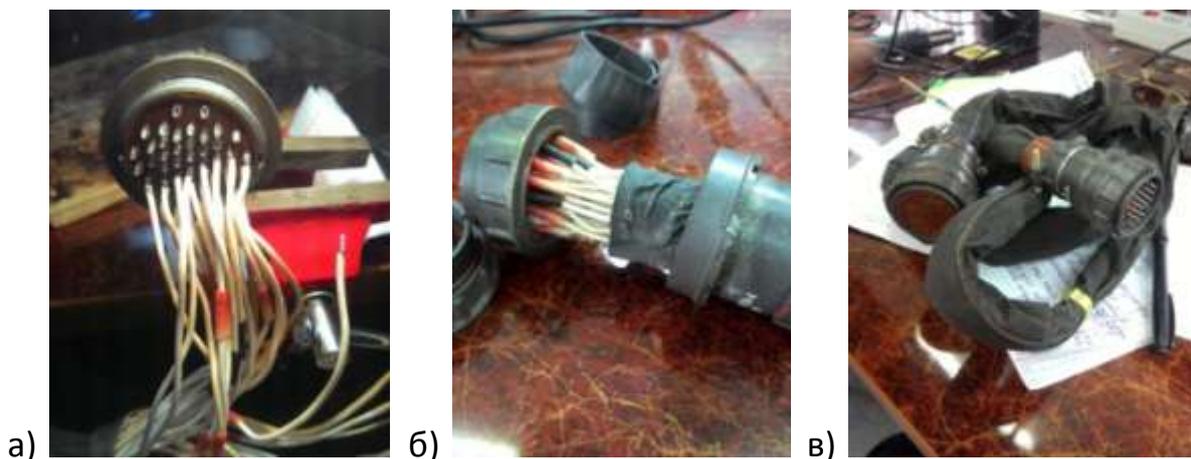


Рисунок 2. Порядок изготовления жгута: а – закрепление ШР в тиски для пайки, б – установка изоляционной трубки, в – готовое изделие жгута для НВУ-БЗ.

## 5 ТЕХНОЛОГИЯ ПАЙКИ ПРОВОДА К КОНТАКТУ ШР

Технология пайки включает в себя:

- все провода необходимо зачистить от изоляции;
- на конец провода надевается изоляционная трубка и продвигается по проводу;
- жила провода скручивается и облуживается;
- хвостовик контакта ШР облуживается и заполняется припоем;
- контакт прогревается паяльником до полного расплавления припоя;
- конец провода постепенно вводится в хвостовик контакта ШР до упора;
- место соединения прогревается паяльником до полного растекания припоя по поверхности спая:

1) при застывании припоя необходима неподвижность соединяемых частей;

2) после остывания место спая покрывается лаком и защищается изоляционной трубкой или кембриками (трубка продвигается по проводу на место спая до упора в изолятор разъема) (рис. 2.а, б, в).

Внимание: перед началом пайки штепсельный разъем должен быть надежно закреплён в тиски!

## 6 КОНТРОВКА ШТЕПСЕЛЬНЫХ РАЗЪЕМОВ

Контровка штепсельных разъемов предназначена для предотвращения самопроизвольного рассоединения их в процессе эксплуатации. Контровке подлежат хвостовики разъемов с хомутами и гайками, как правило, на концах контровки ставят пломбы.

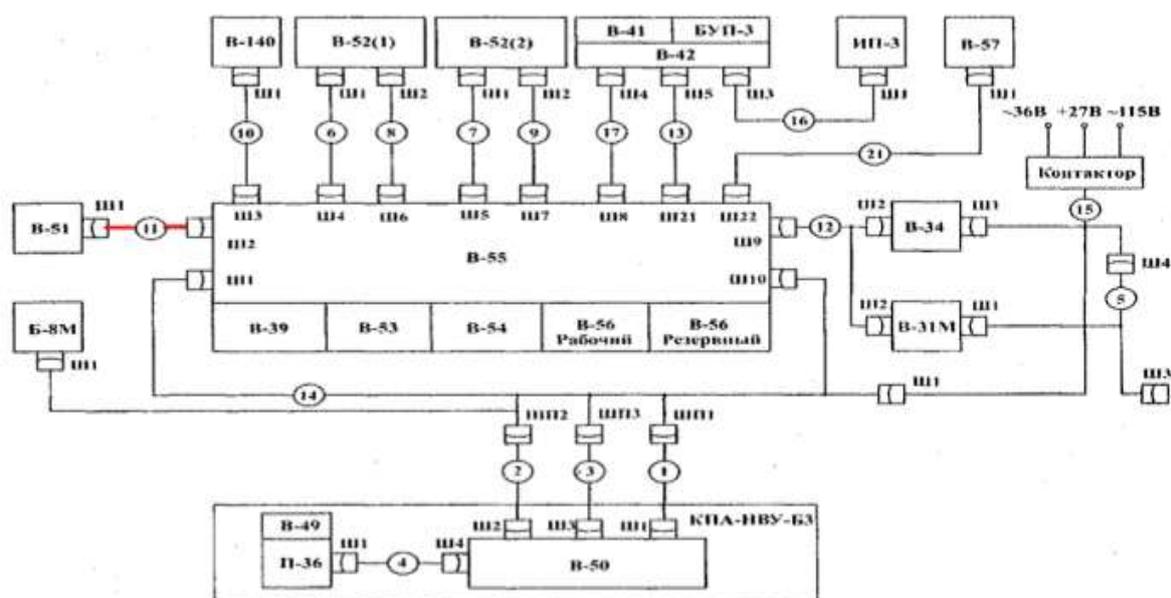


Рисунок 3. Установка жгута в составе системы.

## 7 ПРОВЕРКА ГОТОВОГО ИЗДЕЛИЯ

Для контроля готового изделия используется мультиметр, который подсоединяется к ШР с двух сторон по схеме 1:1 щупами. Если пайка выполнена правильно, то по жгуту протекает электрический ток и мультиметр издает звуковой сигнал, т.е. жгут прозванивается - пайка выполнена правильно, а если ток не протекает, то пайку выполнили неправильно и необходимо еще раз проверить схему и исправить ошибку.

Подсоединение жгута к изделию осуществляется согласно фидерной схеме, представленной на рис. 3.

Красным цветом показано расположение жгута в составе системы.

Далее жгутом соединяют блок вычислителя В-55 с пультом В-51 (на стенде) (рис. 4. а, б, в).

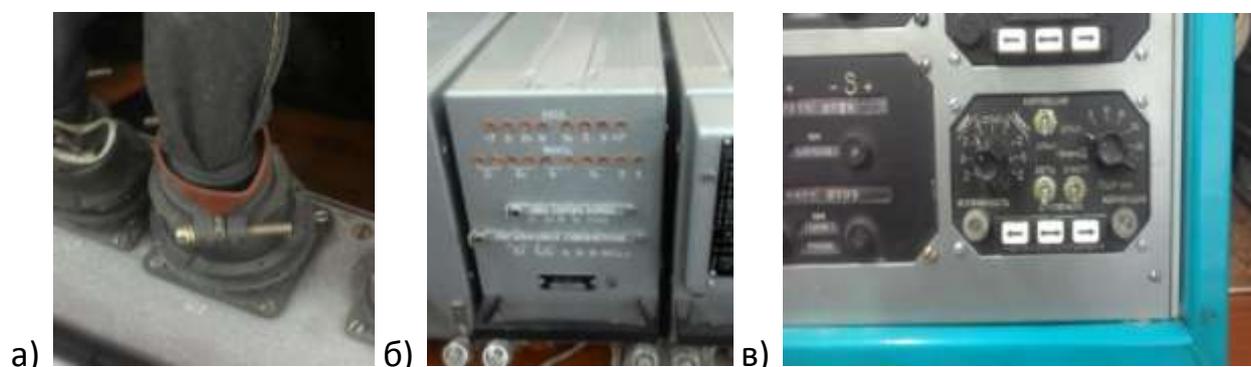


Рисунок 4. а – установка ШР, б – блок вычислителя В-55, в – пульт В-51.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Диль В.Ф. Электромонтажная подготовка. Учебное пособие / В.Ф. Диль, М.И. Лайков – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА. 2012. – 158 с.

### РЕМОНТ ЭЛЕКТРОДВИГАТЕЛЯ МВ280-Б

Логунова М.С.

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

Соколов О.А.

*(научный руководитель)*

*sokolov\_o\_a@mail.ru*

Кафедра систем автоматизированного управления  
Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации  
(г. Санкт-Петербург)

В работе изложен ремонт электродвигателя МВ-280Б в виде основных технологических операций выполненных на производстве согласно технологии ремонта.

Электродвигатель МВ-280Б является машиной постоянного тока компаундного возбуждения, четырехполюсный, трехскоростной (рис.1). Служит МВ-280Б приводом для изделия 463Б. На самолете Ан-24, -26, -30 изделия 463Б стоят в центроплане самолета [1].



Рисунок 1. Электродвигатель МВ280-Б.



Рисунок 2. Детали и узлы электродвигателя МВ280-Б в сортовике.

Разборка электродвигателя МВ 280-Б согласно пооперационной карте:

- установить электродвигатель на подставку и разобрать со стороны вентилятора;
- установить электродвигатель на подставку и разобрать со стороны переднего щита;
- детали и узлы сложить в сортовик и передать на промывку (рис. 2).

Очистка и промывка электродвигателя МВ 280-Б производится согласно пооперационной технологической карте:

- при помощи кисти очистить и промыть бензином детали электродвигателя;
- после промывки детали просушить сухим сжатым воздухом;
- уложить все детали в сортовик (рис. 3) и передать на дефектацию.

Дефектация МВ-280Б производится согласно пооперационной технологической карте:

1) продефектировать якорь. Осмотреть и убедиться:

- в целостности изоляций обмотки якоря, в отсутствие механических повреждений и выработки коллектора (при наличии выработки назначается проточка коллектора);
- в отсутствие повреждений пакета железа якоря, целостности бандажей обмотки и отсутствии коррозии (при наличии коррозии назначается зачистка и покрытие эмалью);
- в исправности резьбы под гайку, крепление шарикоподшипника, вентилятора со стороны коллекторного щита (при срыве резьбы больше одной нитки под гайку крепления переднего шарикоподшипника – якорь бракуется);
- в отсутствии выработки забоин, царапин на посадочных шейках вала якоря под шарикоподшипники.

Проверить биение вала якоря в подшипниках. Измерить сопротивление изоляции обмотки якоря относительно корпуса (должно быть не менее 1 МОм);

Продефектировать корпус и коллекторный щит электродвигателя.



Рисунок 3. Промытые и просушенные детали и узлы электродвигателя МВ280-Б в сортовике.

Внешним осмотром убедиться:

- в отсутствие трещин, сколов, коррозии и коллекторном щите;
- в целостности резьбы в отверстиях корпуса под вентиляционные пробки и винты крепления крышки блока сопротивлений;
- в отсутствии повреждений изоляционного покрытия обмотки и их соединительных проводников;
- в надежности крепления регулировочных сопротивлений к кронштейнам корпуса и качество пайки к ним монтажных проводов;
- в исправности резьбы на посадочных шпильках и целости хлорвиниловых трубок на них;
- в отсутствии заусенцев, царапин в гнезде коллекторного щита под шарикоподшипник;
- в отсутствие повреждений междущеточных соединений и надежности их пайки к наконечникам;
- в отсутствии механических повреждений и трещин в обоймах и стойках щеткодержателей;
- в исправности резьбы в отверстиях щеткодержателей под винты крепления кабельных наконечников, щеточных канатиков выводных проводников обмоток возбуждения и выводов конденсаторов;
- в исправности щеточных пружин с осями и втулками. В отсутствие на них трещин и коррозии;
- в надежности контровки узла регулировки нажатия пружин на стойках щеткодержателей;

– в целостности резьбы на корпусе штепсельного разъема под накидную гайку;

– в отсутствии повреждения резьбы в отверстиях коллекторного щита.

Измерить сопротивление изоляции обмоток и междущечочных соединений коллекторного щита относительно корпуса.

Коллекторный щит с трещинами и сколами, с повреждениями отъемами и стойками щеткодержателей, с сорванной резьбой в смотровых отверстиях необходимо отбраковать. Регулировочные сопротивления с оборванными сгоревшими спиральями необходимо отбраковать;

3) продефектировать передний щит. Внешним осмотром убедиться:

– в отсутствии трещин, сколов и забоин на фланце электродвигателя;

– в отсутствии заусенцев, царапин в гнезде переднего щита;

– в отсутствии выработки посадочного гнезда под шарикоподшипник,

– в отсутствии повреждения резьбы под болты.

При повреждении резьбы назначается ее прокалибровка.

4) продефектировать вентилятор и колпак вентилятора. Внешним осмотром убедиться:

– в отсутствии вмятин, трещин, сколов. Вмятина выпрямляется, а при наличии трещин и сколов крыльчатка бракуется;

– в целости лакокрасочного покрытия крыльчатки. При нарушении лакокрасочного покрытия назначается его восстановление;

5) пробки с сорванной резьбой или поврежденной сеткой бракуются;

6) осмотреть крепеж и убедиться в целости резьбы. Шлицов и целости антикоррозийного покрытия, в целости граней на гайках. Крепеж с сорванными шлицами, с сорванной резьбой, завальцованными гранями – бракуются;

7) оформить карту дефектации [2].

## ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьева В.Г. Техническая эксплуатация авиационного оборудования: Учебник / В.Г. Воробьева. – М.: Трансп., 1990. – 296 с.
2. Технологическая карта ремонта электродвигателя МВ280-Б.

# ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Хлыстова А.С.

Кивокурцев А.Л.  
(научный руководитель)  
kivokurtsev\_al@mail.ru

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

Представлен краткий обзор современного состояния и перспектив развития инерциальных навигационных систем (ИНС). Особое внимание уделяется ИНС в бесплатформенном исполнении (БИНС), приведены существующие и перспективные датчики первичной информации, рассматриваются общие сведения об алгоритмах, погрешностях и конструкции БИНС. В статье представлены краткие сведения по точности лазерных, волоконно-оптических, твердотельных волновых и прогноз по атомным гироскопам, а также сведения по перспективным микромеханическим акселерометрам.

## ВВЕДЕНИЕ

Универсальность ИНС (возможность определения практически всех навигационных параметров, необходимых для обеспечения любых движущихся объектов) обусловила их широкое развитие со второй половины XX столетия. На разработку ИНС в США последние 20 лет расходовалось до 150 млн.\$ в год. На долю авиационных ИНС ориентировочно приходится 46% этой стоимости, 33% – для надводных морских объектов и 21% – для подводных лодок (рис.1) [1].

Совершенствование навигационных систем во всем мире идет по пути развития спутниковых радионавигационных систем (СРНС) и интеграции их с автономными средствами навигации, т.е. с ИНС.

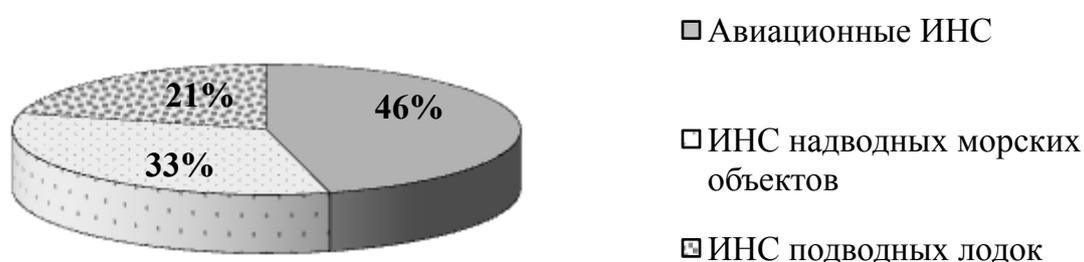


Рисунок 1. Соотношение расходов на разработку ИНС подвижных объектов.

В области инерциальной навигации важным достижением можно считать появление бесплатформенных ИНС (БИНС). За последнее десятилетие в авиационном приборостроении БИНС значительно потеснили ИНС в традиционном платформенном исполнении [1, 2, 9].

К преимуществам БИНС следует отнести, в первую очередь, более высокую надежность. Например, наработка на отказ платформенных ИНС составляет порядка 1500 ч, а для БИНС – до 10000 ч. При серийном производстве стоимость БИНС ниже, чем у аналогичных по точности платформенных систем. Кроме того БИНС более устойчивы к вибрационным и ударным воздействиям в связи с отсутствием в конструкции системы такого чувствительного к механическим воздействиям узла, как гиросtabilизированная платформа. Наконец, для БИНС значительно проще и дешевле организовать резервирование и встроенный контроль.

Развитие БИНС идет по двум основным направлениям: совершенствование датчиков и поиск новых конструктивных и алгоритмических решений при построении БИНС [1, 2, 9, 14].

## 1 ДАТЧИКИ ИНС

В настоящее время в составе БИНС появились прецизионные маятниковые микромеханические акселерометры, выполненные по технологии МЭМС (технология микроэлектроники, микромеханики, планарная, кремниевая, в том числе сервисная электроника на одном чипе по гибридно-пленочной или тонкопленочной технологии в виде отдельных конструктивных узлов) с чувствительным элементом из монокристаллического кремния или кварца (например, микромеханический акселерометр А-15). Необычная конструкция и нетрадиционная технология изготовления этих приборов, интегральный характер выходной информации обусловили их высокие точностные характеристики. Так погрешности датчиков составляют порядка  $10^{-5}g \dots 10^{-6}g$  (для сравнения: погрешности акселерометров предыдущего поколения – порядка  $10^{-3}g$ ) [2, 3, 13]. Для космических летательных аппаратов прогнозируется применение атомных акселерометров (с погрешностью  $10^{-9}g$ ) [2, 4, 13, 14].

Необычайно бурными темпами стали разрабатываться и внедряться гироскопические приборы нового поколения (раньше их называли гироскопами на новых физических принципах). Среди них в авиационном приборостроении используются лазерные гироскопы (случайный дрейф порядка  $10^{-2}$  град/ч), волоконно-оптические гироскопы ( $10^{-2} \dots 10^{-3}$  град/ч), твердотельные волновые гироскопы (в перспективе ожидается  $10^{-2} \dots 10^{-3}$  град/ч), а также для космических применений прогнозируется применение атомных гироскопов (случайный дрейф порядка  $10^{-6}$  град/ч) [2, 4].

Лазерные и волоконно-оптические гироскопы являются кольцевыми оптическими интерферометрами, чувствительными к абсолютному вращению.

Экспериментально этот эффект подтвержден Саньяком в начале XX века. Эффект Саньяка использовался для измерения вращения Земли, но до создания гироскопов на эффекте Саньяка (ГЭС) для широких практических применений прошли десятилетия (ГЭС применяются с 1960-х годов после создания лазера). В XXI веке ГЭС используются на двух этапах развития оптической гироскопии – лазерной и волоконно-оптической [4].

Наиболее широкое применение в настоящее время нашли лазерные гироскопы (ЛГ) в качестве датчиков БИНС. ЛГ относится к первому поколению ГЭС и представляет собой кварцевый оптический интерферометр (резонатор), в котором возбуждается стоячая волна лазерного излучения, обладающая свойством неподвижности в инерциальном пространстве. По смещению волны относительно корпуса прибора можно судить об угле поворота и угловой скорости вращения прибора. Отсутствие традиционного для механических гироскопов вращающегося ротора обуславливает более высокие показатели надежности прибора. Однако существенно нелинейная выходная характеристика вызывает необходимость принятия специальных мер по снижению погрешностей ЛГ и ограничивает показатели точности [5, 10].

Волоконно-оптический гироскоп (ВОГ) относится ко второму поколению ГЭС и является, по сути, лазерным гироскопом в миниатюре, имея оптический резонатор в виде катушки из оптоволокна. Чувствительность прибора зависит от числа витков такой катушки. На сегодняшний день существуют технологические проблемы в изготовлении сверхдлинного (длиной в несколько километров) однородного оптического волокна. Это ограничивает показатели точности ВОГ. Технология изготовления ВОГ значительно проще технологии ЛГ. Волоконно-оптическая гироскопия в значительной степени обязана развитию элементной базы волоконно-оптических линий связи. Со временем ВОГ должны прийти на смену ЛГ [5, 10].

Твердотельный волновой гироскоп (ТВГ) представляет собой тонкостенную полусферическую конструкцию из монокристаллического кварца, на кромке которой возбуждаются механические колебания. Измеряя их параметры, можно определить абсолютную угловую скорость датчика. В США этот гироскоп называют полусферическим, в России иногда – волновым твердотельным. С развитием технологии изготовления подобных изделий прогнозируется значительное улучшение точности и снижение массогабаритных характеристик ТВГ, что делает их чрезвычайно перспективными. Однако, судя по материалам печати, появление на рынке этих приборов в настоящее время ограничено [2,5]. Создается впечатление, что делается это преднамеренно, и в начале XXI века, после того, как окупятся средства, затраченные на разработку ЛГ, начнется бурное развитие ТВГ. Это приведет к интенсивному вытеснению лазерных гироскопов твердотельными волновыми практически во всем авиационном приборостроении [5,10].

В настоящее время в лабораториях ведущих мировых исследовательских центров (например, Стэнфордский университет, группа Марка Касевича)

отрабатывается третье поколение ГЭС – гироскопы на волнах материи (волнах де Бройля) частиц, атомов и конденсатах Бозе-Эйнштейна, а также на квантовых свойствах сверхтекучих жидкостей, в которых лазерная и микромеханическая техника используется как вспомогательная составляющая. Чувствительность ГЭС на медленных (по сравнению со скоростью света) волнах де Бройля превосходит чувствительность лазерных гироскопов (ЛГ) и волоконно-оптических гироскопов (ВОГ) на световых волнах на 9-11 порядков ( $10^9 \dots 10^{11}$ ) – отношение энергии атома (с различными атомными весами) к энергии фотона (с различными частотами), что позволяет существенно превзойти уровень точности, доступный для ЛГ, ВОГ (примерно на 4 порядка ( $10^4$ ) с учетом шумов). Все эти гироскопы являются атомными интерферометрами [4].

Разработки атомных интерферометров послужили толчком к разработке БИНС для космических летательных аппаратов нового поколения, способных обеспечить точность автономной инерциальной навигации спутников на уровне единиц метров, так оценка горизонтальной составляющей ошибки определения местоположения спутника составляет 5 м/ч (СКО). Атомные гироскопы открывают необозримые возможности и для авиационных БИНС в плане повышения точностных характеристик. По прогнозу некоторых ученых точность автономной БИНС на ядерных гироскопах может стать соизмеримой с точностью СРНС гражданского назначения с открытым кодом доступа [4].

## **2 АЛГОРИТМЫ, ПОГРЕШНОСТИ И КОНСТРУКЦИЯ БИНС**

### **2.1 Алгоритмы БИНС**

БИНС представляют собой ИНС без гиросtabilизированной платформы. Датчики БИНС жестко связаны с корпусом самолета. В вычислителе БИНС решаются задачи ориентации (определение углового положения ЛА) и навигации (определение местоположения и скорости ЛА). На рис. 2 представлена структура БИНС, поясняющая принцип её функционирования.

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, как и в платформенных ИНС, интегрируются дифференциальные уравнения для акселерометров (точнее для соответствующих проекций их выходных сигналов на горизонтальные оси). Далее определяются горизонтальные составляющие вектора скорости.

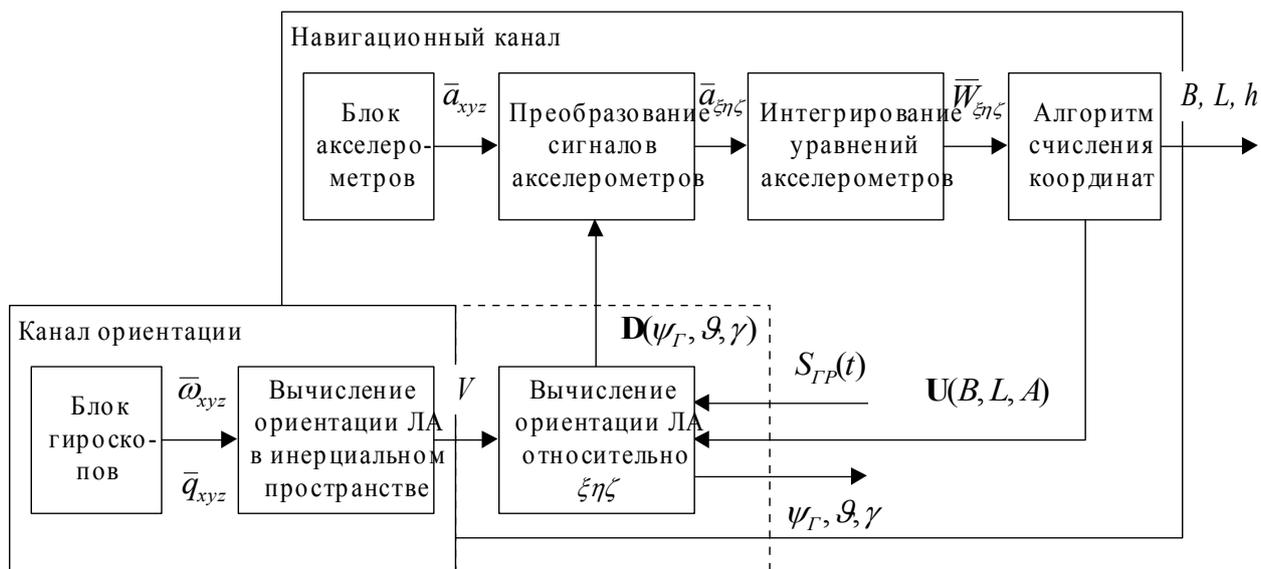


Рисунок 2. Схема обработки информации в БИНС.

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.

На этой схеме нетрудно выделить канал ориентации, где вычисляется угловое положение самолета, и канал навигационных определений, где производится счисление координат. Оба этих канала во многом независимы, что позволяет в дальнейшем рассматривать их алгоритмы отдельно друг от друга. Положение трехгранника  $\xi\eta\zeta$  относительно ЛА определяется в вычислителе. Поэтому иногда говорят о так называемой «аналитической платформе», оси которой отождествляют с осями этого трехгранника.

В БИНС используются современные высокоточные акселерометры и гироскопы нового поколения. Главной особенностью современных гироскопов (ЛГ, ВОГ, ВТГ) является то, что при формировании выходных сигналов происходит интегрирование измеряемых величин. Поэтому традиционные алгоритмы БИНС, рассчитанные на обработку сигналов в виде угловой скорости, дают сравнительно большие погрешности при обработке реальных сигналов в виде угловых перемещений. Из-за возрастающих требований к точности современных автономных навигационных систем эти алгоритмы стали неприемлемыми.

В России разрабатываются, а за рубежом (США, Германия) уже используются новые алгоритмы ориентации и навигационных вычислений, основанные на обработке выходных сигналов датчиков интегрирующего типа [6, 7].

При синтезе алгоритмического обеспечения используют различные кинематические параметры: матрицы направляющих косинусов (матрицы поворота находят из уравнения Пуассона в результате решения

9 кинематических дифференциальных уравнений (КДУ) или 6 КДУ и 3 уравнения связи); параметры Родрига-Гамильтона – кватернионы (матрицу поворота находят при решении 4 КДУ); вектор Эйлера (матрицу поворота находят при решении 3 КДУ, возможно аналитическое решение). Выбор тех или иных параметров определяется типом датчиков первичной информации, организацией вычислительного процесса (разбиение на циклы вычислений), конкретными техническими решениями конструкции БИНС, а также выбором класса точности ИНС в составе интегрированного комплекса бортового оборудования (ИКБО) [8,12,14].

## 2.2 Погрешности БИНС

Исследования, проводимые отечественными и зарубежными специалистами показали тот факт, что 80% погрешностей БИНС обусловлены погрешностью аналитического построения расчетной СК, т.е. системы ориентации [6, 7, 12].

Погрешности системы ориентации разделяются на три типа (табл. 1):

- инструментальные погрешности (погрешности гироскопов);
- погрешности начальной выставки;
- вычислительные погрешности, обусловленные методическими погрешностями алгоритмов, погрешностями округления чисел в БЦВМ, погрешностями квантования сигналов датчиков первичной информации (ДПИ) в БЦВМ.

Таблица 1. Погрешности БИНС.

Типы погрешностей	Диапазон ошибок (СКО, град/ч)
1. Погрешности начальной выставки	$10^{-1} \dots 10^{-2}$
2. Инструментальные погрешности ДПИ	$10^{-2} \dots 10^{-3}$ в перспективе до $10^{-6}$
3. Вычислительные погрешности:	
– методические алгоритмов	$10^{-3} \dots 10^{-4}$
– квантования сигналов ДПИ в БЦВМ	$10^{-4} \dots 10^{-5}$
– округления чисел в БЦВМ (формат ПЗ 32p)	$10^{-4} \dots 10^{-6}$

Первые два типа погрешностей можно считать неустранимыми, так как они определяются уровнем развития производства гироскопов и БИНС в целом. Вычислительные погрешности могут быть снижены до любого требуемого на практике уровня за счет применения высокоточных алгоритмов системы ориентации и выбора ЦВМ с требуемым быстродействием и разрядностью чисел. Поэтому для получения заданных характеристик БИНС, отвечающих современным требованиям, необходимы не только прецизионные датчики (например, гироскопы:  $\sigma_{\omega \phi n} = 0.001 \text{ град/ч}$ ; акселерометры:  $\sigma_a \leq 1 \cdot 10^{-5} g$ ;) и

требуемая точность выставки (например,  $\Delta\psi, \Delta\upsilon, \Delta\gamma \leq 30$  угл.сек), но и соответствующее программно-математическое обеспечение алгоритмов ориентации.

Так как именно алгоритмы вычисления параметров ориентации предъявляют наиболее «жёсткие» требования к характеристикам БЦВМ, то здесь особую важность и актуальность приобретает проблема разработки и выбора экономичных алгоритмов ориентации БИНС [12].

### 2.3 Конструкция БИНС

С установкой БИНС на маневренные самолеты стала актуальной проблема снижения специфических погрешностей в определении ускорения ЛА, возникающих при интенсивном маневрировании самолета. Она может быть решена путем специального взаимного расположения датчиков [8].

Разрабатываются также новые способы резервирования и идентификации отказов БИНС. Крайне перспективным представляется способ резервирования на уровне датчиков, при котором увеличение в два раза числа акселерометров и гироскопов приводит к такому же эффекту с точки зрения надежности, как использование четырех отдельных БИНС [8].

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Приведённые в статье данные определяют следующие тенденции развития инерциальных навигационных систем:

– по элементной базе:

а) переход от поплавковых и динамически настраиваемых гироскопов к лазерным и другим, использующим новые физические принципы (например: твёрдотельные волновые гироскопы и в обозримом будущем к атомным гироскопам);

б) переход от традиционной технологии изготовления акселерометров (например, маятниковый компенсационный акселерометр типа ДА-11) к интегральной микромеханической технологии МЭМС и в обозримом будущем к атомным акселерометрам;

– по структуре построения:

а) полный переход от платформенных к бесплатформенным ИНС;

б) широкое использование резервирования БИНС на уровне датчиков первичной информации и алгоритмов.

К отличительным эксплуатационным особенностям инерциальных навигационных систем следует отнести:

– выделение определённых групп систем по основным их характеристикам: точности, надёжности, массогабаритным данным, электропитанию;

– применение одних и тех же систем в военной и гражданской области;

- унификацию инерциального измерительного блока в системах для различных типов подвижных объектов (самолёты, корабли и т.д.);
- возможность интеграции с другими системами самолёта, такими как спутниковая радионавигационная система (СРНС), астрономическая система, система аэровоздушных данных и другими системами.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Александров А.С. Современное состояние и тенденции развития зарубежных средств и систем навигации подвижных объектов военного и гражданского назначения/ А.С. Александров, Г.Р. Арно и другие. – СПб.: ГУНиО МО РФ, 1994. – 119 с.
2. N. Barbour, J. Konelly. Micro-electromechanical Instrument and System Development at Draper Laboratory. The 3<sup>rd</sup> Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation System, 1996.
3. Richard E. Phillips, George T.Schmidt. Relative and Differential GPS. AGARD Lecture Series 207. System Implication and Innovative Applications of Satellite Navigation, 1996.
4. Коробка. Н.И. Квантовая микромеханика: гироскопы на волнах де Бройля и квантовых свойствах сверхтекучести жидкостей [Текст] / Н.И. Коробка // Тенденции развития и состояние разработок. Гироскопия и навигация. – 2009. – № 3. – С.36-49.
5. Распопов. В.Я. Инерциальные чувствительные элементы [Текст] / В.Я. Распопов // Гироскопы (аналитический обзор). Мир авионики. – 2008. – №1,2. – С. 52-59, 42-48.
6. Savage, P.G., Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 1: Attitude Algorithms, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, VO1.21, No.1, 1998.
7. Savage, P.G., Strapdown Inertial Navigation Integration Algorithm Design Part 2: Velocity and Position Algorithms, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, VO1.21, No.2, 1998
8. Vodicheva L.V. Fault-tolerant Strapdown Inertial Measurement Unit: Failure Detection and Isolation Technique. The 6<sup>th</sup> Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation System, 1999.
9. Кивокурцев А.Л. Состояние и перспективы развития инерциальных навигационных систем [Текст] / А.Л. Кивокурцев // Сборник научных трудов адъюнктов и соискателей – Иркутск: ИВАИИ. – 2000. – Выпуск 6. – С.57-64.
10. Кивокурцев А.Л. Гироскопические датчики БИНС [Текст] / А.Л. Кивокурцев // Сборник научных трудов адъюнктов и соискателей.– Иркутск: ИВАИИ. – 2002. – Выпуск 7. – С.39-47.
11. Кивокурцев А.Л. Экономичные алгоритмы ориентации бесплатформенной инерциальной навигационной системы [Текст] / А.Л. Кивокурцев //

- Информационные системы контроля и управления на транспорте. Автоматизация технологических процессов в промышленности и на транспорте – Иркутск: ИрГУПС. – 2004. – Выпуск 11. – С.24-28.
12. Панов А.П. Математические основы теории инерциальной ориентации / А.П. Панов – Киев: Наукова думка, 1995. – 280 с.
  13. Распопов. В.Я. Инерциальные чувствительные элементы. [Текст] / В.Я. Распопов. Акселерометры (аналитический обзор). Мир авионики. – 2008. – №3.– С.32-45.
  14. Кивокурцев А.Л. Актуальные проблемы и перспективы развития инерциальных навигационных систем. / А.Л. Кивокурцев, С.В. Мишин // III научно-технической конференции студентов и аспирантов «Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов её эксплуатации – 2010». 7 мая 2010г. – Иркутск: ИФ МГТУГА. – 2010.– С.6-13.

## **ОБРАБОТКА ЦИКЛОГРАММ КОНТРОЛЬНЫХ И СДАТОЧНЫХ ИСПЫТАНИЙ СТЕНДОВОГО ВЕРТОЛЕТА МИ-8МТ МЕТОДАМИ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ**

Белявский Е.В.  
*EvgenBeliy@mail.ru*  
Иркутский государственный университет  
(г. Иркутск)

Попов В.М.  
(научный руководитель)  
*povlami@mail.ru*

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

Приводится пример обработки циклограмм контрольных и сдаточных испытаний на базе программного обеспечения LabVIEW с целью проверки работы редуктора вертолета Ми-8МТ.

### **ВВЕДЕНИЕ**

Для автоматизации обработки измерений параметров редуктора и двигателей вертолета Ми-8МТ после капитального ремонта и формирования листа контрольных испытаний был использован метод, основанный на техническом зрении обработки изображений приборов.

С этой целью было необходимо обработать циклограммы контрольных и сдаточных испытаний на базе оцифрованных трех цифровых и 11 стрелочных приборов.

## 1 ФОРМИРОВАНИЕ КОНТРОЛЬНОГО ЛИСТА ИСПЫТАНИЙ

Обработка циклограмм контрольных и сдаточных испытаний заключается в формировании контрольного листа испытаний редуктора. Контрольный лист должен включать в себя результаты параметров левого и правого двигателя, редуктора и время каждого режима.

Создания аналога контрольного листа испытаний в разработанной программе осуществляется посредством построения таблицы HTML, в которой построчно заполняются (формируются) данные, получаемые во время работы программы [1].

На основе исходной таблицы листа контрольных испытаний (рис. 1) с помощью программных средств была разработана электронная таблица контрольного листа испытаний (рис. 2).

Форма ПКД № 122		Контрольный лист												Лист №												
Редуктор ВР-14 7870.0100. 7870.0200		Предъявительского (сдаточного) испытания главного редуктора.												Код карты ВР14-10-147												
Заводской № 1040143203258														Всего стр. 1												
		ПАРАМЕТРЫ																								
t воз.	В бар.	Двигатель №109152351148 левый				Двигатель №72541321586 правый				Главный редуктор № 1040143203258				Насосы НШ-39		АК-50		Генераторы								
		Время	п тк	т.г.	Рм тм	Время	п тк	т.г.	Рм тм	Шаг винта	п нв	Рм нагн	тм Выход	тм. Выход	Р осн.	Р дубл.	Р	U	U	Р	U	U	Р	U	U	
°С	мм рт ст	час мин.	%	°С	Кгс см <sup>2</sup>	°С	час. мин.	%	°С	Кгс см <sup>2</sup>	°С	р	%	Кгс см <sup>2</sup>	°С	тм.1	тм.2	Кгс см <sup>2</sup>								
-5	685		1	2	3	4		1(2)	2(2)	3(2)	4(2)	5	6	7	8	9	10									
			1к	1к	2к	2к		1к	1к	2к	2к	1к	1к	4к	3к	3к	3к									
		Малый газ	2																							
		Правая кор	13				13																			
		I крейс	5				5																			
		II крейс	5				5																			
		Номин	15				15																			
		Огран. взлет	6				6																			
		Малый газ	2				2																			
		Малый газ	2				2																			
		Правая кор	3				3																			
		I крейс	5				5																			
		II крейс	5				5																			
		Номин 1	5				5																			
		Номин 2	5				5																			
		Номин 3	5				5																			
		Огран. взлет	6				6																			
		Малый газ	2				2																			

Наработка редуктора за испытание: Режимная работа 1,02 час. Не режимная наработка 0,26 час. Ресурсная наработка 1,28 час

ИСПЫТАТЕЛЬ \_\_\_\_\_ « » 20 г. МАСТЕР \_\_\_\_\_ « » 20 г.  
 Подпись, фамилия

ЛЕГЧНИК \_\_\_\_\_ « » 20 г. БОРТ. ИНЖЕНЕР \_\_\_\_\_ « » 20 г.  
 Подпись, фамилия

МАСТЕР ОТК \_\_\_\_\_ « » 20 г.

Рисунок 1. Исходная таблица контрольно-сдаточных испытаний.

Форма ПКД № 122		Контрольный лист Предельного (сдаточного) испытания главного редуктора												Лист №														
Редуктор														Код карты ВР14-10-147														
Заводской №		ПАРАМЕТРЫ												Всего стр. 1														
t нол.	В бар.	Двигатель № левый				Двигатель правый				Главный редуктор																		
		Время		n т.г.	n Рм	n т.г.	n Рм	Шаг винта		n ав	n РМ винт	ты. Вход	ты. Выход	Насосы НШ-39		AK- 50	Генераторы											
°C	мм. рт.ст.	мин.	%	°C	Ккс см <sup>2</sup>	°C	мин.	%	°C	Ккс см <sup>2</sup>	°C	фи	%	Ккс см <sup>2</sup>	°C	ты. 1	ты. 2	°C	Р осн. см <sup>2</sup>	Р дубл. см <sup>2</sup>	Р возл. см <sup>2</sup>	II	U1	P1	II	U2	P2	
																												A
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						
			0	0	0,0	0		0	0	0	0,0	0		0	0	0,00	0,0	0,0				0						

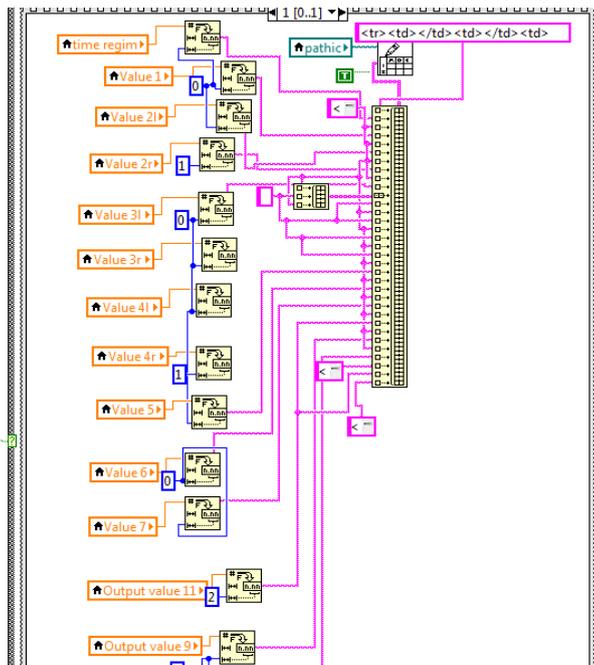


Рисунок 4. Блок-схема формирования контрольного листа испытаний.

## 2 АЛГОРИТМ ОБРАБОТКИ ЦИКЛОГРАММ

Оцифрованные значения стрелочных и цифровых приборов в виде потока данных поступают в массив, формирующий результат. Массив данных заполняется построчно, номер строки определяется циклом, номер которого соответствует количеству проработанных режимов [2]. Блок-схема алгоритма представлена на рис. 4.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанное программное обеспечение в среде LabVIEW позволяет в автоматизированном режиме обрабатывать показания 14 приборов трех приборных панелей стендового вертолета Ми-8МТ для формирования контрольного листа контрольных испытаний.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Обработка и анализ цифровых изображений с примерами на LabVIEW/IMAQ Vision / Ю.В. Визильтер, С.Ю. Желтов, В.А. Князь, А.Н. Ходарев, А.В. Моржин. – М.: ДМК Пресс, 2007. – 464 с.
2. Online LabVIEW Help Resources [Электронный ресурс] URL: <http://www.ni.com/getting-started/labview-basics/online-help> (дата обращения 09.09.2014).

# ТЕХНОЛОГИЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ ПОСАДОЧНО-РУЛЕЖНОЙ ФАРЫ ПРФ-4М

Инкижинов Б.С.  
*binkizhinovne@bk.ru*

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

Соколов О.А.  
(*научный руководитель*)  
*sokolov\_o\_a@mail.ru*

Кафедра систем автоматизированного управления  
Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации  
(г. Санкт-Петербург)

В работе изложен материал, посвященный технологии обслуживания, поиска неисправностей и ремонта посадочно-рулежной фары ПРФ-4М.

## ВВЕДЕНИЕ

ОАО «Авиакомпания «Ангара» – российская авиакомпания, базируется в международном аэропорту «Иркутск». Создана на базе Иркутского авиаремонтного завода № 403 (ИАРЗ № 403) и является структурным подразделением туристического холдинга «Истлэнд». Осуществляет региональные регулярные и чартерные рейсы в Сибирском федеральном округе. 1 ноября 2010 года управляющая компания «Истлэнд» завершила процедуру слияния ЗАО «Авиакомпания ИркутскАВИА» с ЗАО «Авиакомпания Ангара». Объединённый перевозчик «Авиакомпания Ангара» стал крупнейшим в Сибирском федеральном округе предприятием, выполняющим техническое обслуживание воздушных судов семейства «Антонов». По состоянию на май 2013 года флот авиакомпании состоит из 12 самолётов и 11 вертолётов: в ноябре 2011 года авиакомпания заказала 10 самолётов Ан-148. Самолёты будут поставлены на условиях лизинга ОАО «Ильюшин Финанс Ко.». Соглашение предусматривает поставку в 2012-2013 гг. пяти воздушных судов и опцион на пять аналогичных самолетов с поставкой в 2014 году.

## 1 ТЕХНОЛОГИЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ ПРФ-4М

ПРФ-4М – посадочно-рулежная фара (рис.1), которая широко применяется на летательных аппаратах советского производства, в качестве источника света для освещения пространства впереди ЛА – рулежных дорожек и ВПП, ночью и при ограниченной видимости. Также, по общепринятой международной

практике, посадочно-рулёжные фары включаются при выполнении взлёта и посадки при любых условиях видимости, в том числе и днём, с целью обозначения самолёта на разбеге, и на глиссаде снижения и пробеге [1].

Применяются на самолетах АН24, АН32, АН30, ИЛ18, ИЛ38, ИЛ62М, ИЛ86, ИЛ78, ИЛ114, ТУ134, ТУ154, ТУ154М ЯК40, ЯК42, КА32, МИ8, МИ10, АН12, АН22, АН26, АН72, АН74, АН124, АН225, ИЛ76, 4503, ВП021, ВПМК, Т6, Т8, 83, 23, 84, 32-25, КА27, МИ6А, МИ12, АН124, АН225, ИЛ76, КА25, КА27.

В корпусе фары смонтирован держатель колбы лампы-фары СМФ-3 и механизм выпуска с редуктором и электродвигателем постоянного тока ЭД-12. После взлёта фара убирается в обвод фюзеляжа, для уменьшения аэродинамического сопротивления, а на посадке выпускается. Угол выпуска фары регулируется в соответствии с инструкцией изготовителя конкретного летательного аппарата и периодически проверяется и подрегулируется при выполнении регламентных работ или при замене перегоревшей лампы-фары.

На некоторых машинах имеется система автоматической уборки посадочно-рулёжных фар после взлёта. Время перекладки лампы-фары при максимально возможном угле выпуска 88 градусов не более 12 секунд.

Фара имеет два режима работы: рулёжный (малый свет) и посадочный (большой свет). В рулёжном режиме напряжение питания постоянного тока 28 В подаётся на основную нить накала мощностью 600 Вт (модификация ПРФ-4МП имеет мощность 1000 Вт), а в посадочном также и на дополнительную, мощностью 180 Вт, при этом длительная работа в посадочном режиме без обдува набегающим потоком (при стоянке на земле) не допускается из-за перегрева колбы. Как правило, на самолётах устанавливают не менее двух фар типа ПРФ-4М.



Рисунок 1. Внешний вид ПРФ-4М.

Светотехническое оборудование заправки в воздухе состоит из фар типа ФПШ-5 для освещения самолёта-заправщика, шланга с конусом и штанги заправки. Эти фары конструктивно аналогичны ПРФ-4, установлены в передней части фюзеляжа и могут выпускаться на любой угол до 90 градусов с помощью нажимных переключателей в кабине лётчика. Привод держателя колбы лампы-фары через редуктор производится электродвигателем постоянного тока ЭД-12. Мощность лампы составляет 65 Вт при напряжении питания 28 В [2].

## 2 ПРОВЕРКА СОСТОЯНИЙ КОЛЛЕКТОРА И ЩЕТОК

Сначала снимается колпак электродвигателя, осматривается поверхность коллектора, щеток и щеточных пружин (рис. 2). На поверхности коллектора обнаружен жирный матовый налет черного цвета. Прочищаем коллектор чистой хлопчатобумажной тканью, слегка смоченной в бензине.

Устанавливается износ щеток. При уменьшении высоты щеток до 5,5 мм производится их замена новыми. Для притирки щеток электродвигатель отделяется от фары без отсоединения проводов обмоток. Устанавливаем притираемую щетку в обойму щеткодержателя и, слегка нажимая на щетку, двигаем ее по коллектору в прямом и обратном направлении до тех пор, пока щетка всей своей рабочей поверхностью не будет прилегать к коллектору.

После прочистки коллектора и притирки щеток электродвигатель тщательно продувается сжатым воздухом.

После прочистки коллектора и притирки щеток электродвигатель тщательно продувается сжатым воздухом.

Устанавливаются щетки в щеткодержатели и запускается электродвигатель на холостом ходу при напряжении питания 15 В для окончательной пришлифовки щеток к коллектору. После электродвигатель присоединяется к фаре, устанавливается колпак.



Рисунок 2. Снятие колпака электродвигателя.

### **3 ПРОВЕРКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ ФАРЫ**

Фару подключают к сети напряжением 27 В. Проверяется электромеханизм выпуска-уборки: производим выпуск выдвижной части на максимальный угол и уборку выдвижной части. Выдвижная часть фары выдвигается без заеданий за время равное 8 секунд, что соответствует нормальным требованиям.

Включаем поочередно обе нити лампы-фары на 20-30 секунд. Если посадочная нить горит с периодическим миганием – следует произвести замену лампы-фары. Для этого следует выдвижную часть выпустить на полный угол, снять контровочную проволоку, отвернуть винты и снять контровочную шайбу. Отворачиваем круглую гайку специальным ключом, снимаем колпак. Устанавливаем новую лампу-фару на паронитовую прокладку. Присоединяются наконечники проводов к выводам лампы-фары и закрепляются гайками, устанавливается колпак.

#### **ЛИТЕРАТУРА**

1. Воробьева В.Г. Техническая эксплуатация авиационного оборудования: Учебник / В.Г. Воробьева – М.: Трансп., 1990. – 296 с.
2. Техническое описание самолета Ан-24 – М.: Машиностроение, 1968. – 108 с.

### **ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ЖГУТА И ЕГО ТЕКУЩИЙ РЕМОНТ**

Овчинникова Т.А., Козырева И.С.

Кивокурцев А.Л.

*(научный руководитель)*

Кафедра авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье рассматриваются технологии изготовления электрического жгута, а также ремонт разрыва его проводов. Данные технологии отработаны студентами 1 курса специальности 162500 в ходе электромонтажной практики и могут быть рекомендованы в качестве практических рекомендаций в процессе технической эксплуатации бортового оборудования.

# 1 ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ЖГУТА

Разъём штепсельный (электрический) – электромеханическое устройство, предназначенное для быстрого соединения одного или нескольких электрических проводов. Штепсельный разъём состоит из вилки, содержащей цилиндрические или ножевые контакты, и розетки с контактными гнёздами.

Соединение проводов производится по схеме (рис. 1).

Для изготовления электрического жгута необходимо:

- подготовить провода одинаковой длины в необходимом количестве;
- подготовить штепсельный разъём к пайке;
- зачистить концы проводов с обеих сторон путём обжигания;
- выполнить скрутку зачищенных концов для того, чтобы они не разлохматились;
- облудить концы проводов, нагревая их паяльником и покрывая припоем.
- хвостовик контакта (рис. 2) заполнить припоем;
- контакт нагреть паяльником до полного расплавления припоя;
- вставить подготовленные провода в хвостовики штепсельных разъёмов;
- место соединения прогреть паяльником до полного растекания припоя (припой расплавляется и происходит пайка провода к хвостовику), при этом длина зачищенного конца провода должна выбираться в зависимости от глубины хвостовика, разрыв должен составлять 0.5-2 мм, чем обеспечивается целостность пайки;
- после пайки проводов визуально проверить качество пайки, она должна быть гладкой и блестящей;
- покрыть место пайки цапонлаком, чтобы контакты не окислялись;
- на место стыка хвостовика и провода одеть термоусадочную или изоляционную трубку, необходимую для изоляции места стыка.

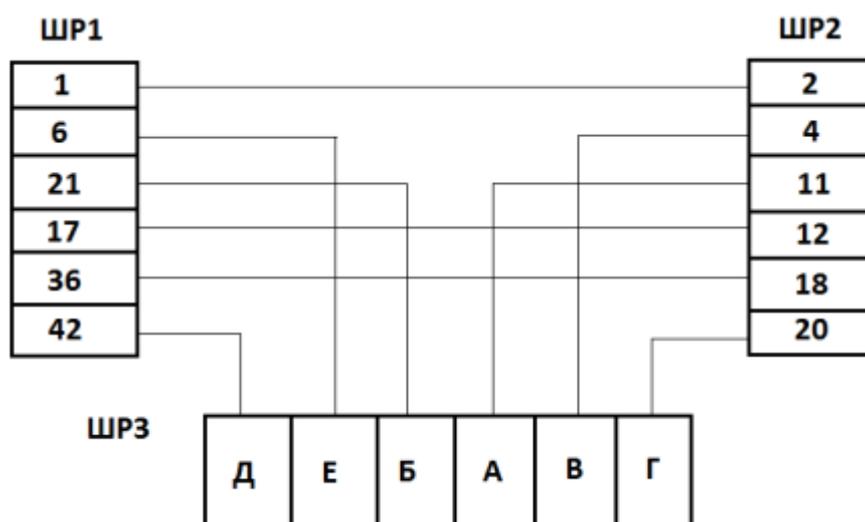


Рисунок 1. Схема соединения проводов.



Рисунок 2. Хвостовики штепсельного разъёма.



Рисунок 3. Бандаж электрических жгутов.



Рисунок 4. Прозвонка контактов с помощью мультиметра.

Порядок сборки жгута:

– на провода, связывающие между собой штепсельные разъёмы, наложить бандаж (рис. 3), непрерывным наложением нитяных петель с шагом от 10 до 25 мм [1];

– окончательная проверка правильности пайки жгута осуществляется путем прозвониванием контактов ШР жгута с помощью мультиметра (рис. 4).

## 2 РЕМОНТ РАЗРЫВА ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ЖГУТА

В процессе эксплуатации часто встречаются разрывы электрического жгута, для устранения проблемы применяют следующие методы [1]:

- 1) метод наложения двух проводов друг на друга;
- 2) метод скручивания двух проводов.

Общие указания:

- определить место разрыва;
- оценить характер повреждения провода;
- выбрать подходящий метод ремонта провода;
- устранить проблему т.е. разрыв.

### Метод №1:

- зачищаются оба конца разорванного провода (рис. 5);
- скручиваются зачищенные провода, чтобы они не «лохматились» и надеваются термоусадочные трубки на провода (рис. 6);
- облуживаются концы разрыва, т.е. обрабатываются канифолью с оловом, так чтобы оголенные провода покрылись тонким слоем припоя (рис. 7);

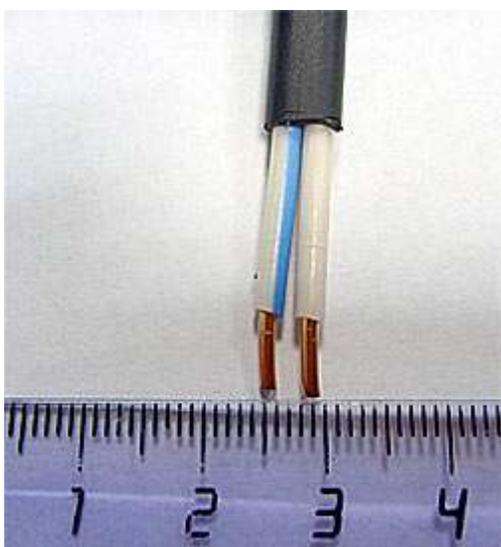


Рисунок 5. Зачистка проводов.

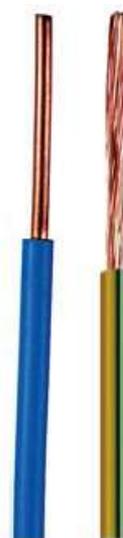


Рисунок 6. Скрутка провода.



Рисунок 7. Облуживание провода.

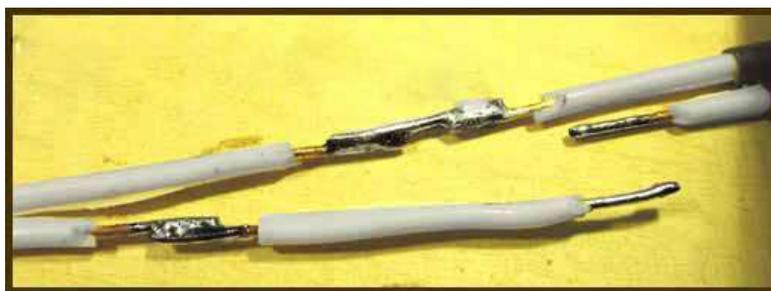


Рисунок 8. Пайка поврежденных проводов.



Рисунок 9. Термоусадочные трубки.

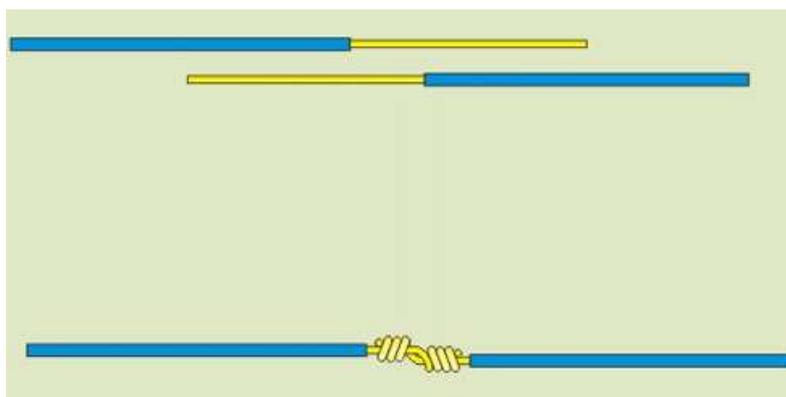


Рисунок 10. Скрутка проводов.

- подготовленные провода накладываются друг на друга и спаиваются между собой (рис. 8);
- на место пайки одевается термоусадочная трубка, которая нагревается феном, чтобы она закрепилась (рис. 9).

### **Метод №2:**

- зачищаются оба конца разорванного провода;
- скручиваются между собой два зачищенных провода (рис. 10);
- скрученные провода спаиваются между собой.

Если повреждение провода обусловлены оплавлением большого участка изоляции, то этот участок необходимо заменить проводом подходящей длины и тем же диаметром одним из вышеперечисленных методов.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Диль В.Ф. Электромонтажная подготовка. Учебное пособие / В.Ф. Диль, М.И. Лайков – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2012, – 158 с.

### **ОЦИФРОВКА ЗНАЧЕНИЙ ДАТЧИКОВ ТРЕХ ПРИБОРНЫХ ПАНЕЛЕЙ СТЕНДОВОГО ВЕРТОЛЕТА МИ-8МТ МЕТОДАМИ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ**

Сиразитдинов А.В.  
*dyh@list.ru*

Попов В.М.  
(научный руководитель)  
*povlamix@mail.ru*

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

Приводится пример оцифровки значений приборов трех приборных панелей стендового вертолета Ми-8МТ методами технического зрения на базе WEB-камер, компьютера и программного обеспечения с целью проверки параметров работы редуктора вертолета.

## **1 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ**

Для автоматизации проведения измерений параметров редуктора и двигателей вертолета Ми-8МТ после капитального ремонта был использован метод, основанный на техническом зрении обработки изображений приборов.

С этой целью было необходимо оцифровать значения приборов трех приборных панелей стендового вертолета Ми-8МТ методами технического зрения на базе WEB-камер, компьютера и программного обеспечения, обладающих следующими возможностями:

- распознавание положения 14 приборов трех приборных панелей вертолета WEB-камерами;
- оцифровка значений 3 цифровых и 11 стрелочных приборов и вывод их показаний в цифровой форме.

## **2 ВЫБОР СРЕДЫ ПРОГРАММИРОВАНИЯ, WEB-КАМЕР И НОУТБУКА**

### **2.1 Выбор среды программирования**

В качестве среды программирования было решено использовать LabVIEW. LabVIEW – среда графического программирования, предназначенная для разработки виртуальных приборов, базой для которых служит универсальный или специализированный компьютер. Структура программы выглядит как набор функциональных узлов (виртуальных приборов), соединенных проводниками для передачи данных, и позволяет реализовать модель потока данных для их обработки, когда данные «втекают» в программу через узлы подпрограмм сбора данных встроенных плат, обрабатываются и «вытекают» из нее на узлы индикации, записи в файл или передачи по сети. При этом потоки, не связанные между собой общими данными, обрабатываются параллельно. В среде графического программирования LabVIEW для создания интерфейса пользователя служит окно лицевой панели (Front Panel), а программный код размещается в окне блок-диаграммы (BlockDiagram) [1].

### **2.2 Выбор и установка WEB-камер**

В результате выбора WEB-камер было решено остановиться на камерах с минимальным разрешением не менее 1280\*720. Камеры установить напротив каждой приборной панели на расстоянии не менее 30 см от нее, не препятствуя работе летчика.

### **2.3 Выбор ноутбука**

Обработка данных и работа с программой требует соответствующего оборудования [2]. Ключевыми факторами при выборе ноутбука служили объем оперативной памяти и мощность процессора, поэтому был выбран ноутбук ASUS F552 со следующими характеристиками:

- тип процессора IntelCorei5;
- оперативная память 8 Гб;
- чипсет видео NVIDIA GeForce GT710M;
- объём жесткого диска 50 Гб.

## **3 ИНТЕРФЕЙС ПОЛЬЗОВАТЕЛЯ**

Первоначальный макет окна лицевой панели приборов, которые было необходимо цифровать, представлен на рис. 1.

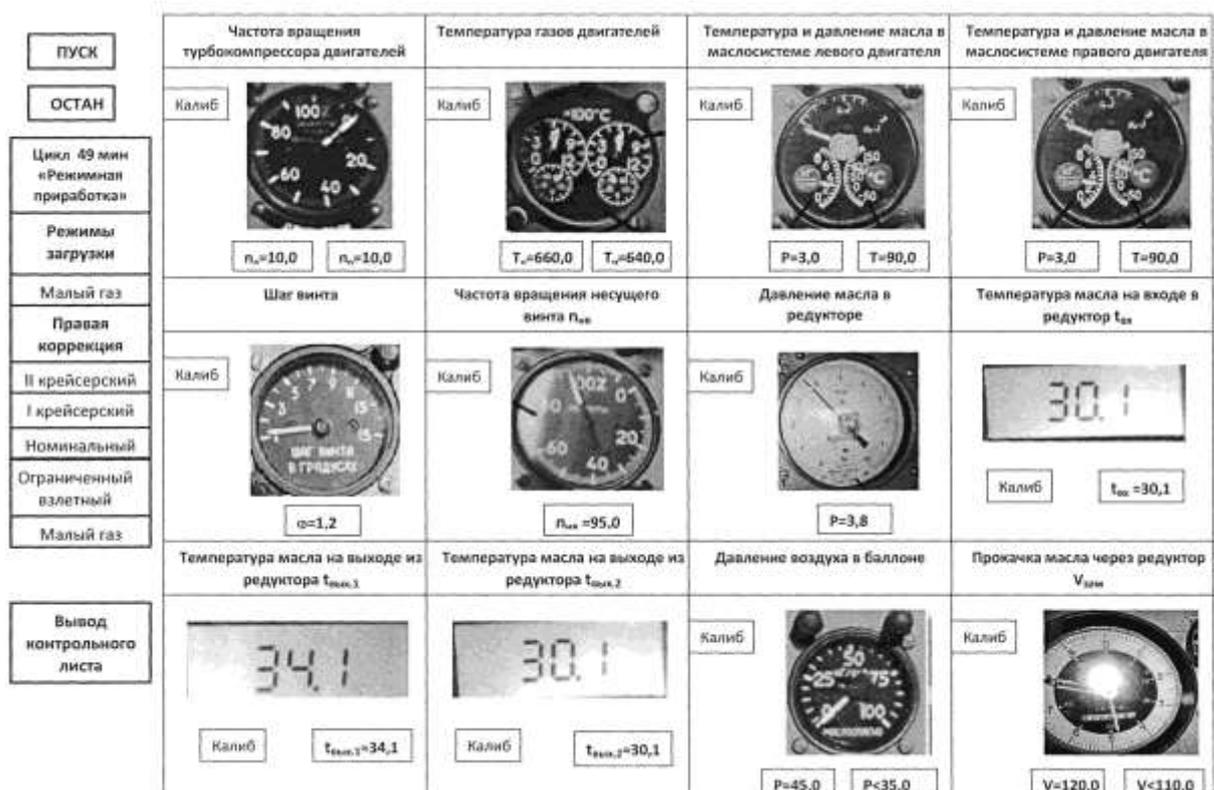


Рисунок 1. Первоначальный макет окна лицевой панели.

На основе первоначального макета окна лицевой панели был разработан интерфейс пользователя, который состоит из кнопок выбора двух режимов работы двигателя, кнопок активации, проверки и выбора камер, кнопок запуска остановки и калибровки приборов, а так же окошек в которые передаются изображения с камер соответствующих приборов (рис. 2).

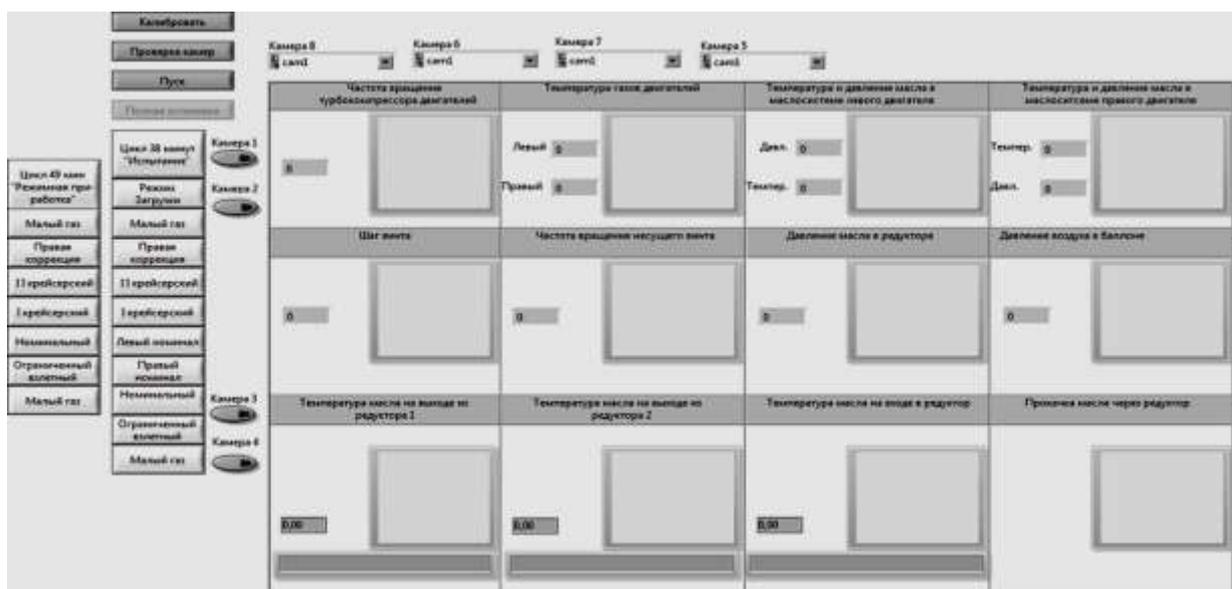


Рисунок 2. Окно лицевой панели программы.

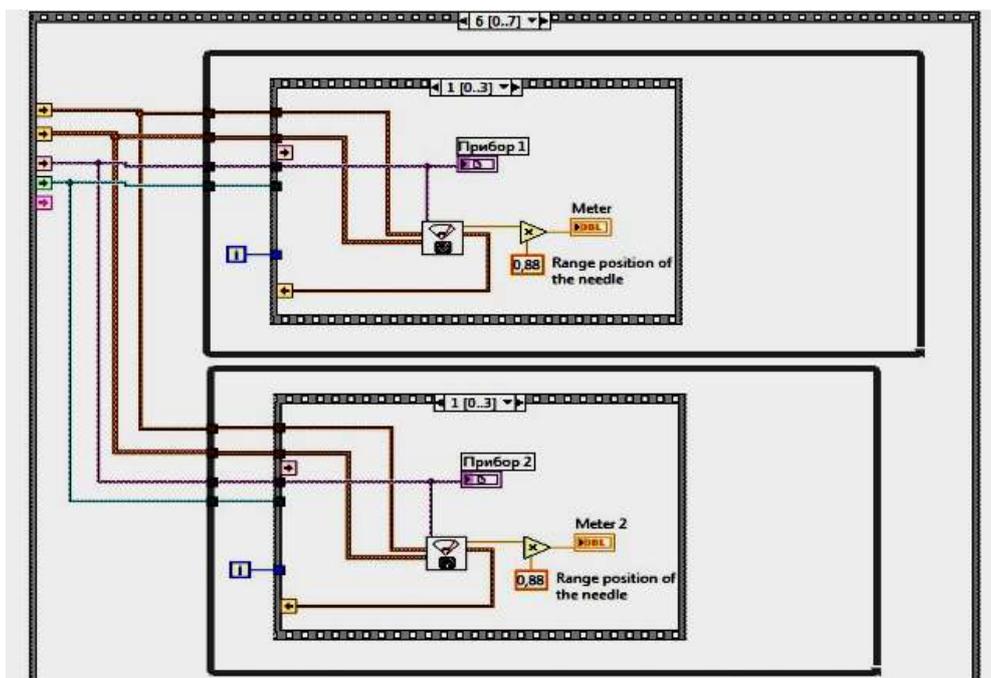


Рисунок 3. Алгоритм обработки изображения (оцифровка приборов).

#### 4 АЛГОРИТМ ОБРАБОТКИ ИЗОБРАЖЕНИЯ

Для получения достоверных данных с приборов вертолета, необходимо выполнить предварительную калибровку программы для стрелочных и цифровых приборов [1]. Для этого необходимо на лицевой панели нажать на кнопку «Калибровать». Удостоверившись, что все приборы откалиброваны, можно приступить к запуску программы. После того, как программа была запущена, информация с WEB-камеры, которая одновременно снимает несколько приборов, поступает на специальные виртуальные приборы, которые, осуществляют оцифровку приборов и выдают конкретные значения контролируемых параметров (рис. 3).

Готовая программа состоит из двух частей. Первая часть программы отвечает за калибровку приборов, а вторая за создание листа контрольных испытания, проверку работоспособности камер и выполнение программы.

#### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

За короткий срок было создано программное обеспечение, позволяющее в автоматизированном режиме получать и обрабатывать системой технического зрения и программной среды LabVIEW показания 14 приборов трех приборных панелей стендового вертолета Ми-8МТ для формирования контрольного листа сдаточных испытаний. Проведенные испытания показали, что программа работает и выдаёт точный результат даже в условиях вибрации.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Обработка и анализ цифровых изображений с примерами на LabVIEWIMAQ Vision / Ю.В. Визильтер, С.Ю. Желтов, В.А. Князь, А.Н. Ходарев, А.В. Моржин. – М.: ДМК Пресс, 2007. – 464 с.
2. National Instruments [электронный ресурс] URL: <http://www.ni.com/getting-started/labview-basics/online-help> (дата обращения 01.10.2014).

## РЕМОНТ СИГНАЛИЗАТОРА ДВИГАТЕЛЯ ТИПА «СДУ»

Смирнов А.С.

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

Соколов О.А.

*(научный руководитель)*  
*sokolov\_o\_a@mail.ru*

Кафедра систем автоматизированного управления  
Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации  
(г. Санкт-Петербург)

В работе изложен ремонт сигнализатора двигателя типа «СДУ» в виде основных технологических операций, выполненных на производстве согласно технологии ремонта.

СДУ предназначен для подачи сигнала при появлении давления в системе (рис. 1). СДУ устанавливается в системах:

1) топливная система. СДУ подаёт сигнал на панель топливной системы, сигнализирует о наличии давления (топлива в системе), т.е. для определения исправности топливных насосов (агрегатов 463 и ЭЦН-14), правильности их включения от блоков СЭТС-260Д и определения моментов полной выработки топлива из групп баков предусмотрена сигнализация давления топлива в приборах. 16 сигнализаторов СДУ-2А-0,18, включенных в трубопровод топливной системы непосредственно за топливными насосами до обратных до обратных клапанов каждой группы [1].

2) гидросистемы. В качестве примера использования СДУ в гидросистемах, можно привести систему расфлюгирования винта [2].

3) МСРП. Со всех СДУ на самолёте подаётся соответствующий сигнал в МСРП [2].



Рисунок 1. Общий вид СДУ.

Вся информация по ремонту данного агрегата содержится в технологической карте. Технологическая карта (далее Т.К.) – это стандартизированный документ, содержащий необходимые сведения, инструкции для персонала, выполняющего некий технологический процесс или техническое обслуживание объекта. Технологическая карта является своеобразным пошаговым руководством по ремонту и обслуживанию. Лицо, проводящее ремонт или обслуживание, должно строго придерживаться данных инструкций и обращаться к ней при возникновении вопросов или определённых затруднений.

Начинается Т.К. с расходной ведомости запасных частей. В ней описаны детали и расходные материалы необходимые в процессе ремонта.

Далее идёт непосредственно сама «маршрутная технологическая карта»

Маршрутная технологическая карта состоит из таких разделов, как:

- разборка;
- очистка и промывка;
- дефектация;
- ремонт;
- сборка;
- испытание;
- консервация и упаковка;
- входной контроль;
- техническое обслуживание.

Рассмотрим каждый из них подробнее.

**Разборка.** В этом пункте описана последовательность разборки и инструменты используемые при ней.

**Очистка и промывка.** В этом пункте описано каким деталям необходима промывка или очистка, материалы и жидкости, используемые при промывке.

**Дефектация.** Производится осмотр отдельных деталей и при несоответствии требованиям они бракуются и заменяются новыми. Если же они соответствуют требованиям, то эти детали, при необходимости очищаются и ремонтируются, устанавливаются заново на прибор.

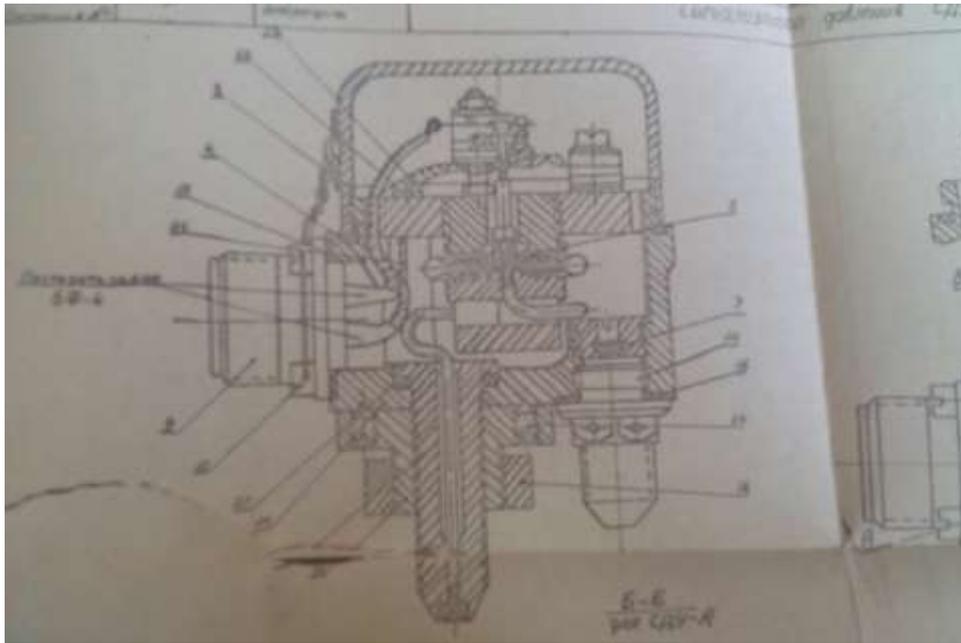


Рисунок 2. Эскиз СДУ.

**Ремонт.** В этом пункте описан порядок ремонта и используемые инструменты.

**Испытание.** В этом пункте описан порядок испытаний отремонтированного устройства. Описаны, также, характеристики которые должны быть на выходе данного устройства (ток, напряжение, частота и тд.).

**Консервация и упаковка.** В этом пункте описаны действия, которые необходимо провести перед упаковкой или хранением устройства.

**Входной контроль.** Проводиться при получении заказчиком отремонтированного устройства, порядок проведения испытаний, заполнение соответствующей документации.

**Техническое обслуживание.** Описаны необходимые действия и сроки их проведения проводимые при эксплуатации.

Карта эскизов – это технологический документ, который самостоятельно не используется. Он может входить в состав Т.К. содержит графический иллюстративный дополняющий или поясняющий материал, в частности эскизы деталей с жесткими допусками, либо поясняющие рисунки с видами возможных дефектов, либо схемы, таблицы и т.п., дополняющие или поясняющие содержание операций (рис. 2).

## ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьева В.Г. Техническая эксплуатация авиационного оборудования: Учебник / В.Г. Воробьева – М.: Трансп., 1990. – 296 с.
2. Техническое описание самолета Ан-24 – М.: Машиностроение, 1968. – 108 с.

## СИСТЕМА РЕГИСТРАЦИИ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА МСРП-64-2 (МСРП-64М-2)

Воробьёв А.Д.  
*Ot\_sani@mail.ru*

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

Соколов О.А.  
(*научный руководитель*)  
*sokolov\_o\_a@mail.ru*

Кафедра систем автоматизированного управления  
Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации  
(г. Санкт-Петербург)

В статье приводится назначение, регистрируемые параметры, порядок подготовки к работе и порядок обслуживания и ремонта системы регистрации режимов полета МСРП-64-2 (МСРП-64М-2), изученной в период прохождения ремонтной практики.

### 1 НАЗНАЧЕНИЕ

Система регистрации режимов полета МСРП-64-2 (МСРП-64М-2) (рис.1) предназначена для записи на магнитной ленте основных параметров последних 251 часов полета и использования накопленной информации для оценки техники пилотирования, учебных целей и работоспособности систем, а также для анализа причин летных происшествий и предпосылок к ним.

Система МСРП-64 обеспечивает регистрацию измерительной, служебной и вспомогательной информации. Измерительная информация включает аналоговые параметры и разовые команды, записанные на плёнку в цифровом восьмиразрядном двоичном коде. Служебная информация записывается в восьмиразрядном условном двоично-десятичном коде. Вспомогательная информация состоит из отметок времени, кадровых, субкадровых и канальных импульсов. В качестве носителя информации используется магнитная лента шириной 19,05 мм и толщиной 0,055 мм. Скорость протяжки ленты составляет 2,67 мм/с. Запись информации выполняется двумя блоками головок: каждый блок содержит 14 записывающих головок, которые одновременно являются и стирающими.

Один кадр записи представляет собой участок магнитной ленты, на котором записана информация одного цикла (одной сек.) и состоит из 64 каналов (отсюда и название МСРП-64).



Рисунок 1. Внешний вид МСРП-64.

## 2 СОСТАВ СИСТЕМЫ

Система состоит из устройства преобразующего УП-2, пульта управления ПУ-13, индикатора текущего времени ИТВ-2, двух накопителей информации МЛП-6 и МЛП-9, распределительного щитка ЩР-3, распределительного устройства РУ-1, группы датчиков аналоговых сигналов ДАС-1 – ДАС-48 и датчиков разовых команд ДРС-1 – ДРС-32. Аварийный накопитель установлен в титановом бронекорпусе шарообразной формы оранжевого цвета с надписями на русском и английском языках. Рабочий накопитель расположен в цилиндрическом корпусе из алюминиевого сплава.

## 3 ПОДГОТОВКА СИСТЕМЫ ПЕРЕД ПОЛЕТОМ

Включение системы производится вручную выключателем «Питание МСРП», расположенным на электрощитке бортинженера (или АЗС «МСРП АЗСГК-2» на правой панели АЗС)<sup>2</sup> и автоматически при подключении генераторов на бортсеть. При этом на ПУ-13 (ПУ-22)<sup>3</sup> – загорается сигнальная лампа УП-2. Перед включением лентопротяжного механизма система должна быть прогрета в течение: – 5 мин при температуре окружающей среды от плюс 15 до минус 5°C – 10 мин при температуре окружающей среды от минус 6 до минус 25°C – 20 мин при температуре окружающей среды от минус 26 до минус 60°C. Время прогрева системы МСРП-64М-2 перед включением лентопротяжных механизмов не менее 5 мин. Включение системы и контроль за работой выполняет бортинженер.

## 4 ПРОВЕРКА СИСТЕМЫ ПЕРЕД ПОЛЕТОМ

Включите на пульте ПУ-13 (ПУ-22) (верхняя панель бортинженера) выключатели «МЛП-Осн» и «МЛП-Доп» и убедитесь в наличии сигнализации движения ленты<sup>4</sup>. При нормальном движении ленты сигнальные лампы «МЛП-Осн» и «МЛП-Доп» на пульте ПУ-13 (ПУ-22) должны мигать.

На пульте ПУ-13 (ПУ-22) установите опознавательные данные: номер рейса и дату вылета.

Установите время на блоке ИТВ-2 или ИТВ-4 (в зависимости от типа ИТВ входящего в комплект системы) после установки времени на самолетных часах.

Для установки времени на ИТВ-2 – оттяните ручку, расположенную в левом нижнем углу лицевой панели блока ИТВ-2 и поворотом ее установите время (часы и минуты).

В модели ПТ ТУ-154 – ИТВ устанавливается автоматически в соответствии с временем, установленным на АЧС-1 КВС. В момент прохода секундной стрелки самолетных часов через цифру 12 утопите ручку блока ИТВ-2. Убедитесь в работоспособности ИТВ-2 по движению стрелок. Перевод стрелок ИТВ-2 во время срабатывания электромеханизма запрещается (перевод выполнять в течение 10-15 сек. после щелчка).

Для установки времени на ИТВ-4 поверните ручку «ЯРК» до необходимой яркости свечения индикаторных ламп ИТВ-4. Откиньте защитную планку на лицевой панели блока и поочередно нажимая слева направо кнопки «Часы минуты», установите на индикаторных лампах нужные значения часов и десятков минут по показаниям самолетных часов, а затем значение единиц минут в момент прохождения секундной стрелки самолетных часов через цифру 12. Убедитесь в работоспособности блока ИТВ-4 по изменению цифр на индикаторных лампах.

Вылет самолета с неисправной системой регистрации запрещается.

## 5 ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМЫ В ПОЛЕТЕ

Перед включением лентопротяжных механизмов система должна быть прогрета. Проверьте правильность установки на ПУ-13 (ПУ-22) даты и номера рейса.

В полете периодически контролируйте работу системы по миганию сигнальных ламп «МЛП-Осн» и «МЛП-Доп» и горению лампы «УП-2» на пульте ПУ-13 (ПУ-22). В случае если в полете сигнальные лампы «МЛП-Осн», «МЛП-Доп» на ПУ-13 (ПУ-22) перестали мигать, что свидетельствует об отказе системы, проследите, чтобы выключатели «МЛП-Осн» и «МЛП-Доп» находились во включенном состоянии. Время отказа занесите в бортжурнал. После окончания полета и заруливания самолета на стоянку выключатели «МЛП-Осн» и «МЛП-Доп» на ПУ-13 (ПУ-22) установите в положение «Выкл.».

Выключите систему выключателем «Питание МСРП» на верхнем электрощитке боринженера (или АЗС «МСРП АЗСГК-2 на правой панели АЗС).

## **6 ПЕРЕЧЕНЬ ОБНАРУЖИВАЕМЫХ ПРЕВЫШЕНИЙ**

1. Превышение скорости на высотах 0 ... 7000 м 600 км/ч.
2. Превышение скорости на высотах > 7000 м 575 км/ч.
3. Превышение скорости полета с закрылками 15\* 420 км/ч.
4. Превышение скорости полета с закрылками 28\* 360 км/ч.
5. Превышение скорости полета с закрылками 45\* 300 км/ч.
6. Превышение скорости при уборке / выпуске шасси 400 км/ч.
7. Превышение скорости при перекладке стабилизатора 425 км/ч.
8. Минимальная скорость на чистом крыле 320 км/ч.
9. Минимальная скорость закрылки 15\* (при весе 72т) 289 км/ч.
10. Минимальная скорость закрылки 28\* (при весе 72т) 271 км/ч.
11. Минимальная скорость закрылки 45\* (при весе 72т) 255 км/ч.
12. Превышение предела допустимой положительной перегрузки +2,5 ед.
13. Превышение предела допустимой отрицательной перегрузки -1,0 ед.
14. Определение грубого касания (перегрузка при обжатых стойках) +1,5 ед.
15. Превышение допустимого угла крена 32\*.
16. Превышение допустимого угла крена при взлете (определяется по закрылкам в диапазоне 5...28\*, приборной скорости менее 340 и вертикальной скорости более 2 м/с) 15\*.
17. Превышение допустимого угла крена при посадке (определяется по закрылкам в более 28\*, приборной скорости менее 280) 15\*.
18. Превышение допустимого угла крена на высотах менее 250 м 12\*.
19. Превышение допустимой вертикальной скорости снижения 30 м/с.
20. Превышение допустимой вертикальной скорости 5,5 м/с. снижения на высотах менее 600 м.
21. Превышение допустимой вертикальной скорости снижения на высотах менее 250 м при убранных шасси 1,6 м/с.
22. Выпуск интерцепторов на глиссаде (определяется по высоте с РВ-5 менее 600 м, выпущенной механизации и необжатых стойках).
23. Превышение скорости на разбеге / пробеге 300 км/ч.
24. Взмывание при приземлении (определяется по высоте с РВ-5 менее 6 м, положительной вертикальной скорости, и необжатых стойках шасси).
25. Использование АТ на эшелоне, наборе, снижении (определяется по включенному АТ в режим стабилизации V или режима «уход» и приборной скорости более 450 км/ч).

26. Использование АТ на глиссаде при заходе по 1-ой кат. в директорном режиме (определяется по включение САУ бок. и прод. в режим «штурв» или «выкл» и высоте с РВ-5 менее 250 м).

27. Непосадочная конфигурация (определяется по высоте с РВ-5 менее 250 м, необжатых стойках, отрицательной вертикальной скорости, и любом условии из ниже перечисленных: закрылках, не выпущенных в фиксированные положения 15, 28, 45\* или убранных шасси или открытых замках средних интерцепторов.)

## **7 ОБРАБОТКА ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ**

Декодирование информации, записанной системой, производится на наземном декодирующем устройстве НДУ-8 или на системе автоматизированной и экспресс-обработке полётной информации «Луч-74» на основе М6000, «Луч-84» на основе СМ1420. Так же существует более современный программный комплекс по обработке данных регистратора типа МСРП-12-96 и МСРП-64 – это Луч-ТН.02, сделанной под ОС Windows.

### **ЛИТЕРАТУРА**

1. Воробьева В.Г. Техническая эксплуатация авиационного оборудования: Учебник / В.Г. Воробьева. – М.: Трансп., 1990. – 296 с.
2. Техническое описание самолета Ан-24 – М.: Машиностроение, 1968.
3. Бортовые средства объективного контроля [Электронный ресурс]. URL: [http://wikipedia.org/wiki/Бортовые\\_средства\\_объективного\\_контроля](http://wikipedia.org/wiki/Бортовые_средства_объективного_контроля) (дата обращения 20.05.2014)

## **ПОСТРОЕНИЕ ГРАНИЦЫ УСТОЙЧИВОСТИ В ТАУ СИСТЕМ ТРЕТЬЕГО ПОРЯДКА**

Алексин А.С.

Лайков М.И.

*(научный руководитель)*

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

Предлагается алгоритм нахождения границы устойчивости для системы третьего порядка. Данный алгоритм позволяет определить в короткие сроки допустимые границы изменения параметров устойчивой и неустойчивой системы.

Разомкнутая система третьего порядка имеет следующую форму:

$$W(p) = \frac{K}{(T_1p+1)(T_2p+1)(T_3p+1)}, \quad (1)$$

где  $K = K_1 * K_2 * K_3$ .

Начальные условия:  $T_1 = 0,1$ ;  $T_3 = 0,5$ ;  $K_2 = 1$ ;  $K_3 = 1$ .

Замкнутая система, которая будет иметь следующую форму:

$$\Phi(p) = \frac{W(p)}{1+W(p)} = \frac{K}{(T_1p+1)(T_2p+1)(T_3p+1) + K}. \quad (2)$$

Характеристический полином представлен в общем виде [1]:

$$A(p) = a_3p^3 + a_2p^2 + a_1p + a_0, \quad (3)$$

где  $a_3 = T_1T_2T_3$ ,  $a_2 = T_1T_2 + T_2T_3 + T_3T_1$ ,  $a_1 = T_1 + T_2 + T_3$ ,  $a_0 = k_1k_2k_3 + 1 = K + 1$ .

Условия устойчивости данной системы сводятся к следующим неравенствам [2]:

$$T_1T_2T_3 > 0, T_1T_2 + T_2T_3 + T_3T_1 > 0, T_1 + T_2 + T_3 > 0, k + 1 > 0, \quad (4)$$

$$\Delta_{n-1} = \Delta_2 = a_1a_2 - a_0a_3 = (T_1T_2 + T_2T_3 + T_3T_1)(T_1 + T_2 + T_3) - T_1T_2T_3(k + 1) > 0.$$

Первые три неравенства интереса не представляют, т.к. постоянные времени имеют положительные значения. Четвертое неравенство показывает, что лишь включение вместо отрицательной связи положительной система станет неустойчивой. Реальные ограничения на значения параметров системы накладывает последнее неравенство. Его удобнее записать в другом виде, поделив левую часть на  $T_1T_2T_3$ :

$$K < (T_1 + T_2 + T_3) \left( \frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2} + \frac{1}{T_3} \right) - 1. \quad (5)$$

Это неравенство показывает, что устойчивость нарушится при неограниченном увеличении коэффициента передачи  $k$  при любых значениях постоянных времени. Предельное по величине значение  $k_{кр}$ , при котором САУ теряет устойчивость, принято называть критическим. Для рассматриваемого примера:

$$K_{кр} = (T_1 + T_2 + T_3) \left( \frac{1}{T_1} + \frac{1}{T_2} + \frac{1}{T_3} \right) - 1. \quad (6)$$

Значение граничного коэффициента передачи зависит не от абсолютных значений постоянных времени, а от их отношения. С помощью критериев устойчивости можно строить области устойчивости. Зависимость  $K$  от  $T$  представлено на рис. 1.

Выполним проверку в среде проектирования VisSim32, рассмотрев три точки 1, 2, 3.

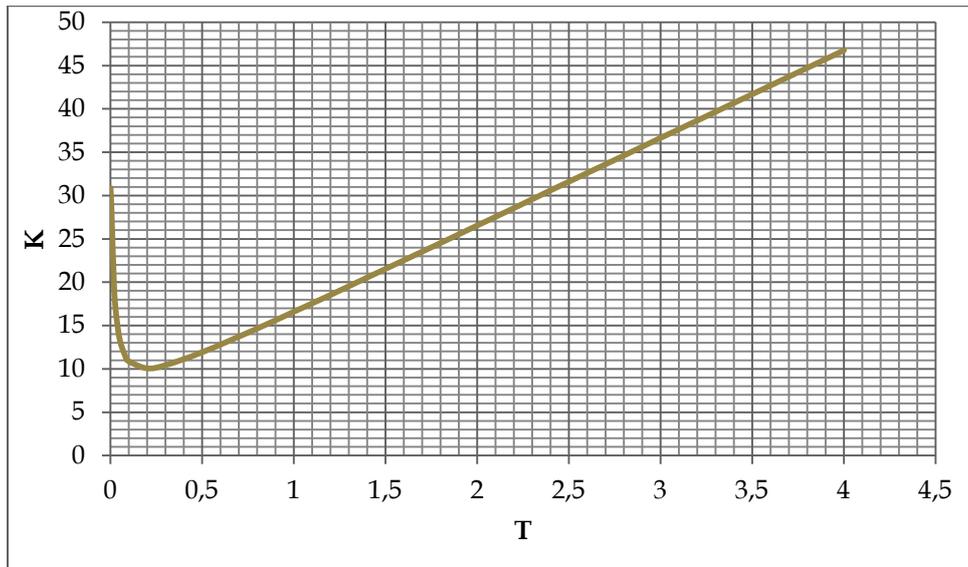


Рисунок 1. Граница устойчивости.

Переходная функция системы третьего порядка соответствующая точке 1 представлена на рис. 2. Колебания выходного сигнала не затухают – система находится на границе устойчивости.

На рис. 3 представлена переходная функция, соответствующая точке 2. Переходная функция стремится к установившемуся значению – система устойчива.

На рис.4 представлена переходная функция, соответствующая точке 3. Колебания выходного сигнала увеличиваются с течением времени – система неустойчива.

Предложенная методика позволяет определить область изменения параметров устойчивой системы.

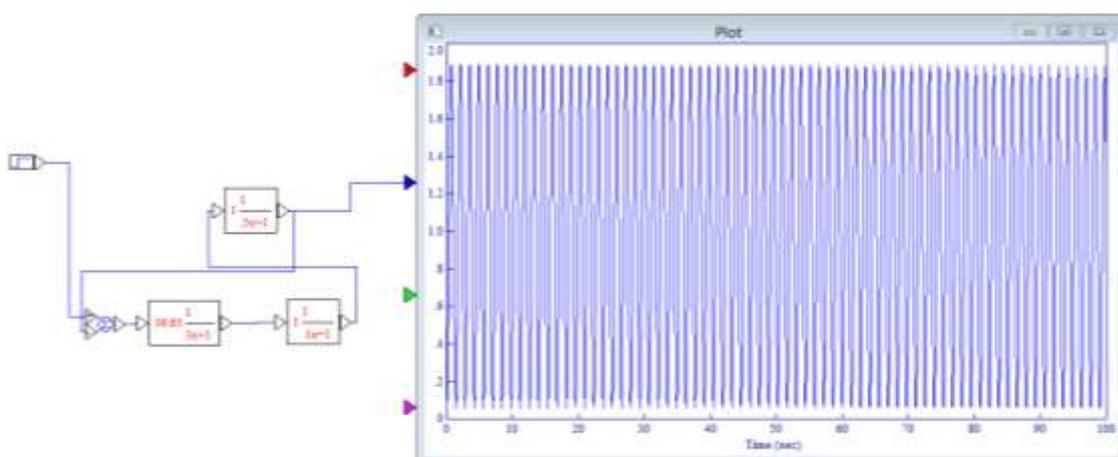


Рисунок 2. Система на границе устойчивости.

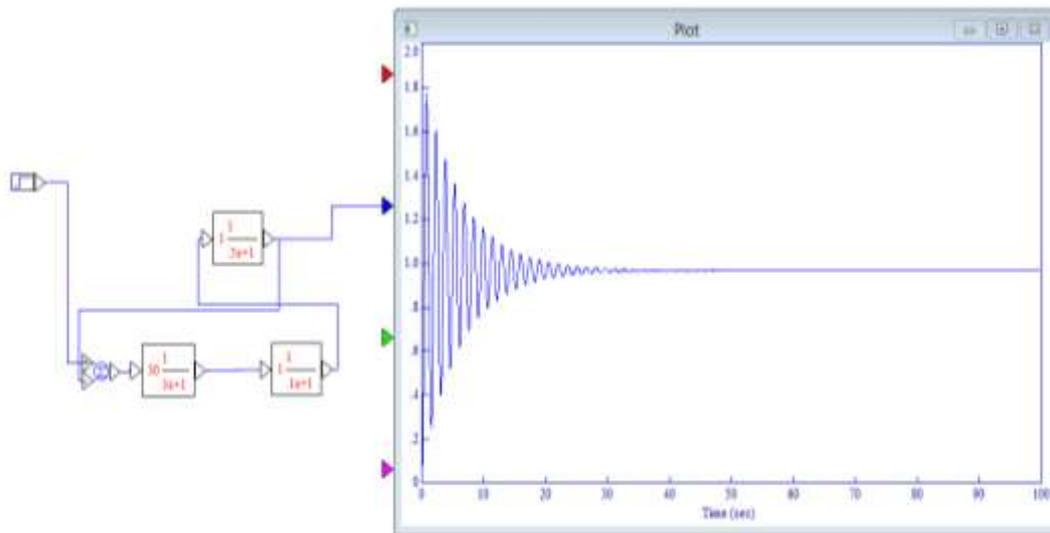


Рисунок 3. Система устойчива.

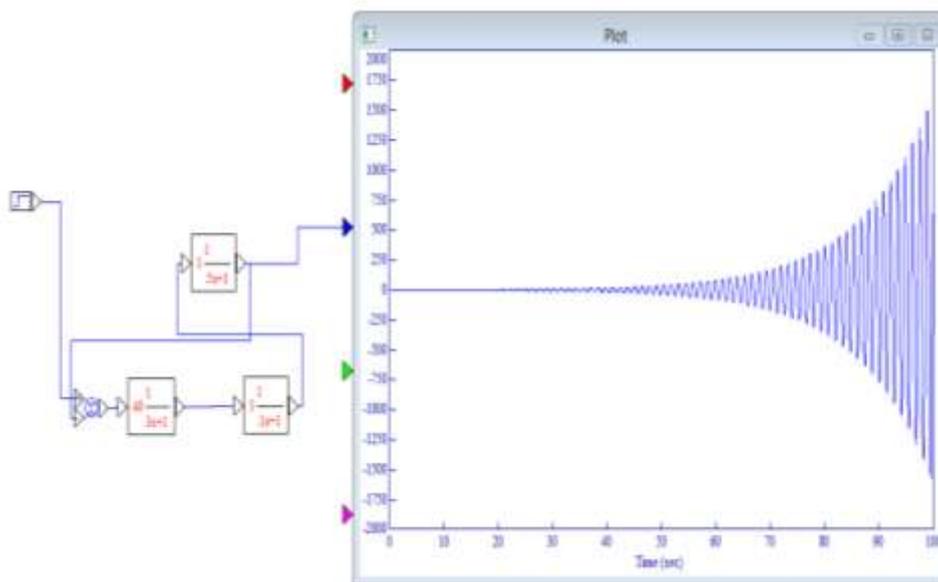


Рисунок 4. Система неустойчива.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Лайков М.И. Автоматика и управления: Учебное пособие. Часть 1. / М.И. Лайков – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2010. – 305 с.
2. Юревич Е.И. Теория автоматического управления / Е.И. Юревич – Санкт-Петербург: «БХВ-Петербург», 2007. – 531 с.

# МЕТОДИКА ОЦИФРОВКИ СТРЕЛОЧНЫХ И ЦИФРОВЫХ ПРИБОРОВ

Логунова М.С.  
*m\_logunova@mail.ru*

Попов В.М.  
(научный руководитель)  
*povlamix@mail.ru*

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

В статье рассматривается вопрос о методике оцифровки стрелочных и цифровых приборов в программной среде LabVIEW.

## ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время человеческий фактор играет важную роль в системах, в которых утомительная и однообразная работа может привести к опасным последствиям. С этой целью создаются различные дистанционные методы, в которых человек принимает наименьшее участие. Одним из путей решения этой задачи является система технического зрения, которая позволяет автоматизировать процесс сбора и обработки данных на основе получаемых изображений приборов.

## 1 МЕТОДИКА ОЦИФРОВКИ СТРЕЛОЧНОГО ПРИБОРА

Для дистанционного измерения значений стрелочных и цифровых приборов их следует оцифровать, то есть получить цифровые значения измеряемых параметров [1]. С этой целью были разработаны виртуальные приборы в программной среде LabVIEW, состоящие из интерфейсной и блочных частей.

Интерфейс лицевой панели стрелочного прибора (рис. 1) состоит из кнопки «Калибровать», кнопки «STOP» (остановка калибровки), цифрового значения показаний, окна изображения, масштабного коэффициента, который задается вручную с помощью переключателей.

Для того чтобы оцифровать прибор его следует калибровать (настроить точность показаний). С этой целью необходимо нажать на кнопку КАЛИБРОВАТЬ.

Алгоритм калибровки включает в себя [1]:

- 1) выделение области прибора;
- 2) задание конца шкалы прибора с помощью курсора мыши (нажать кнопку ОК);

3) задание центра вращения стрелки с помощью курсора мыши (нажать кнопку ОК);

4) задание начала шкалы прибора с помощью курсора мыши (нажать кнопку ОК);

5) задание масштабного коэффициента для точности показания значений.

После завершения калибровки нажать кнопку СТОП.

После того как калибровка завершена прибор готов к работе (рис. 2).

Блок-схема виртуального прибора для оцифровки стрелочного прибора представлена на рис. 3.

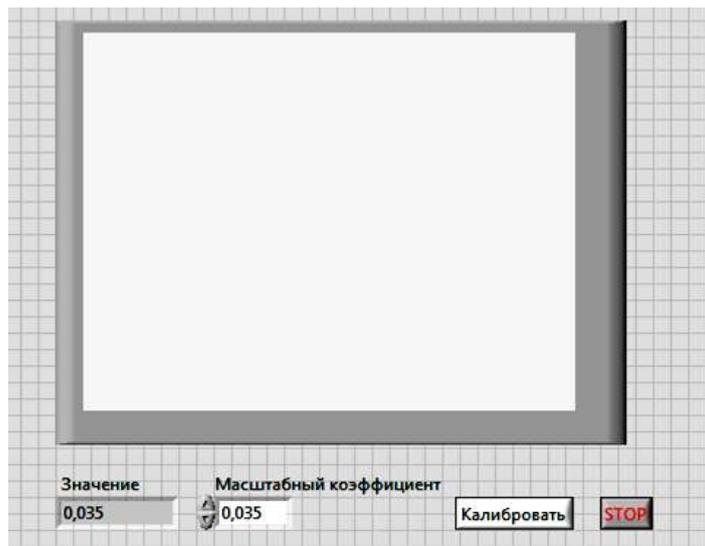


Рисунок 1. Интерфейс лицевой панели стрелочного прибора.



Рисунок 2. Показания оцифрованного стрелочного прибора.

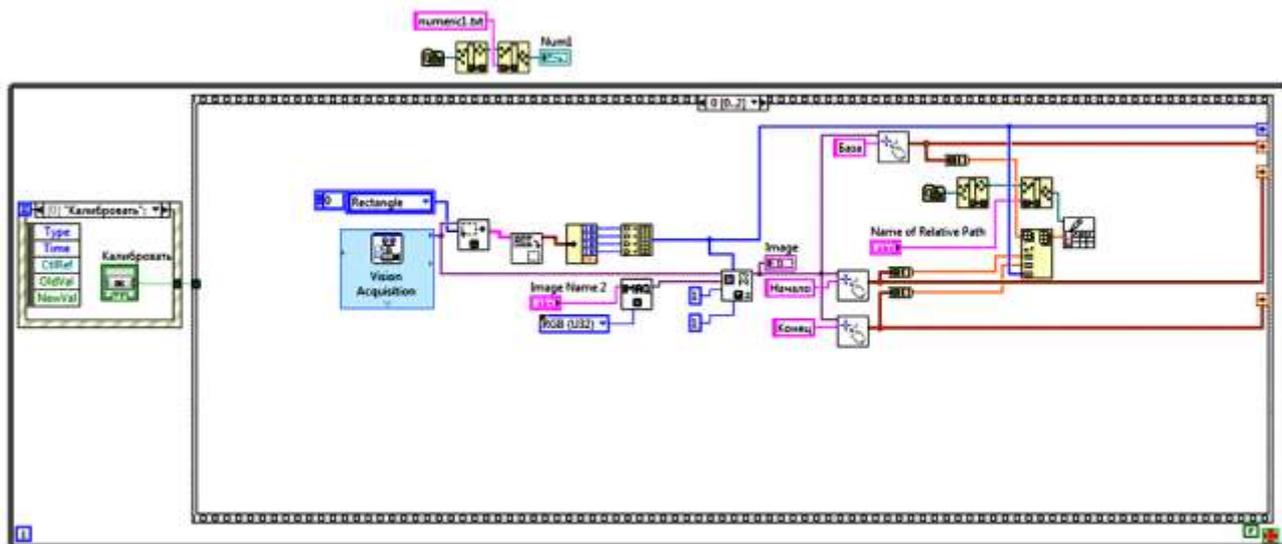


Рисунок 3. Блок-схема стрелочного прибора.

## 2 МЕТОДИКА ОЦИФРОВКИ ЦИФРОВОГО ПРИБОРА

Интерфейс лицевой панели цифрового прибора (рис. 4) состоит из кнопки «Калибровать», кнопки «Остановить калибровку», трех семи сегментных индикаторов, цифрового значения показаний, панели для записи координат прямоугольных рамок, окна изображения со строкой координат изображения.

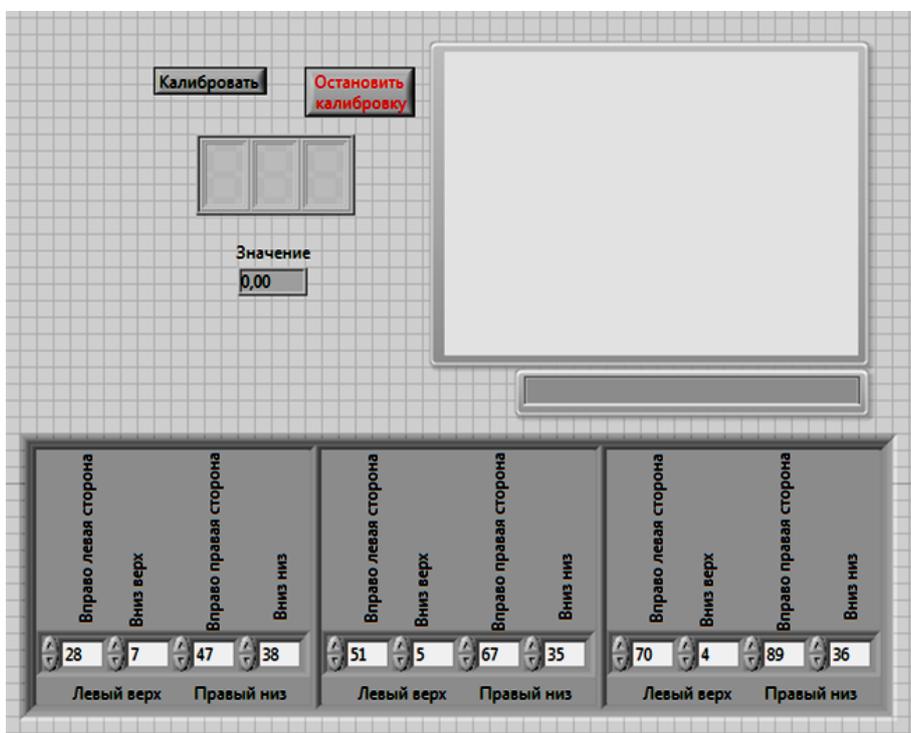


Рисунок 4. Интерфейс лицевой панели цифрового прибора.



## **ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

В результате проделанной работы была разработана инструкция по оцифровке стрелочного и цифрового приборов.

## **ЛИТЕРАТУРА**

1. Обработка и анализ цифровых изображений с примерами на LabVIEW/IMAQ Vision / Ю.В. Визильтер, С.Ю. Желтов, В.А. Князь, А.Н. Ходарев, А.В. Моржин. – М.: ДМК Пресс, 2007. – 464 с.

## **ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА ТУ-154**

Гамаюнов В.В.

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

Соколов О.А.

*(научный руководитель)*  
*sokolov\_o\_a@mail.ru*

Кафедра систем автоматизированного управления  
Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации  
(г. Санкт-Петербург)

В работе изложен материал состава и принципа работы агрегатов, и приборов, обеспечивающих заправку топлива, подачу к двигателям, а также измерение количества и расхода топлива топливной системы самолета ТУ-154.

## **ВВЕДЕНИЕ**

В период с 1.07.2013 по 14.07.2013 проходила производственно-ремонтная практика в ЗАО «Авиакомпания «Ангара»: цех по ремонту компонентов и комплектных изделий воздушных судов, участок по ремонту компонентов электрооборудования воздушных судов, аэродром (стоянка вертолетов) и лаборатории: приборная (гироскопия), контроль работы двигателя, анероидно-мембранных приборов и кислородная.

На производственно-ремонтной практике был изучен ремонт индуктивных сигнализаторов уровней топлива (далее ДУТ). В процессе изучения производилась полная разборка, замена прокладок, внутренний и внешний осмотр на поиск дефектов.

## **1 ПРИНЦИП РАБОТЫ ЕМКОСТНОГО ДАТЧИКА, ДОСТОИНСТВА И НЕДОСТАТКИ**

Принцип работы емкостного ДУТа – измерение емкости коаксиального конденсатора при заполнении его жидким диэлектриком. Представляет собой полую трубку со стержнем или другой трубкой внутри. Топливо, заполняя полость внутри трубки, изменяет характеристики конденсатора.

Достоинства:

- сравнительно небольшая стоимость для заявленной точности;
- позволяет зафиксировать места заправок и сливов;
- не имеет механически изнашивающихся подвижных частей.

Недостатки:

- требуется врезка в топливный бак;
- сильная зависимость показаний от диэлектрических характеристик заправленного топлива. Диэлектрическая проницаемость топлива сильно отличается у разных производителей, а в связи с многократным смешением видов топлива, и на разных заправках. Влияют как характеристики самого топлива, так и внесенные присадки;

- зависимость показаний от состояния окружающей среды: влажности и температуры;

- изменение характеристик смачиваемости обкладок коаксиального конденсатора ввиду отложений на поверхности смол и других загрязнений;

- наличие «мертвой зоны». Всегда от дна бака делается отступ для того, чтобы избежать замыкание обкладок имеющимся в баке конденсатом. При замыкании водой датчик показывает нереальные данные. В результате этого вынужденного отступа, в области датчик не работает [1].

## **2 ПРИНЦИП РАБОТЫ АВТОМАТА РАСХОДА И ЗАПРАВКИ ТОПЛИВА**

Автоматическое управление расходом топлива (по заданной программе) и заправкой топливом осуществляется индуктивными сигнализаторами уровней (рис. 1), установленными в датчиках топливомеров и заправки на определенных уровнях и включенными в неравновесный мост переменного тока.

В состав датчика входит:

- корпус коробки датчиков;
- труба подводки электропроводки к датчикам;
- съемная крышка;
- штепсельный разъем;
- труба слива конденсата из коробки;
- датчик топливомера;
- датчик заправки;
- болт крепления датчика.

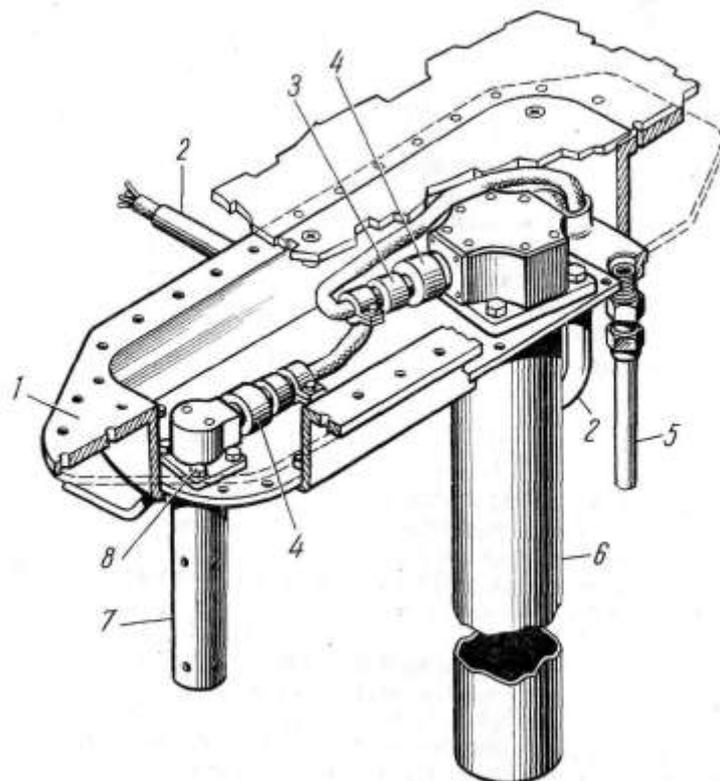


Рисунок 1. Индуктивный сигнализатор уровня топлива.

В каждом канале сигнализации имеется мост автоматики, состоящий из сдвоенной катушки и вторичной обмотки трансформатора. В исходном состоянии (сердечник выведен из катушки) мост сбалансирован, и в реле с диагонали моста сигнал не выдается, поэтому реле закрыто. При изменении уровня топлива сердечник катушки, соединенный с поплавком, перемещается и при уровне топлива, соответствующем сигнализирующему, входит в катушку. При этом в диагонали моста вследствие изменения индуктивности появляется сигнал, реле открывается, выходной элемент вторичного устройства изменяет свое состояние на противоположное и выдает команду на включение или отключение цепей исполнительного элемента и светосигнализаторов.

Для обеспечения программы выработки топлива используются блоки БРП, построенные на полупроводниковых реле РП1Т. Выполнение программы осуществляется блоком БУПР.

Автоматическая часть системы выполнена следующим образом: управление расходом и сигнализация остатка топлива осуществляется блоками БРП4-3Т и БУПР2-1Т, управление заправкой топлива – блоками БРПЗА-6Т, БУПР2-1Т и двумя галетными переключателями ПГК1-5Т (для бака № 4, баков № 2 и 3).

Автомат расхода состоит из девяти каналов автоматики, каждый из которых включает индуктивный датчик-сигнализатор, полупроводниковое реле типа РП1Т, электромагнитное реле и светосигнализаторы [2].

### 3 ЭЛЕКТРОПИТАНИЕ ЦЕПЕЙ УПРАВЛЕНИЯ ТОПЛИВНЫМИ НАСОСАМИ, СИСТЕМЫ РАСХОДА И СИГНАЛИЗАЦИИ ТОПЛИВА

Защита осуществляется: в цепи управления топливными насосами по постоянному току – автоматами защиты АЗСГК-2 «Топливные насосы», установленными на левой панели АЗС для насосов № 1, 3, 5, 7, 10, на правой панели АЗС для насосов № 2, 4, 6, 8, 9; в силовой цепи питания топливных насосов по трехфазному переменному току напряжением 200 В частотой 400 Гц – автоматами защиты АЗЗК-7,5 для насосов подкачки ЭЦН-325, АЗЗК-5 для насосов перекачки ЭЦН-323. Эти автоматы защиты установлены: для насосов № 1, 3, 5, 7, 10 на левой панели генераторов, для насосов № 2, 4, 6, 8, 9, на правой панели генераторов; в цепи сигнализации работы топливных насосов – двумя автоматами защиты АЗСГК-2 «Сигнализ. топливных насосов», по одному на левой и правой панелях АЗС; в цепи выключателя «Автомат – Ручное» – автоматом защиты АЗСГК-2 «Автомат – Ручное» на правой панели АЗС; в цепи питания по постоянному току блока автоматики УКБ23-1Т – автоматами защиты АЗСГК-5 «Автоматика» на правой панели АЗС; в цепи питания по переменному току 115 В частотой 400 Гц блока автоматики УКБ23-1Т – предохранителем ПМ-2 «Топливомер автоматика» в правой РК 115/200 В; в цепи автомата выравнивания – автоматами защиты АЗСГК-2 «Автомат выравнивания» на правой панели АЗС; по переменному току напряжением 115 В частотой 400 Гц – предохранителем ПМ-2 «Автомат выравнивания» в правой РК 115/200 В; в цепи питания топливного насоса ЭЦН-319 – автоматом защиты АЗСГК-15 в хвостовой РК; в цепи питания топливного насоса ЭЦН-19А – автоматом защиты АЗСГК-5 в хвостовой РК.

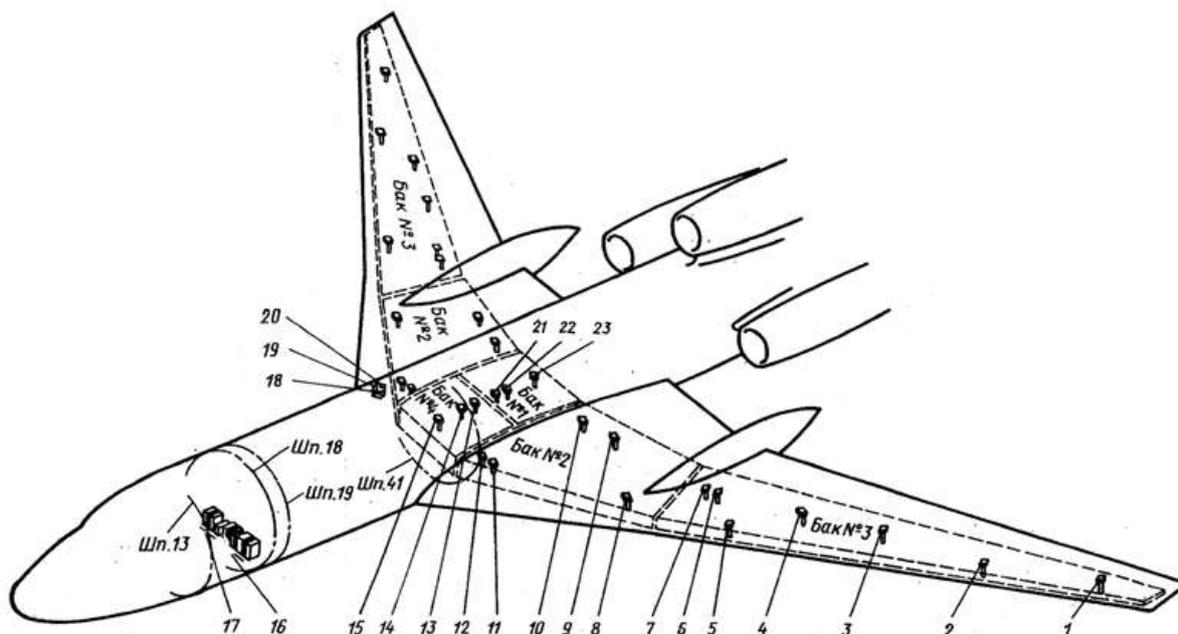


Рисунок 2. Схема размещения системы управления и измерения топлива. СУИТ4-1Т.

#### Состав СУИТ4-1Т:

- 1 – датчик топливомера ДТ40-9 №6;
- 2 – датчик топливомера ДТ40-8 №5;
- 3 – датчик топливомера с компенсатором ДКТ11 -2 №4;
- 4 – датчик топливомера ДТС20-13 №3;
- 5 – датчик топливомера ДТС20-12 № 2;
- 6 – датчик топливомера ДТС20-11 № 1;
- 7 – датчик заправки ДСИ4-3Т;
- 8 – датчик топливомера с компенсатором ДТК11-1 №4;
- 9 – датчик топливомера ДТС20-10 № 3;
- 10 – датчик топливомера ДТС20-9 №2;
- 11 – датчик топливомера ДТС20-8 №1;
- 12 – датчик заправки ДСИ4-2Т;
- 13 – датчик топливомера ДТС20-15 №3;
- 14 – датчик топливомера с компенсатором ДТК11-3 №2;
- 15 – датчик топливомера ДТС20-14 №1;
- 16 – коммутационное устройство с блоками УКБ23-1Т;
- 17 – коммутационное устройство с блоками УКБ22-1Т;
- 18 – щиток заправки;
- 19 – переключатель вариантов заправки ПРК1-6Т №2, 3;
- 20 – переключатель вариантов заправки ПГК-5Т бака № 4;
- 21 – датчик заправки ДСИ4-1Т;
- 22 – датчик топливомера ДТС20-7 № 1;
- 23 – датчик топливомера с компенсатором ДТК11 №2

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Воробьева В.Г. Техническая эксплуатация авиационного оборудования: Учебник / В.Г. Воробьева – М.: Трансп., 1990. – 296 с.
2. Электротехническое оборудование ТУ-154 – М.: Машиностроение, 1979. – 165 с.

# ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ ТУ-144 И CONCORDE

Оленина В.Е.

Лайков М.И.

*(научный руководитель)*

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

Человечество всегда стремилось к совершенству. Всё началось с покорения земель, морей и неба. Сразу же после окончания Второй мировой войны в мире началось развитие реактивной авиационной техники. Повышение тяги газотурбинных двигателей, их экономичности и, что самое главное, надежности позволило приступить к созданию первых реактивных авиалайнеров. Их успех, несмотря на ряд таинственных, на первый взгляд катастроф, был огромен, а преодоление «звукового барьера» пассажирскими самолетами стало реальностью. Так началась новая битва за сверхзвук.

## 1 СОЗДАНИЕ САМОЛЕТА ТУ-144

Ту-144 – первый советский сверхзвуковой пассажирский самолёт в мире, разработанный КБ Туполева в 60-е годы 20 века (рис. 1). Первый полет состоялся 31 декабря 1968 года на аэродроме Раменское (его выполнил испытатель конструкторского бюро А.Н. Туполева Эдуард Елян), то есть на два месяца раньше «Конкорда».

Ту-144 также является первым в истории пассажирским авиалайнером, преодолевшим звуковой барьер на высоте 11 000 метров 5 июня 1969 года. Следующий символический рубеж в 2 Маха самолёт преодолел 25 мая 1970 года, совершив полет на высоте 16300 м со скоростью 2150 км/ч. Самолет опередил свое время, т.к. в разработке были применены все новейшие технологии.



Рисунок 1. Сверхзвуковой пассажирский самолет Ту-144.



Рисунок 2. А.Н.Туполев.

## **2 АВИАКОНСТРУКТОР А.Н.ТУПОЛЕВ**

Андрей Николаевич Туполев (1988-1972) – русский и советский авиаконструктор, академик АН СССР, генерал-полковник-инженер (1968), трижды Герой Социалистического Труда (1945, 1957, 1972) (рис. 2). Под руководством Туполева спроектировано свыше 100 типов самолётов, 70 из которых строились серийно. На его самолётах установлено 78 мировых рекордов, выполнено около 30 выдающихся перелётов.

## **3 СОЗДАНИЕ САМОЛЕТА CONCORDE**

Concorde – англо-французский сверхзвуковой пассажирский самолёт (СПС), один из двух (вместе с Ту-144) типов сверхзвуковых самолётов, находившихся в коммерческой эксплуатации (рис. 3).



Рисунок 3. Сверхзвуковой пассажирский самолет Concorde.

«Конкорд» был создан в результате слияния в 1962 году двух национальных программ разработки сверхзвукового пассажирского авиатранспорта. Основными разработчиками самолёта стали компании Sud Aviation с французской стороны и BAC с английской. Двигательные установки самолёта совместной разработки английской Rolls-Royce и французской SNECMA. Первый вылет самолета состоялся 2 мая 1969 года на аэродроме Тулуза.

#### 4 ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА ТУ-144

На самолете Ту-144 была взята форма корпуса в виде «бесхвостки» с дельтовидным крылом. Экипаж состоял из трех человек (командир экипажа, второй пилот и бортинженер). Крылышки в носовой части фюзеляжа (это дополнительное горизонтальное оперение, которое позволяло существенно увеличить маневренность и уменьшить скорость при посадке).

У самолета под каждым полукрылом расположены два двигателя близко к фюзеляжу.

Составное треугольное крыло имеет оживальную форму (крыло образовывалось двумя треугольными поверхностями с углом стреловидности по передней кромке  $78^\circ$  и  $55^\circ$  – для задней базовой части). Конструкция крыла многолонжеронная, с мощной работающей обшивкой из сплошных плит, выполненных из алюминиевых сплавов. Центральная часть крыла изготовлялась из титановых сплавов.

Опускающаяся, хорошо остекленная носовая часть фюзеляжа перед пилотской кабиной, обеспечивала хороший обзор на больших взлетно-посадочных углах атаки, присущих самолету с крылом малого удлинения (опускание носовой части фюзеляжа осуществлялось вниз под углом  $12^\circ$  в условиях взлета и на  $17^\circ$  при посадке) (рис. 4).



Рисунок 4. Дополнительное горизонтальное оперение на передней части фюзеляжа.

Шасси использовалось трехопорное, убирающееся в полете.

В конструкции планера в основном использовались традиционные алюминиевые сплавы.

По всей задней кромке крыла размещались элевоны, состоявшие из четырех секций на каждом полукрыле (изготавливались из титановых сплавов).

## **5 ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА CONCORDE**

Для «Конкорда» выбрана аэродинамическая схема «бесхвостка» с низко расположенным треугольным крылом оживальной формы. Самолёт оптимизирован для выполнения длительного крейсерского полёта на сверхзвуковой скорости. Основным конструкционным материалом стал алюминиевый сплав RR58. Кроме этого, в конструкции самолёта использована сталь, титан, никелевые сплавы.

Самолёт имеет только вертикальное оперение, конструктивно аналогичное крылу. Руль направления двухсекционный, с независимым приводом верхней и нижней секции.

Особенностью производства «Конкорда» стало то, что вместо изготовления отдельно фюзеляжа и отдельно крыла с центропланом, изготавливался набор поперечных секций, каждая из которых включала часть крыла и соответствующую ей часть фюзеляжа, после чего секции стыковывались вместе. Такой подход позволял облегчить конструкцию.

Топливная система включает в себя 17 топливных баков общей ёмкостью 119280 литров, располагающихся в кессонах крыла и в нижней части фюзеляжа.

Шасси «Конкорда» трёхстоечное, с носовой опорой. В связи с тем, что на взлёте и на посадке самолёт выходил на весьма большие углы атаки, стойки шасси имеют необычно большую высоту, около 3,5 м.

Механизация крыла состоит из 6 элевонов относительно большого размера общей площадью 32 м<sup>2</sup>. Другой механизации крыла не предусматривалось.

Особенностью «Конкорда» стало то, что в крейсерском полёте температура носового обтекателя являлась одним из наиболее важных факторов, контролируемых экипажем и даже автопилотом, то есть автопилот ограничивал скорость исходя именно из этой величины.

## **6 ПЕРВЫЕ ПОЛЕТЫ СВЕРХЗВУКОВЫХ ПАССАЖИСКИХ САМОЛЕТОВ**

Все началось с катастрофы в 1973 году на авиасалоне в Ле-Бурже. Во время показательного полета ТУ-144 совершил резкий маневр, чтобы избежать столкновения с натовским истребителем «Мираж», который подлетел слишком близко, снимая самолет. В результате у ТУ-144 сломался корпус, и он развалился в воздухе на глазах у зрителей.

Но все же первый рабочий рейс Ту-144 был совершён 26 декабря 1975 года по маршруту Москва – Алма-Ата, где самолёт перевёз почту и посылки, а с 1 ноября 1977 года на том же направлении начались и пассажирские перевозки. Билет на этот рейс стоил 80 рублей, тогда как на обычный дозвуковой самолёт билет в Алма-Ату стоил 62 рубля. Этот рейс получил № 499 и выполнялся раз в неделю. Самым продолжительным беспосадочным регулярным рейсом Ту-144 был маршрут Москва – Хабаровск, протяжённостью 6250 км. А самым продолжительным рейсом с посадкой Париж – Новосибирск – Токио, общей протяжённостью 11 20 км. Чуть меньше был полёт Москва – Азорские острова – Гавана, длиной 10 400 км. 23 мая 1978 года произошло второе крушение опытной модели Ту-144 Д (№ 77111) во время испытательного полёта модернизированного варианта самолёта. При крушении погибло два человека.

1 июня 1978 года, всего через семь месяцев после начала коммерческой эксплуатации, «Аэрофлот» прекратил сверхзвуковые пассажирские рейсы. В общей сложности, Ту-144 совершил 102 рейса под флагом Аэрофлота, из них 55 пассажирских (было перевезено 3194 пассажира). Позже в 1995-1999 годах Ту-144 совершали только испытательные полёты для создания американскими инженерами НАСА своего нового сверхзвукового пассажирского самолета и установления мировых рекордов.

Коммерческая эксплуатация «Конкордов» началась 21 января 1976 года, когда самолет вылетел в свой первый рейс по маршруту Лондон – Бахрейн (компания BritishAirlines). В тот же день полётом F-BFBA (№ 205) была открыта линия Париж – Дакар компании AirFrance.

После окончания действия запрета в США были открыты регулярные рейсы в вашингтонский аэропорт Даллес, первый из которых состоялся 24 мая 1976 года. Полёты в Нью-Йорк начались только после 22 ноября 1977 года, в основном из-за противодействия мэрии Нью-Йорка. 25 июля 2000 года в Париже, при вылете из аэропорта «Шарль де Голль», разбился «Конкорд» F-BTSC авиакомпания AirFrance, совершавший рейс Париж – Нью-Йорк.

10 апреля 2003 года BritishAirways и AirFrance объявили о решении прекратить коммерческую эксплуатацию своего парка «Конкордов». Последние рейсы состоялись 24 октября. Последний полёт «Конкорда» состоялся 26 ноября 2003 года: G-BOAF (последний построенный самолёт) вылетел из Хитроу, пролетел над Бискайским заливом, совершил проход над Бристолем и приземлился в аэропорту Филтон.

За 27 лет регулярных и чартерных рейсов было перевезено более 3 миллионов пассажиров, общий налёт самолётов составил 243845 часов.

Причины снятия с эксплуатации сверхпассажирских самолетов ТУ-144 и Concorde:

– катастрофы пассажирских самолетов;

– нерентабельность (то есть стоимость билетов, которая была в полтора раза выше обычных, не покрывала даже незначительной части эксплуатационных расходов, вызванных высоким удельным расходом топлива в крейсерском режиме и сложным обслуживанием);

– сложная эксплуатация летательных аппаратов.

Самолеты, хранящиеся в музеях:

– Ту-144 № 77106 в музее ВВС в Монино под Москвой;

– Ту-144 № 77110 в музее гражданской авиации в Ульяновске;

– Ту-144Д № 77112 в музее техники в Зинсхайме (Германия) является наиболее качественно отреставрированным экземпляром и установлен рядом с французским «Конкордом».

Самолеты, находящиеся на хранении:

– Ту-144 № СССР-77108 в Самаре (№ 77108);

– Ту-144 № СССР-77107 в Казани (№ 77107);

– Ту-144 № 77107 в Казанском авиационном институте;

– Ту-144 № 77108 в музее Самарского аэрокосмического университета.

К 2003 году в эксплуатации находилось 8 «Конкордов». Все построенные самолёты, кроме № 211, разобранного на запчасти в 1982-1994 годах, и разбившегося в 2000 году в Париже № 203, хранятся в различных музеях и экспозициях.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Сверхзвуковые самолеты Ту-144 и Concorde опередили своё время. Это очень удивительные и грациозные самолёты. Сразу видно, что разработчики этих потрясающих машин вложили в них свою душу, весь свой талант. Но, к сожалению, для перевозки пассажиров и грузов в гражданской авиации этим самолетом применения не нашлось. В настоящее время самолеты хранятся в музеях и хранилищах, а модель Ту-144 ЛЛ (Летающая лаборатория) используется только для научных исследований в США.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Близнюк В. Правда о сверхзвуковых пассажирских самолётах/ В. Близнюк, Л.Васильев, В. Вуль, В. Климов, А. Миронов, А. Туполев, Ю. Попов, А. Пухов, Г. Черемухин// Издательство «Московский рабочий» – выпуск от 25.11.2000, 3500 экз.
2. Якубович Н.В. Первые сверхзвуковые: Ту-144 против «Конкорда». – М.: ВЭРО Пресс, Яуза, Эксмо, 2012. – 96 с.
3. РИА Новости. Что стряслось с обогнавшими звук и время Ту-144 и «Конкорд» [Электронный ресурс]. URL: <http://ria.ru/analytics> (дата обращения 15.09.2014).

## МУЛЬТИВИБРАТОР

Кирилов И.В.

Диль В.Ф.

(научный руководитель)

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

В статье рассмотрено назначение, принцип действия, состав и процесс изготовления мультивибратора.

Мультивибратор – это простейший генератор импульсов, работающий в режиме «автогенерации», т.е. при подаче питания начинает сам генерировать импульсы без постороннего вмешательства. Термин предложен голландским физиком Ванн Дер Полем. Слово «мультивибратор» происходит от двух слов: «мульти» – много и «вибратор» – источник колебаний, поскольку колебания мультивибратора содержат большое число гармоник (рис. 1).

Для изготовления мультивибратора необходимы радиокомпоненты (рис. 2), приведенные в табл. 1.

Таблица 1. Радиокомпоненты.

Наименование детали	Количество (шт.)
Транзистор КТ315.	2
Конденсатор электролитический 10-200мкф, 16 В	2
Резисторы 500 Ом, 0.25 Вт.	2
Светодиод.	2
Резисторы 10 кОм, 0.125 Вт.	2

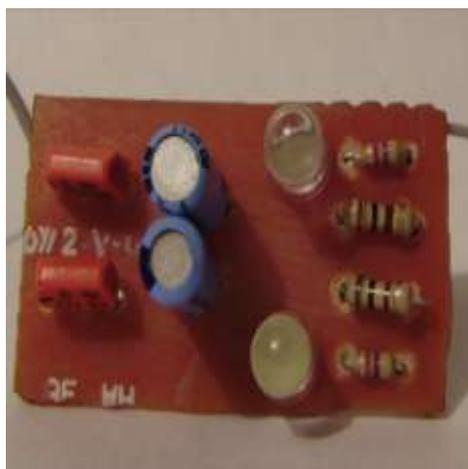


Рисунок 1. Мультивибратор.



Рисунок 2. Радиокomпоненты.

Схем мультивибраторов существует большое количество, но наиболее популярной и обсуждаемой является схема нестабильного симметричного мультивибратора (рис. 3).

Принцип действия мультивибратора заключается в поочередном переключении транзисторов VT1 и VT2 в режим открытия и закрытия. Переключение транзисторов происходит следующим образом: когда один транзистор открыт (VT1), происходит разрядка конденсатора C1. Конденсатор C2 – напротив заряжается базовым током через R4. Конденсатор C1 в процессе разрядки держит базу транзистора VT2 под отрицательным напряжением и запирает его. Дальнейшая разрядка доводит заряд конденсатора C1 до нуля и далее заряжает его в другую сторону. При этом напряжение на базе VT2 возрастает, открывая его. Теперь уже конденсатор C2, ранее заряженный, подвергается разрядке. Транзистор VT1 оказывается запертым отрицательным напряжением на базе. Данный цикл переключения транзисторов происходит непрерывно.

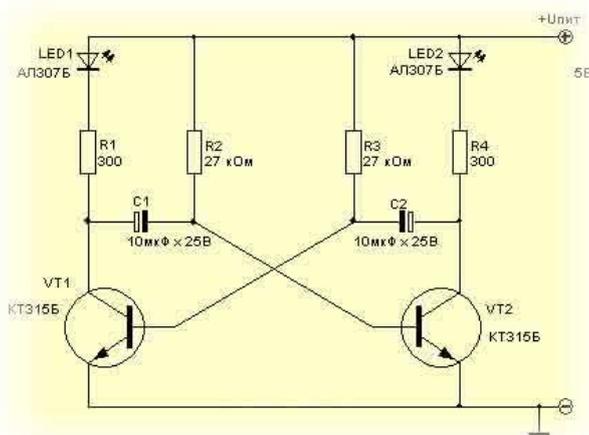


Рисунок 3. Схема мультивибратора.



Рисунок 4. Подготовка платы к размещению.

Для изготовления мультивибратора потребуются текстолитовая плата, маркер, хлорное железо, разработанная схема печатной платы с размещением элементов мультивибратора.

Устанавливаем размеры текстолитовой платы согласно разработанной схеме и вырезаем её из большого листа. Перед тем как наносить маркером схему на плату, необходимо обезжирить токопроводящую поверхность, для чего используется спирт и стирательная резинка (рис. 4).

Рисуем схему мультивибратора на плате таким образом, чтобы дорожки нигде не соединялись, иначе мультивибратор работать не будет. Наносить маркер желательно плотным слоем, иначе при травлении произойдет разрыв дорожки (рис. 5).

В качестве раствора для травления используем хлорное железо. Раствор готовится из соотношения 250 г хлорного железа на литр воды (рис. 6).

Опускаем плату в раствор примерно на 15-30 минут в зависимости от концентрации раствора. Изымаем плату из раствора по окончании травления металла. Завершение травления определяем по отсутствию токопроводящего слоя на открытых частях платы.



Рисунок 5. Схема размещения элементов на плате.



Рисунок 6. Хлорное железо.



Рисунок 7. Готовое изделие.

После этого на готовой плате высверливаем отверстия и выполняем пайку электронных элементов мультивибратора, согласно электрической схемы. Качество пайки и правильности размещения элементов проверяем визуально. Проверяем работоспособность мультивибратора подключением к источнику постоянного тока напряжением 9В.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Диль В.Ф., Лайков М.И. Электромонтажная подготовка: Учебное пособие. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2012. – 158 с.

## Именной указатель

### А

Адилова А.Т. .... 93  
Алексин А.С. .... 156  
Андреев А.В. .... 98

### Б

Белявский Е.В. .... 133  
Батюк В.В. .... 69

### В

Воробьев А.Д. .... 109, 152  
Верхотурова Н.А. .... 42

### Г

Гамаюнов В.В. .... 164  
Голованов И.Г. .... 112  
Грекова М.В. .... 51

### Д

Диль В.Ф. .... 103, 116, 175  
Двужильная Д.А. .... 21  
Дмитриев И.С. .... 60

### Е

Ерина Н.С. .... 58  
Ерохин В.В. .... 80

### И

Инкижинов Б.С. .... 137

### К

Караченцев В.А. .... 13  
Каримова К.М. .... 38  
Кивокурцев А.Л. .... 125, 140  
Кирилов И.В. .... 175  
Кобзарь В.А. .... 76, 89  
Кобзарь Н.В. .... 76, 89  
Кобылкин А.А. .... 10

Ковалев С.В. .... 89  
Козырева И.С. .... 140  
Копылов К.В. .... 7

### Л

Лайков М.И. .... 98, 156, 169  
Лежанкин Б.В. .... 21, 31, 42  
Логунова М.С. .... 121, 160

### М

Матвеев В.Н. .... 103  
Межетов М.А. .... 51, 58, 69

### Н

Налобин К.В. .... 65

### О

Овчинникова Т.А. .... 140  
Оленина В.Е. .... 116, 169

### П

Попов В.М. .... 93, 133, 145, 160  
Портнов М.А. .... 7, 38, 60, 83

### Р

Распутин М.С. .... 13  
Рыжков Д.А. .... 10, 55, 88

### С

Сарабахова А.А. .... 80  
Свиридов М.В. .... 83  
Сиразитдинов А.В. .... 145  
Смирнов А.С. .... 112, 149  
Соколов О.А. .... 121, 137, 149, 152, 164  
Старожилов Л.И. .... 35  
Сурганов А.С. .... 31

**Т**

Туринцев С.В. ....35, 65

**У**

Устинов В.В. .... 109

**Х**

Хатненко И.В. ....88

Хлыстова А.С..... 125

**Я**

Яковлев Е.С.....55

Яковлева А.В..... 65