

Комитет по образованию Санкт Петербурга
Государственное бюджетное общеобразовательное учреждение
Центр образования «Санкт-Петербургский городской Дворец творчества юных»
Северо-Западная межрегиональная общественная организация
Федерации космонавтики России
Балтийский государственный технический университет «Военмех» им.Д.Ф.Устинова

ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ОБЛАСТИ НАУКИ И ТЕХНИКИ

**МАТЕРИАЛЫ
XII ОТКРЫТОЙ НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКОЙ
КОНФЕРЕНЦИИ
учащихся, студентов и аспирантов**

23-24 апреля 2014 года

Комитет по образованию Санкт Петербурга
Государственное бюджетное общеобразовательное учреждение
Центр образования «Санкт-Петербургский городской Дворец творчества юных»
Северо-Западная межрегиональная общественная организация
Федерации космонавтики России
Балтийский государственный технический университет «Военмех» им.Д.Ф.Устинова

ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В ОБЛАСТИ НАУКИ И ТЕХНИКИ

МАТЕРИАЛЫ
XII ОТКРЫТОЙ НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКОЙ
КОНФЕРЕНЦИИ
учащихся, студентов и аспирантов

23-24 апреля 2014 года, Санкт-Петербург, Россия

Санкт-Петербург
2014

Информационные технологии в области науки и техники:

материалы XII открытой научно-практической конференции учащихся, студентов и аспирантов. ГБОУ ЦО «СПбГДТЮ». – СПб., 2014. – 88 с.

Публикуемые материалы представляют собой статьи и доклады, представленные на XII Открытой научно-практической конференции учащихся, студентов и аспирантов «Информационные технологии в области науки и техники», которая прошла 23-24 апреля 2014 года в Юношеском клубе космонавтики им. Г.С. Титова Государственного общеобразовательного учреждения Центр образования «Санкт-Петербургский городской Дворец творчества юных» (г. Санкт-Петербург).

Материалы сборника охватывают вопросы информационных технологий в области радиоэлектронных систем управления летательными аппаратами, разработки систем обработки информации, проектирования и управления малыми космическими аппаратами, повышения качества аэрокосмического образования молодежи.

тираж РИС ГБОУ ЦО СПбГДТЮ

заказ Т555, подписано в печать 05.10.2014г тираж 60 экз.

ISBN 978-5-88494-146-5

© ГБОУ ЦО СПбГДТЮ,
ОИТКО, 2014

Организационный комитет двенадцатой открытой научно-практической конференции

- А.И. Тарасов к.т.н., доцент БГТУ «Военмех» им. Д.Ф.Устинова,
председатель попечительского совета
фонда «Апрель12»,
председатель оргкомитета конференции
- В.Ф. Жуковский к.т.н., заведующий Отделом информационных
технологий и компьютерного обеспечения
ГБОУ ЦО «СПбГДТЮ»,
выпускник Юношеского клуба космонавтики 1971 г.
- И.А. Борисова з.р.к. РФ, руководитель
Юношеского клуба космонавтики им. Г.С.Титова
ГБОУ ЦО «СПбГДТЮ»

Жуковский В.Ф. Спутник ANSAT – шаг в будущее

9 апреля 2014 года на открытии Петербургской юношеской научно-практической конференции «Будущее сильной России – в высоких технологиях» Юношеский клуб космонавтики им. Г.С.Титова официально представил новый проект: научно-образовательную программу «Парус моей мечты».

Программа создана в интересах научно-образовательной, научно-технической и научно-инновационной деятельности ГБОУ ЦО «СПбГДТЮ» и основана на многолетнем опыте работы со старшими школьниками, сотрудничестве с ВУЗами, предприятиями Санкт-Петербурга и Федерацией космонавтики РФ в Юношеском клубе космонавтики.

Цель программы — популяризация космических исследований, переход к новому качеству аэрокосмического образования, реализация профессионального «лифта» для школьников, студентов и молодых специалистов с участием ветеранов космической отрасли, профориентация старших школьников.

В рамках данной программы планируется создать спутник «AnSat» (Anichkov Satellite) и провести космический эксперимент. Запуск первого спутника планируется осуществить с космодрома «Восточный» в конце 2015 года.

Эти работы ведутся при непосредственном участии КБ «Арсенал» в соответствии с Соглашением о стратегическом партнерстве между Федеральным космическим агентством «Роскосмос» и Советом ректоров ВУЗов Санкт-Петербурга и с поручением руководителя Роскосмоса О.Н. Остапенко.

На базе Юношеского клуба космонавтики была создана инициативная группа в составе: А.И. Нечаев (специалист по робототехнике, научный руководитель эксперимента), А.И. Прядко (специалист по мехатронике), М.И.Кислицкий (КБ «Арсенал», координатор проекта, выпускник ЮКК), В.Ф. Жуковский (СПбГДТЮ, координатор проекта, выпускник ЮКК), О.П.Мухин (Федерация космонавтики РФ, координатор проекта), Г.А. Грачев (студент БГТУ «Военмех», выпускник ЮКК), С.В. Чураков С (студент СПбГЭТУ «ЛЭТИ», выпускник ЮКК), другие студенты и учащиеся клуба космонавтики.

Инициативная группа разработала «миссию» малого космического аппарата (МКА) «AnSat» на 2015 год, которая заключается в исследовании и разработке космической интеллектуальной реконфигурируемой мехатронной системы (ИРМС).

Космический эксперимент в 2015 году необходим для отработки принципов развертывания, управления конфигурацией, телеметрического контроля и технического обслуживания крупногабаритных адаптивных конструкций различного назначения в космическом пространстве.

Предлагается исследовать, разработать и экспериментально отработать следующие методы и технологии реализации реконфигурируемых космических конструкций и комплексов:

- вывода в космическое пространство и роспуска группировок МКА с использованием механических адаптивно управляемых связей;
- оперативной реконфигурации механических связей при изменении полетного задания, для обеспечения живучести группировки в нештатных ситуациях или при частичных отказах;
- обеспечения сборки, технического обслуживания, ремонта и наращивания группировки;
- использования внешних факторов космического полета и/или других внешних воздействий со стороны пользователей или систем активного противодействия для изменения ориентации, маневрирования, адаптации формы и реконфигурации связей группировки, пополнения энергетических ресурсов;
- реконфигурации конструкции группировки для активного взаимодействия с другими группировками, конструкциями, пилотируемыми КА, прочими КА, космическим мусором и прочими космическими объектами;
- формирования целевой конфигурации компактной группировки для маневрирования, сближения, инспекции, захвата и манипуляции со свободно летающими КА, космическим мусором, другими космическими объектами;
- использования группировок механически связанных МКА в качестве основы (каркаса) крупногабаритных надувных, пленочных и других космических технологичных систем и энергетических комплексов.

Таким образом, создаваемый школьный спутник «AnSat» будет решать серьезные «взрослые» задачи с использованием наукоемких технологий, которые развиваются в Санкт-Петербурге. Именно поэтому наш проект еще на начальной стадии поддержали научные организации и ВУЗы города, а именно:

- Федеральное космическое агентство РОСКОСМОС, Федерация космонавтики России, КБ «АРСЕНАЛ» им. М.Ф. Фрунзе, СПИИРАН, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, СПб ГУАП.

Проект очень важен и школьникам, т. к. на базе Юношеского клуба космонавтики им. Г.С.Титова планируется:

- Создание лаборатории для исследования систем ориентации и стабилизации спутников, действующего макета спутника «AnSat»;
- Созданию Центра Управления Полетом;
- Организация стажировок в ЦПК им. Ю.А. Гагарина и на космодроме «Плесецк».

Уже сегодня корректируются образовательные программы клуба. Клуб обрстает новыми друзьями и социальными партнерами. Клуб стал центром инноваций и нас, педагогов клуба, это устраивает. Мы уверенно смотрим в будущее.

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

А.А. Сорокин	к.т.н., профессор кафедры «Радиоэлектронные системы управления», научный руководитель
В.В.Смирнов	к.т.н., профессор кафедры «Радиоэлектронные системы управления», научный руководитель
Ю.В. Петров	к.т.н., доцент кафедры «Радиоэлектронные системы управления», научный руководитель
О.В. Свешников	к.т.н., доцент кафедры «Радиоэлектронные системы управления», научный руководитель
С.Г. Толмачев	к.т.н., оцент кафедры «Системы обработки информации и управления», научный руководитель
И.В. Воронин	к.т.н., доцент кафедры «Системы обработки информации и управления», научный руководитель
Д.А. Хромихин	студент 5 курса кафедры «Радиоэлектронные системы управления»
С.Ю. Быстров	аспирант 2 года обучения кафедры «Радиоэлектронные системы управления»
О.Ю. Кузьмичев	Техник НТЦ «Завод Ленинец»
Д.М. Коробочкин	аспирант 1 года обучения кафедры «Радиоэлектронные системы управления»
Р.А. Каралуп	студентка 5 курса кафедры «Радиоэлектронные системы управления»
С.В. Федорова	студентка 5 курса кафедры «Радиоэлектронные системы управления»
Д.А. Непомилуев	Магистрант 1 года обучения кафедры «Радиоэлектронные системы управления»

А.Н. Бызов	аспирант 2 года обучения кафедры «Радиоэлектронные системы управления»
Е.А. Куликов	студент 4 курса кафедры «Радиоэлектронные системы управления»
Э.В. Семькин	студент 4 курса кафедры «Радиоэлектронные системы управления»
А.А. Лукин	студент 4 курса кафедры «Радиоэлектронные системы управления»
В.С. Кравец	студент 4 курса кафедры «Радиоэлектронные системы управления»
В.В. Способина	студентка 4 курса кафедры «Радиоэлектронные системы управления»
М.В. Свистунов	студент 5 курса кафедры «Радиоэлектронные системы управления»
Р.С. Назаров	магистрант 2 года обучения кафедры «Системы обработки информации и управления»
А.В. Егоров	магистрант 2 года обучения кафедры «Системы обработки информации и управления»

Смирнов В.В., Хромихин Д. А. Модуль системы управления формой антенны космического аппарата

В областях современной радиосвязи, радиолокации, радионавигации и радиоастрономии важной задачей является получение высоких отношений сигнал/шум и высокой пространственной избирательности. Для этого антенны радиотехнических систем должны иметь высокий коэффициент направленного действия (КНД) (или при допущении, что КПД антенны равен 1 — коэффициент усиления (КУ)) [1, 2, 4]. При работе в космическом пространстве конструкции рефлектора будут подвергаться деформациям из-за циклических температурных перепадов.

Апертурные антенны имеют жесткую зависимость значения КНД от своих геометрических характеристик. Причем в случае апертурных антенн, чем больше их размеры при фиксированной рабочей длине волны, тем выше их КУ. При больших размерах рефлекторов антенн сложнее сохранить их геометрические размеры близкие к расчетным размерам, а это приводит к тому, что при незначительном изменении формы рефлектора апертурных антенн сильно меняется их КУ и диаграмма направленности (ДН). Важнейшей характеристикой параболической антенны является точность формы [1, 2, 3]. Для сохранения характеристик ДН и заданного КУ апертурной антенны с параболическим рефлектором необходимо поддерживать форму рефлектора близкой к заданной, это осуществляется с помощью системы управления формой рефлектора антенны. Рефлектор в данном случае является объектом управления.

Объектом управления является, установленный на космическом аппарате (КА), параболический рефлектор с апертурой 50 метров разделенный на 16 секторов (рисунок 1а). Каждый сектор должен быть оборудован устройствами натяжения троса - устройствами точечной регулировки формы рефлектора (УТРФР) (рисунок 1б).

Форма рефлектора оценивается при помощи, установленной на КА, лазерной дальномерной системы, измеряющей расстояния до точек контроля, расположенных на внутренней поверхности рефлектора, и отражающих лазерный луч в сторону измерительного устройства. Информация от лазерной дальномерной системы и от всех устройств натяжения троса поступает в бортовой вычислитель КА, который после её обработки определяет отклонение формы рефлектора от заданной и необходимости её корректировки. В случае необходимости корректировки формы рефлектора бортовой вычислитель КА вырабатывает управляющие воздействия.

Устройство точечной регулировки формы рефлектора является частью системы управления формой антенны космического аппарата, оно включает в себя: каналы связи с КА, входные каналы датчиков механического усилия,

температуры, а также выходной канал электромеханического устройства натяжения троса (актуатора).

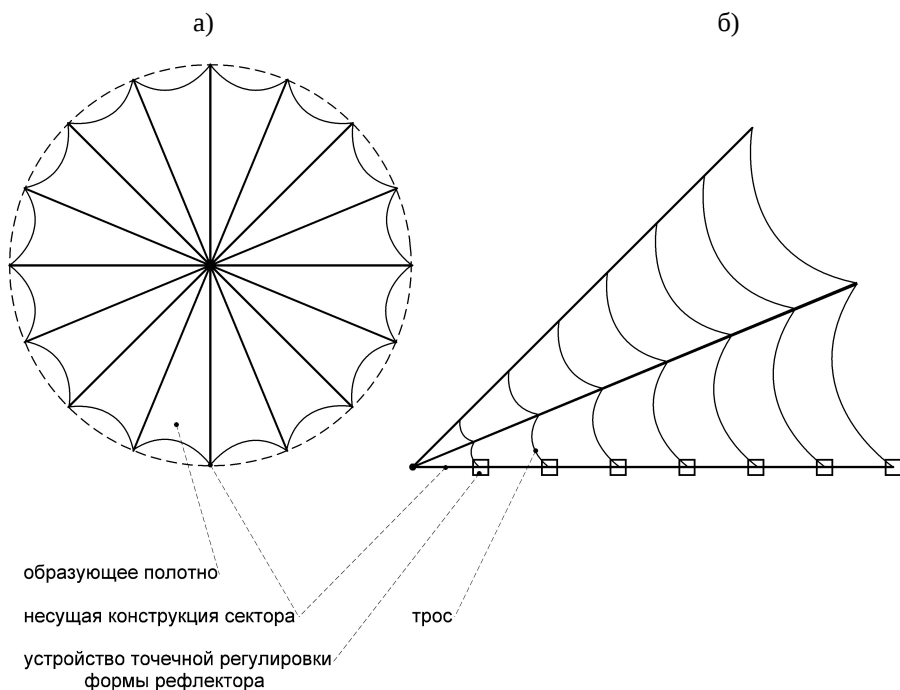


Рисунок 1. Конструкция объекта управления:
а) общий вид, б) конструкция сектора

На рисунке 2 приведена структура одного модуля УТРФР в составе системы управления формой рефлектора антенны.

В рамках данной работы, стояла задача, разработки макета модуля системы управления формой антенны космического аппарата.

Структура модуля включает в себя в себя: микропроцессорное устройство управления, сбора и обработки информации сопряженное с персональным компьютером посредством интерфейсов USB и USART, согласующие устройства входных (датчики температуры, усилия, линейных и угловых перемещений) и выходных каналов (драйвер двигателя актуатора).

Для работы модуля требуется программное обеспечение ПК, реализующее функции интерфейса пользователя и поддерживающее: управление микропроцессорным устройством, отображение информации, накопление данных для последующей обработки.

Автором был предложен вариант макета блока электроники основывающийся на структуре, представленной на рисунке 2.

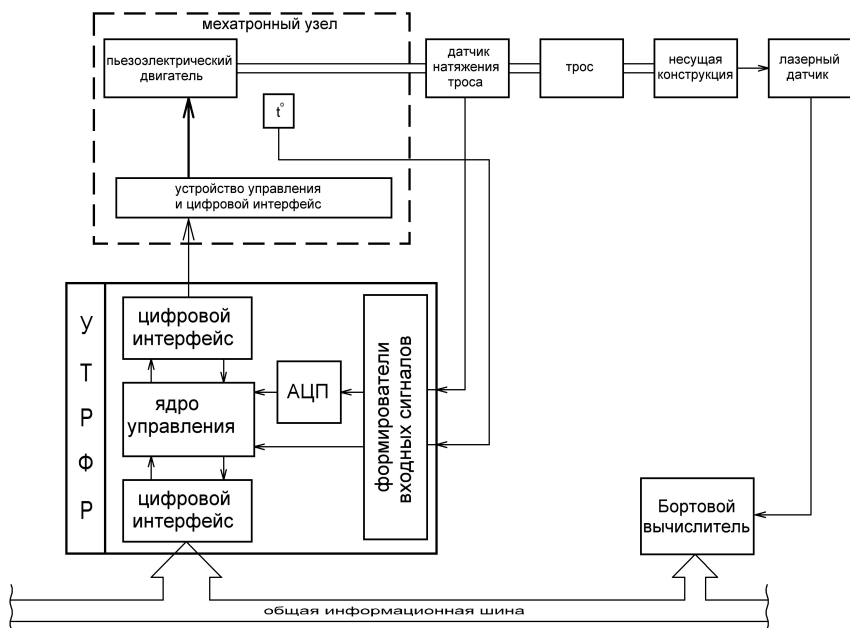


Рисунок 2. Структура УТРФ в составе системы управления формой рефлектора антенны

В качестве основного управляющего устройства был выбран микроконтроллер PIC18F4550, который является ядром управления с максимальной тактовой частотой 48 МГц совмещающем в себе функции АЦП и аппаратную поддержку шины USB и интерфейса USART [5].

Применение микроконтроллера позволило относительно быстро и результативно произвести макетирование электронного изделия со сложной программируемой логикой работы, так как все необходимые элементы вычислительного устройства с достаточными для решения поставленной задачи быстродействием и разрядностью и аппаратные контроллеры интерфейсов присутствуют в едином корпусе интегральной схемы. Это позволило при достаточно высокой интеграции получить высокую функциональность.

Для электронного модуля было разработано программное обеспечение в среде программирования Borland Delphi 7. При разработке программного обеспечения принято решение воспользоваться открытым проектом JEDI (Joint Endeavor of Delphi Innovators) для реализации обмена данными с разработанным электронным модулем по USB интерфейсу посредством HID-драйвера (с помощью компонентов библиотек JCL и JVCL).

С помощью разработанного программно-аппаратного комплекса осуществляется сбор статистических данных получаемых при испытании актуаторов на пьезоэлектрических двигателях.

В рамках данной работы был изготовлен макет устройства управления формой рефлектора антенны. Этот макет используется в рамках выполнения научной работы ведущейся в данный момент на кафедре радиоэлектронных систем управления в кооперации с другими кафедрами.

Разработанное устройство и осуществленное с его помощью моделирование позволило подтвердить работоспособность заложенных при его реализации принципов и приблизило успешное завершение одного из этапов ОКР проводимой в настоящее время. Концепция такого способа управления формой рефлектора антенны, таким образом, была подвергнута проверке, её результаты оказались положительными. На базе данного устройства будут синтезированы новые более совершенные образцы.

Стоит отметить, что управление интеллектуальными конструкциями, одной из которых является рассмотренная антенная система, актуальная и весьма перспективная область современной техники [6, 7, 8].

Применение подобных конструкций уже сейчас позволяет развертывать в космическом пространстве крупногабаритные объекты подобные описанной антенной системе [8, 9].

Список использованных источников

- Сазонов Д.М., «Антенны и устройства СВЧ», М.: «Высшая школа», 1988.
- Ротхаммель Карл, Кришке Алоиз, «Антенны» пер. с нем., в 2-х томах, изд. 11, М.: «Данвел», 2007.
- Вуд П., «Анализ и проектирование зеркальных антенн» пер. с англ. М.: «Радио и связь», 1984.
- Смирнов В.В., Смолин В.П., «Антенные устройства: учебное пособие», Ленинград, ЛМИ, 1991.
- Спецификация микроконтроллера PIC18F4550 от производителя <http://www.microchip.ru/lit/?mid=1x0> (ресурс сети интернет)
- Г.А. Молодцов, В.Е. Биткин, В.Ф. Симонов, Ф.Ф. Урмансов. «Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов», М.: Машиностроение, 2000.
- К. Уорден «Новые интеллектуальные материалы и конструкции», Техносфера, 2006.
- Космическое зеркало и способ его развертывания в космосе (варианты) (патент РФ № 2424162).
- Устройство для развертывания в космическом пространстве тепловой мишени (RU № 2381436)

Быстров С.Ю., Кузьмичев О.Ю.
Разработка и анализ алгоритмов контроля измерений
параметров движения летательного аппарата

Научный руководитель: Петров Ю.В.

Контроль работоспособности бортового оборудования – это оценка технического состояния изделия, осуществляемая с целью определения способности изделия выполнять заданные функции в текущий момент времени, сохраняя значения заданных параметров в пределах, установленных нормативно-технической документацией [1]. Контроль бортового оборудования при подготовке к полёту и в полёте является одним из важнейших видов контроля работоспособности и направлен на своевременное обнаружение и локализацию отказов, а так же повышение достоверности предоставляемой пилотам информации.

Методы контроля работоспособности можно разделить на инструментальные и информационные [2].

Инструментальный контроль – предназначен для выявления устойчивых не самоустраниющихся отказов. В зависимости от реализующих средств эти методы можно разделить на схемные и тестовые. Схемные методы реализуются чисто аппаратно, в то время как тестовые методы реализуются под управлением программы.

Информационный контроль – предназначен для обнаружения влияния случайных сбоев [3]. Методы этой группы направлены на контроль не устройств, а информации. Они позволяют повысить ее достоверность. Информационный контроль используется также для проверки информации, получаемой от других систем и датчиков по каналам связи, тем самым контролируется не только исправность сопрягаемых систем, но и выявляются сбои в каналах связи. При выборе методов контроля основное внимание должно быть обращено на способность метода контроля к обнаружению ошибок, а также на затрачиваемые на него ресурсы. Информационный контроль основан на использовании информационной избыточности или на априорном знании некоторых закономерностей. Широко применяются следующие группы методов информационного контроля: метод двойного просчета; метод контрольных соотношений; метод усеченного алгоритма; логический анализ результатов решения; метод подстановки.

Метод двойного просчета со сравнением результатов является наиболее распространенным. Сущность его заключается в том, что вся рабочая программа разбивается на отдельные части и после выполнения какого-либо этапа вычислений производится контрольное суммирование всех команд, промежуточных и конечных результатов контролируемого этапа. Контрольная сумма запоминается и выполняется повторное вычисление этого этапа с последующим контрольным суммированием. Обе контрольные суммы сравниваются.

Метод контрольных соотношений заключается в том, что в общий алгоритм включаются различные математические соотношения, позволяющие проверить правильность решения основной задачи. Метод усеченного алгоритма позволяет выявлять и устранять ошибки за счет случайных сбоев и систематических отказов. Он предполагает наличие упрощенного алгоритма основной задачи. Логический анализ результатов решения позволяет выявлять как случайные, так и систематические ошибки. Сущность его заключается в сравнении некоторых параметров задачи и их приращений, вычисленных в ходе решения задачи, с заранее известными пределами их изменения. Метод подстановки заключается в том, что после получения ряда искомого результата решается обратная задача. Тестовый контроль обнаруживает неисправности аппаратуры и выполняет их локализацию. Схемный контроль обеспечивает контроль устройства с помощью дополнительного оборудования, включенного в его состав. Вид этого оборудования и метод контроля определяются назначением и структурой проверяемого устройства. Схемный контроль является единственным методом определения работоспособности блоков, не имеющих в своем составе вычислительных средств.

Таблица.1 Основные методы контроля контроля

Группа методов	Метод	Достоинства	Недостатки
Информационные методы	Метод двойного просчета	Обнаружение сбоев, простота реализации	Увеличение длительности работы алгоритма
	Метод контрольных соотношений	Обнаружение сбоев, отказов, не существенно замедляет алгоритм работы	
	Метод усеченного алгоритма	Позволяет выявлять и устранять ошибки вызванные сбоями	
	Логический анализ результатов решения	Простота реализации (оценка попадания параметра в заданный диапазон значений)	Не применим, если заранее не известны законы изменения параметров
	Метод подстановки	Применимо для широкого класса вычислительных задач	Решение обратной задачи требует дополнительное время и ресурсы, соизмеримые с требованиями основной задачи

Инструментальные методы	Тестовый контроль	Проверяют не только БЦВС, но и всю систему. Позволяют определить место возникновения неисправности	Требуют дополнительную память и вычислительные ресурсы
	Схемный контроль	Контроль блоков не имеющих вычислительных средств, контроль линий связи.	Требуется дополнительное оборудование, избыточность аппаратуры

Автоматизированные системы контроля (АСК) можно классифицировать по форме представления информации о состоянии объекта контроля, по месту размещения АСК, по способу оценки контролируемых параметров, по назначению⁴ (Рисунок 1).

Основными задачами, решаемыми бортовой автоматизированной системой контроля (БАСК) являются фоновый контроль и диагностический контроль.

Диагностический контроль предназначен для проверки бортового оборудования входящего в перечень контролируемого оборудования на предварительной или предполётной подготовке. При запуске этого режима контроля БАСК начинает выдавать команды перехода в режим принудительного контроля всем устройствам. Устройства подлежащие контролю при получении данной команды переходят в режим теста и передают в БАСК результаты. В случае успешного прохождения контроля и передачи в БАСК соответствующих признаков и исправностей БАСК фиксирует исправность данного устройства и снимает команду контроля для него, тем самым переводя его в штатный режим работы.

Фоновый контроль включает в себя функции анализа текущего состояния бортового оборудования, регистрацию текущего состояния, индикация результатов контроля.

Основной функцией и задачей БАСК является осуществление фонового контроля. В фоновом контроле все устройства осуществляют контроль своей работоспособности и контроль входных линий связи. Эта информация передается в словах состояния всем потребителям и в БАСК. БАСК собирает эту информацию от всех смежных систем. Эта информация обрабатывается и передается на индикацию.

Так же в фоновом режиме контролируются основные навигационные датчики, такие как БИНС и СНС (бесплатформенная инерциальная навигационная система и спутниковая навигационная система). Контролю подвергают-

ся основные параметры, поступающие от этих датчиков. Основные алгоритмы применяемые для контроля параметров это: контроль среднего значения параметра, контроль дисперсии, контроль коэффициента автокорреляции, контроль взаимной корреляции.

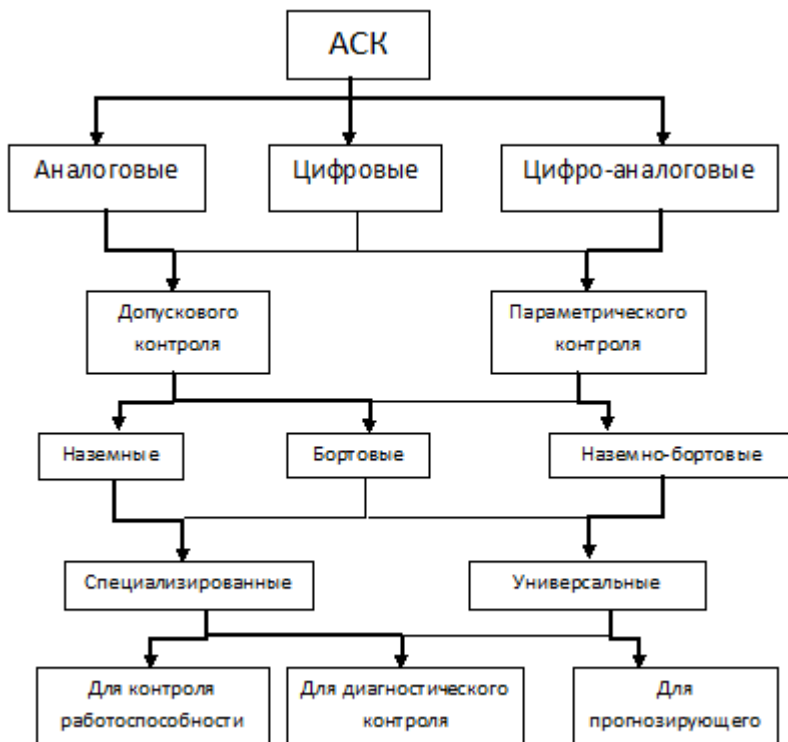


Рисунок 1. Классификация автоматизированных систем контроля.

В заключение стоит отметить, что обозначенные в статье методы и алгоритмы контроля бортового радиоэлектронного оборудования будут более эффективны при их совместном использовании.

Библиографический список

1. ОСТ 1 00698-88
2. А. А. Кучерявый «Бортовые информационные системы». Курс лекций 2-е издание, переработанное и дополненное. Ульяновск. 2004.
3. ОСТ 1 02553-85
4. С.В. Ипполитов, В.Л.Кучевский, В.Т. Юдин «Методы и средства объективного контроля» Учебное пособие. Воронеж. 2011.

Коробочкин Д.М. Оценка рельефа местности в вертикальной плоскости с целью обеспечения безопасности полета вертолета в сложных погодных условиях

Научный руководитель: Петров Ю.В.

Введение

Актуальной проблемой авиации с ее зарождения и до настоящего времени была и остается проблема обеспечения безопасности полетов. Эта проблема свойственна всем видам авиации: гражданской, государственной (военной и специальной), экспериментальной.

До 70-х годов в мировом воздушном флоте коммерческих реактивных самолетов в среднем происходило примерно 8 аварийных происшествий, связанных со столкновением с землей, в год [1]. Распределение причин всех авиационных происшествий показано на рис. 1.

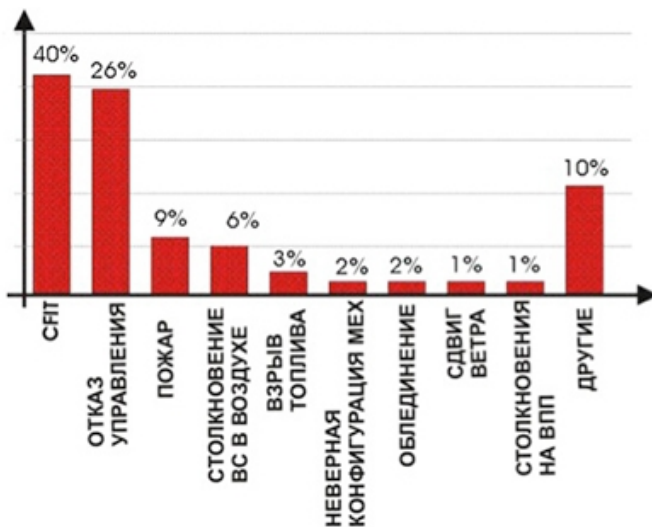


Рис. 1. Распределение причин авиационных происшествий (до 70-х годов)

CFIT (Controlled flight into terrain) – столкновение с землей в управляемом полёте. Термин обозначает авиационное происшествие, в ходе которого исправное воздушное судно, управляемое экипажем в штатном режиме, сталкивается с земной, водной поверхностью или неподвижными препятствиями, не являющимися другим воздушным судном.

В соответствии с [2, 3, 4] самолеты, взлетная масса которых превышает 15 000 кг, выполняющие полеты как в России, так и за рубежом, должны быть оборудованы системой раннего предупреждения близости земли (СРПБЗ).

Для обеспечения работы в системе должна содержаться база цифровых данных рельефа поверхности земли (БДР) [5]

Для выполнения боевых задач в условиях действия средств противовоздушной обороны (ПВО) противника, боевые вертолеты тактической авиации осуществляют свой полет на предельно малой высоте (с маскировкой за складками местности и использованием для пролета появляющихся на этих высотах затенений и зазоров в зонах обнаружения радиолокационных станций противника) и на максимальных скоростях.

Реальное снижение вероятности поражения средствами ПВО достигается с уменьшением высоты до 60 м и менее [6]. При таком полете критически возрастает опасность катастрофы вертолета, которая может случиться даже из-за незначительной ошибки летчика при пилотировании. От летчика для уменьшения вероятности катастрофы требуются особые умения, концентрация внимания, быстрая реакция и постоянная натренированность.

Учет существенных особенностей ландшафта или препятствия так же необходим, если потребуется резко снизиться на более низкую высоту, например для ухода от непогоды.

Поэтому и на вертолетах, помимо постоянных тренировок летного состава, для полета на предельно малых высотах, необходима СРПБЗ, позволяющая пользоваться вертолетом круглосуточно, в любых метеоусловиях и даже абсолютной темноте.

Разрабатываемая система обеспечивает необходимую сигнализацию в случае обнаружения опасных объектов в БДР [7]. При обнаружении опасности, экипаж оценивает степень опасности рельефа (в вертикальной и плановой плоскости) и, при необходимости, планирует действия по уходу от опасности.

Алгоритм оценки рельефа местности в вертикальной плоскости

Разработанный алгоритм представлен на рис. 2.

Рамка поиска представляет собой область, направленную по фактическому путевому углу, шириной 2 град. Ближняя сторона области находится на расстоянии 150 м от вертолета, максимальная дальность определяется дальностью формируемого кадра.

В модуле создания кадра выделяются все объекты карты рельефа местности, попавшие в зону поиска. Координаты точек этих объектов пересчитываются в систему Гаусса-Крюгера, т.к. в ней составлено большинство крупномасштабных карт и она обеспечивает наименьшие искажения на достаточно больших расстояниях. Максимальная ошибка 0.137% от длины линии [8]. Далее вычисляются расстояния от вертолета до каждой точки выделенных объектов.

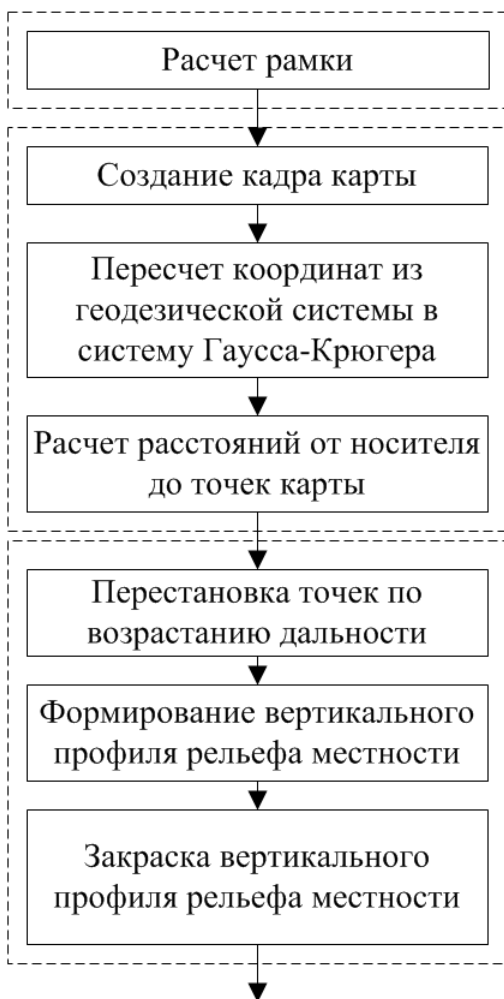


Рис. 2. Алгоритм оценки рельефа в вертикальной плоскости

Вертикальный профиль формируется следующим образом. Вся дальность строится на N отсчетов. Ширина каждого отсчета вычисляется по формуле $dR = R / N$, где R - дальность формируемого кадра.

Далее для каждого отсчета находятся точки, дальность до которых $(i - 1) \cdot dR < R_T \leq i \cdot dR$, где i - номер текущего отсчета; R_T - расстояние до точки.

После выбора точек, входящих в отсчет, среди них выбирается точка с наибольшей высотой, которая и будет включена в вертикальный профиль рельефа.

Для закрашки вертикального профиля контур делится на 4 зоны. Красная – зона, высоты объектов которой больше высоты полета. Желтая – зона, высоты объектов которой меньше высоты полета, но выше -30 м относительно высоты полета. Зеленая зона – от -60 м до -30 м относительно высоты полета. Чёрная зона – все, что ниже -60 м относительно высоты полета.

Результаты исследований

Для разработанного алгоритма создана программа моделирования, позволяющая задать и отобразить траекторию полета вертолета, а также его параметры: высоту и скорость.

Моделирование было проведено при пролете местности с небольшими горами при высоте полета вертолета 90 м. Скорость полета 220 км/ч или примерно 60 м/с.

Результат моделирования показан на рис. 3.

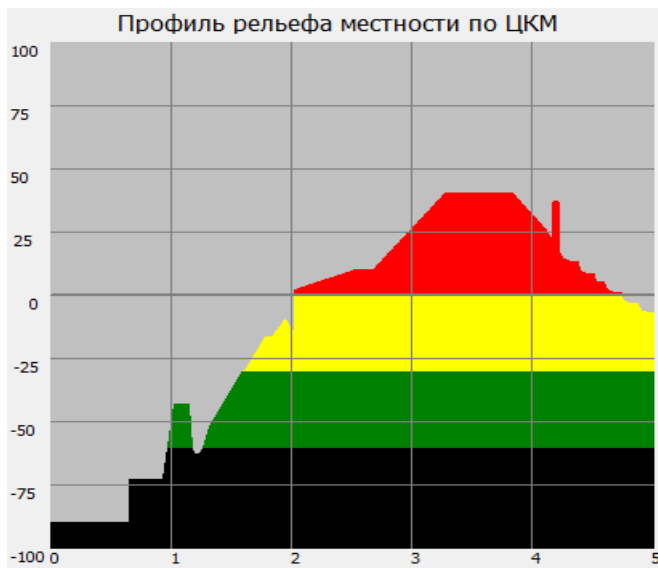


Рис. 3. Моделирование работы алгоритма оценки рельефа в вертикальной плоскости

Как видно из рис. 3, полученный контур вертикального рельефа позволяет с помощью цвета зон оценить опасность поверхности и искусственных объектов, расположенных прямо по курсу и предпринять необходимые действия по устранению данной опасности.

Список использованных источников

5. Система раннего предупреждения столкновения с землей для вертолетов: мифы и факты. Доклад на семинаре "Повышение безопасности и эффективности эксплуатации вертолетов", апрель 2013.
6. Поправка № 27 к международным стандартам и рекомендуемой практике. Эксплуатация воздушных судов. Часть I Приложения 6 к конвенции о международной гражданской авиации (п. 6.15.6).
7. Распоряжение Минтранса России № НА-428-р от 24 декабря 2002 г. «О реализации стандарта ИКАО в отношении оборудования самолетов системой предупреждения о близости земли, имеющей функцию оценки рельефа местности в направлении полета».
8. Распоряжение Минтранса России № 130-ГА от 8 января 2004 г. «Об оснащении воздушных судов системами предупреждения о близости земли с функцией оценки рельефа местности в направлении полета».
9. ГИС для систем обеспечения безопасности полета самолетов. Геопрофи, №3, 2004. – с. 9-10.
10. Зарубежное военное обозрение. №10, 1990. – с. 35-38.
11. Тезисы доклада. Определения опасных элементов рельефа при низковысотном полете летательного аппарата. Информационные технологии в области науки и техники: материалы XI открытой научно-практической конференции учащихся, студентов и аспирантов. ГБОУ ЦО "СПб ГДТЮ". - СПб. 2013.
12. Демин В.М. Теория и практика применения карт в авиации / Демин В.М. – М.: «Машиностроение», 1969. – 204 с.

Каралун Р.А., Федорова С.В. Блок мониторинга турбореактивного авиадвигателя ПД-14 самолета МС-21

Научный руководитель: Петров Ю.В.

Федеральной целевой программой развития гражданской авиационной техники России [1] предусмотрено создание нового магистрального средне-магистрального самолета МС-21 [2], предназначенного для массовых пассажирских перевозок на воздушных линиях, где сегодня доминируют самолеты Airbus A320 и Boeing 737 (рис. 1).



Рисунок 1. Внешний вид нового магистрального самолета МС-21

Конструкция этого самолета призвана обеспечить более высокую экономическую эффективность за счет широкого применения современных технологий: композиционных материалов и металлических сплавов, бортовых систем и двигателей нового поколения. В частности, на нем предполагается использовать новый отечественный турбореактивный двухконтурный двигатель ПД-14 [3] (рис. 2).

Двигатель представляет собой воздушно-реактивный мотор, в котором поступающий в него воздух делится на два потока, проходящих через внутренние и внешние контуры. Тяга такого двигателя складывается из сил реакции потоков воздуха и продуктов сгорания, получивших ускорение во внутреннем и внешнем контурах и вытекающих через два самостоятельных реактивных сопла.

Для контроля состояния двигателя в процессе испытаний и эксплуатации на всех этапах обслуживания, на режимах запуска и выбега, установившихся и переменных режимах необходим соответствующий модуль. И в настоящее время для нового двигателя (даже для семейства двигателей типа ПД-14) идёт разработка такого нового блока мониторинга.

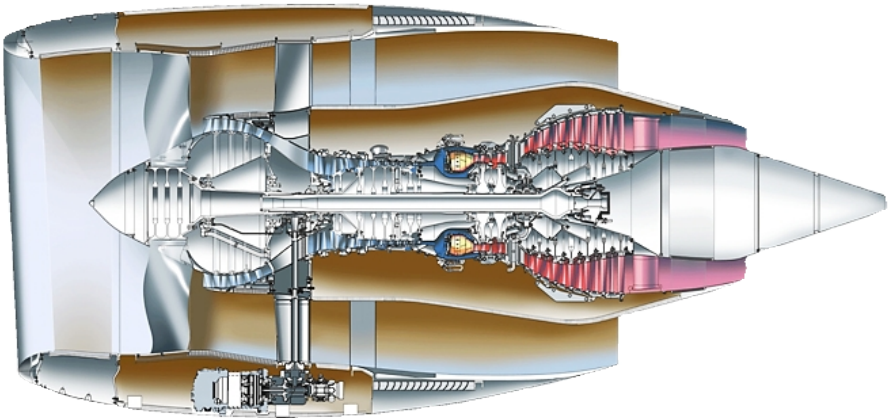


Рисунок 2. Внешний вид турбореактивного двухконтурного двигателя ПД-14

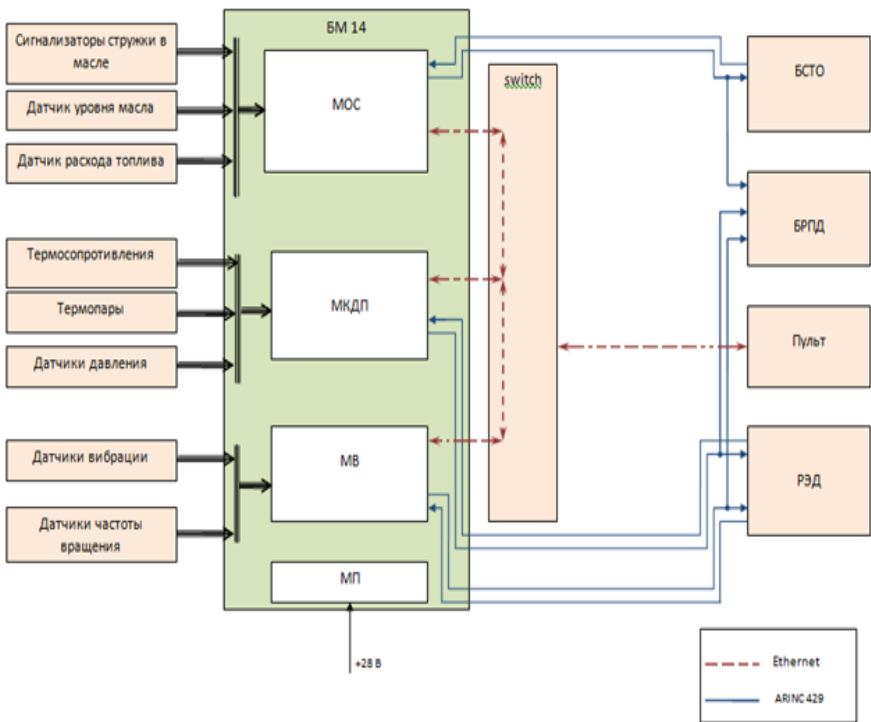


Рисунок 3. Структура блока мониторинга двигателя ПД-14

Блок мониторинга БМ-14 устанавливается непосредственно на двигатель и обеспечивает различные виды контроля.

В его состав входят: модуль контроля вибросостояния (МВ) двигателя, модуль контроля диагностических параметров (МКДП), в том числе и температуры, модуль обработки сигналов (МОС) и модуль питания (МП) (рис. 3).

Блок обеспечивает прием информации от датчиков и сигнализаторов, установленных на двигателе; прием информации из самолетных систем и сигнализаторов, установленных на самолете; прием информации от электронного регулятора двигателя РЭД-14. Сообщение происходит посредством интерфейса Ethernet, необходимого для передачи информации между модулями внутри системы и передачи сохраненной информации в сервисную службу для последующей диагностики, и интерфейса ARINC-429 (по стандарту ГОСТ 18977-79, широко применяемого в авионике для сообщений между бортовым оборудованием).

Обработка сигналов с датчиков, а также организация обмена по последовательным каналам (Ethernet) осуществляется в цифровом виде

Источники информации

13. <http://www.minpromtorg.gov.ru/ministry/fcp/employer/avia/> / ФЦП «Развитие гражданской авиационной техники России»
14. http://www.uacrussia.ru/ru/models/civil/ms_21/ Семейство ближне-среднемагистральных пассажирских самолётов МС-21
15. <http://www.promweekly.ru/2012-41-10.php> / МС-21 + ПД-14

Непомилуев Д.А. Математическая модель системы автоматического управления микроклиматом.

Научный руководитель: Петров Ю.В.

В настоящее время климатические установки практически не используются без систем автоматического управления и поддержания микроклимата. Использование автоматики позволяет оптимизировать работу климатической техники, снизить расходы на эксплуатацию, уменьшить энергопотребление.

Поддержание микроклимата подразумевает под собой обеспечение заданных параметров в помещении – температуры, влажности, ограничение концентрации углекислого газа и т.д. Алгоритм работы зависит от различных факторов, например, от температуры наружного воздуха, от количества людей в помещении, от дня недели и времени и т.д.

В процессе работы не всегда возможно определить, каким образом изменится управляющий сигнал, подаваемый на какой-либо элемент климатической установки, от изменения какого-либо из факторов. Чтобы обеспечить большую наглядность была разработана компьютерная модель системы поддержания микроклимата (Рисунок 1). Для этого использовался программный комплекс LabView [1-3].

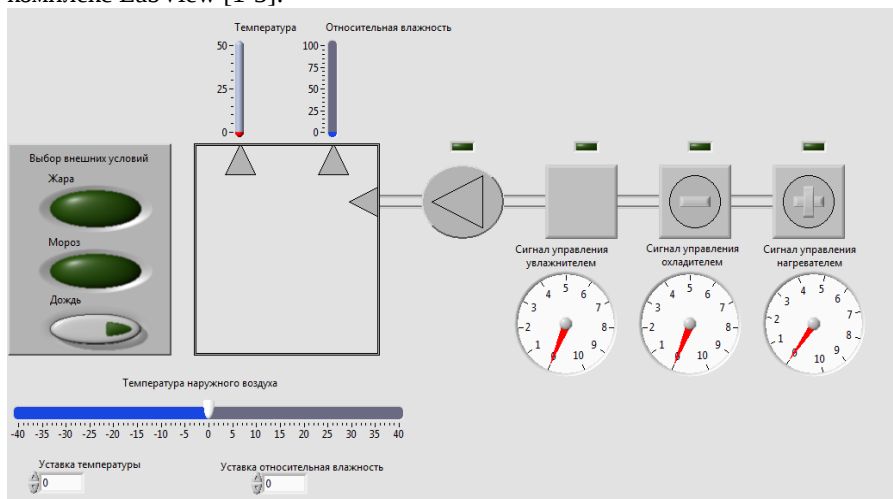


Рисунок 1. Компьютерная модель системы поддержания микроклимата

На основании начальных условий – температуры и влажности в помещении и снаружи, в соответствии с алгоритмом работы система автоматического управления генерирует управляющий сигнал на какой-либо элемент или группу элементов вентиляционной установки. Величина управляющих

сигналов отображается на соответствующих стрелочных индикаторах. Вид сигнала представляет собой постоянное напряжение от 0 до 10 вольт, исключением является электрические калориферы. При управлении электрическим нагревателем управляющий сигнал поступает на тиристорный регулятор мощности, который генерирует сигнал управления, пропорциональный по времени, путем изменения соотношения, между временем включенного и отключенного состояния, в соответствии с заданными требованиями к обогреву. В данной модели также реализована осциллограмма сигнала управления электрическим нагревателем.

Для формирования управляющего сигнала в системе автоматического управления используется пропорционально-интегрально-дифференциальный регулятор. Регулятор формирует управляющий сигнал из трех слагаемых: первое пропорционально разности входного сигнала и сигнала обратной связи (сигнал рассогласования), второе – интеграл сигнала рассогласования, и третье – производная сигнала рассогласования.

В результате работы была создана модель системы автоматического управления микроклиматом для наблюдения последовательности выполнения алгоритма, заложенного в систему.

Список источников

16. В. К. Батоврин, А. С. Бессонов, В. В. Мошкин, В. Ф. Папуловский . LabVIEW. Практикум по основам измерительных технологий. М.: ДМК Пресс, 2010.
17. Дж. Трэвис, Дж. Кринг. LabVIEW для всех. М.: ДМК Пресс, 2011.
18. Магда Ю.С. LabVIEW: практический курс для инженеров и разработчиков. М.: ДМК Пресс, 2014.

Бызов А.Н., Петров Ю.В.

Сравнение пассивных методов определения дальности до источника радиоизлучения с одного самолета

Пассивная радиолокация – это радиолокация объекта по его собственному излучению. Главными достоинствами пассивной радиолокации являются высокая дальность, обеспечивающая принципиальную возможность превентивного обнаружения объекта, имеющего источник радиоизлучения (ИРИ), возможность распознавания типа ИРИ, а затем и типа объекта, на котором ИРИ установлен, также скрытность (отсутствие активного излучения) [1]. Однако в отличие от активной радиолокации, пассивная радиолокация может обеспечить обнаружения объекта только имеющего ИРИ.

При радиотехнической разведке источников излучения летательным аппаратом (ЛА) с бортовым пеленгатором определение координат осуществляется обычно через определение текущей наклонной или горизонтальной (в плоскости Земли) дальности ЛА-цель. Для этого могут быть использованы различные методы обработки информации, такие, например, как угломестный и триангуляционный метод [1-2].

Угломестный метод основан на определении дальности через вертикальный пеленг ИРИ-ЛА и высоту ЛА. Геометрия метода представлена на рис. 1. Таким образом, дальность находится следующим образом:

$$D_{\text{нак}} = \left| \frac{H}{\sin(\varphi_{\text{вер}})} \right| \quad (1)$$

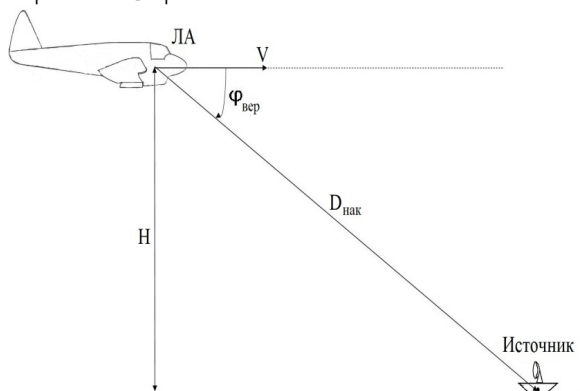


Рис. 1 Угломестный метод определения дальности до источника радиоизлучения с одного самолета

Триангуляционный метод основан на определении МП, как точки пересечения линий положения (ЛП), соответствующих измеренным в двух различных точках приема пеленгами (рис.2 а).

Для определения МП «и» на плоскости достаточно измерить φ_{a31} и $\varphi_{ум2}$. Тогда по теореме синусов:

$$D_1 = \frac{d \sin(180 - \varphi_{a32})}{\sin(\varphi_{a32} - \varphi_{a31})}; \quad (2)$$

$$D_2 = \frac{d \sin(\varphi_{a31})}{\sin(\varphi_{a32} - \varphi_{a31})}; \quad (3)$$

где d – база, $o1$ и $o2$ – точки приема (НТ)

Для определения МП «и» в пространстве (рис.2 б) измеряются азимутальные углы φ_{a31} , φ_{a32} и угол места в одной из точек приема. Либо наоборот – углы места $\varphi_{ум1}$ и $\varphi_{ум2}$ в двух точках приема и азимут в одной из них.

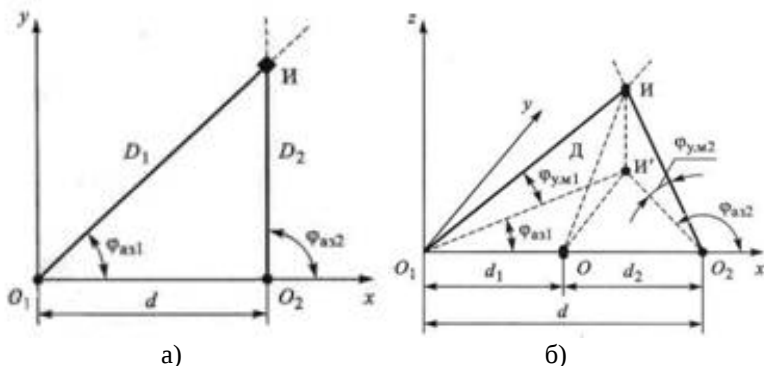


Рис. 2 Геометрия триангуляционного метода определения дальности до источника радиоизлучения: а) на плоскости; б) в пространстве

Тогда, например:

$$D = \frac{d}{\cos \varphi_{ум1} (\cos \varphi_{a31} - \sin \varphi_{a31} \operatorname{ctg} \varphi_{a32})} \quad (4)$$

При пеленгации неподвижного источника излучения с борта летательного аппарата (ЛА), расположенного в точке А (рис.4), из двух точек В и С, стоящих друг от друга на расстояние L , координаты этого источника определяются путем решения треугольника А В С по двум углам (α_1 и α_2) и основанию L .

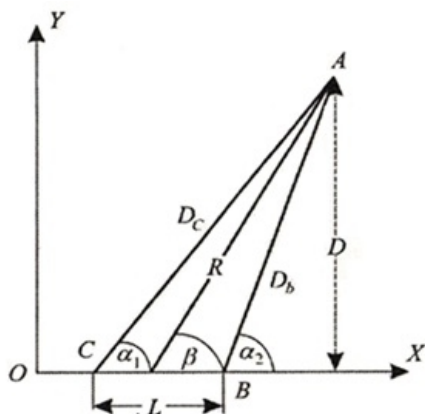


Рис. 3 Определение координат по двум и нескольким пеленгам

В соответствии с рис. 4 имеем:

$$D_c = \frac{L \sin \alpha_2}{\sin (\alpha_2 - \alpha_1)}, D_b = \frac{L \sin \alpha_1}{\sin (\alpha_2 - \alpha_1)}$$

$$D = \frac{L \sin \alpha_1 \sin \alpha_2}{\sin (\alpha_2 - \alpha_1)}$$

где α_2, α_1 – курсовые углы, измеренные на разведываемую РЛС в точках С и В (пеленги); D – расстояние до РЛС по линии траверза¹; L – база пеленгации; ось OX совпадает с направлением полета.

Для сравнения методов было произведено математическое моделирование. По результатам, которого можно сделать вывод, что использование триангуляционного метода целесообразно при больших базах, сопоставимых с дальностью. Это обусловлено получаемой точностью. Точность угломерного метода зависит от точности измерений вертикального пеленга и высоты ЛА. Однако при большой неровности поверхности определения дальности так же будет иметь большую ошибку.

Список литературы

19. Мельников Ю.П., Попов С.В. Радиотехническая разведка. Методы оценки эффективности местоопределения источников излучения. – М.: «Радиотехника», 2008.
20. Быстрова Р.П. Пассивная радиолокация. Методы обнаружения объектов. М.: Радиотехника, 2008. — 320.

¹ Под траверзом стоит понимать — направление, перпендикулярное курсу самолета или его диаметральной плоскости. Соответствует курсовому углу 90°.

Куликов Е.А. Анализ натуральных реализаций измерений пеленгов на источник радиоизлучения

Научный руководитель: Петров Ю.В.

Перед разработкой алгоритмов обработки информации в задаче определения местоположения источника излучения необходимо проанализировать, какие ошибки сопровождают процесс пеленгования, какой они величины, какие статистические характеристики имеют? Для этого необходимо провести ряд экспериментальных полетов и зарегистрировать все полетные данные, после чего после полета на земле провести обработку и анализ полученных данных. Именно этому и посвящен предлагаемый вашему вниманию доклад.

В работе:

1. Анализировались файлы, зарегистрированные в процессе нескольких полетов;
2. Файлы загружались в Excel и Mathcad для дальнейшей обработки и анализа;
3. Строились графики траектории по данным столбцов «Широта Носителя» и «Долгота Носителя» - для носителя, «Широта Цели» и «Долгота Цели» - для радиоизлучающей цели;
4. Строились графики проекции скоростей и модуль скорости
$$V_{рез} = \sqrt{VN^2 + VE^2 + VH^2}$$
5. По данным столбцов «Курс», «Крен», «Тангаж», «Н (Высота)» строились их графики;
6. По данным столбцов «Азимут», «Угол места» были построены графики;
7. Для оценки статистических характеристик измерений углов азимута и места выбирались стационарные участки (во времени) и проводилась корректировка их значений измерений углов с целью устранения тренда (обеспечения стационарности по мат.ожиданию) в соответствии с:

$U_{коррект} = y_i + k \cdot i$, где k - коэффициент тренда $y = k \cdot x + b$ (рассчитанного в Excel); i - номер отсчета. После корректировок строились графики «Азимут коррект», «Угол места коррект»;

8. Производился расчет математического ожидания и среднеквадратического отклонения измерений углов азимута и места в соответствии с выражениями:

$$MO = \frac{\sum_i^n y_i}{n}, \quad SKO = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_i^n (y_i - \bar{y})^2},$$

9. Производился расчет нормированных корреляционных функций (коэффициентов корреляции с различными сдвигами по времени) с помощью Excel-функции Correl:

$$\text{Correl}(X, Y) = \frac{\sum (x - \bar{x})(y - \bar{y})}{\sqrt{\sum (x - \bar{x})^2 \sum (y - \bar{y})^2}}$$

где x и y – массивы измерений одного из углов; \bar{x} и \bar{y} – средние значения выборок;

10. Производилась аппроксимация полученных нормированных корреляционных функций с помощью функции вида:

$$y = e^{\frac{-t}{T_{\text{корр}}}}$$

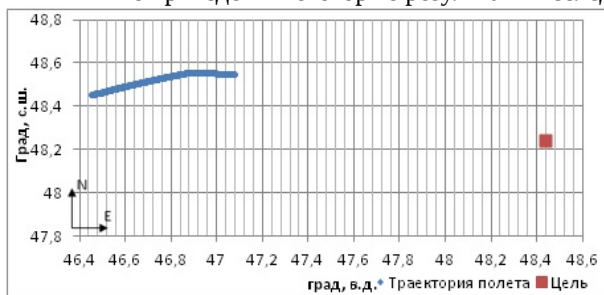
Подбирался параметр $T_{\text{корр}}$ аппроксимирующей корреляционной функции для лучшего совпадения графиков функций (в первую очередь - при малых значениях сдвига во времени);

11. Строились графики корреляционных функций измерений «Азимут», «Угол места»;

12. Оценивались интервалы корреляции по уровням $1/e$ и $0,1$;

13. Рассчитывались истинные значения направления на объект (дальности до цели, углы азимута и места с учетом кривизны Земли в данной точке).

Ниже приведены некоторые результаты исследований:



Время регистрации полетных данных:
12:22:38.3 - 12:26:08.6
Длительность регистрации:
(210.3 с)
Частота дискретизации:
10 Гц
Количество дискретных отсчетов: 2103

Рис.1. Траектория полета

Графики навигационных параметров:

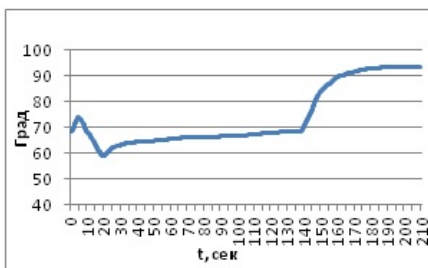


Рис.2. График угла курса

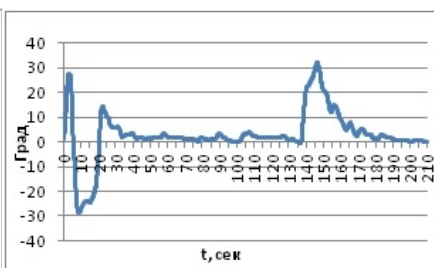


Рис.3. График угла крена

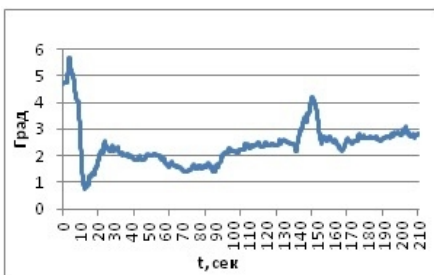


Рис.4. График угла тангажа

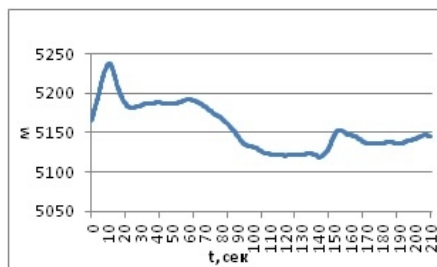


Рис.5. График высоты полета

Производилась корректировка значений измерений углов с целью устранения тренда. Строились графики нормированных корреляционных функций для измерений азимута и угла места

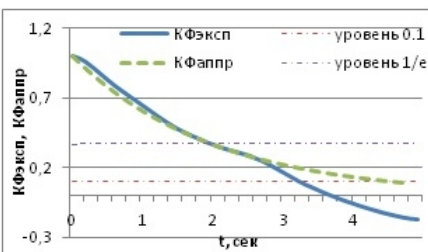
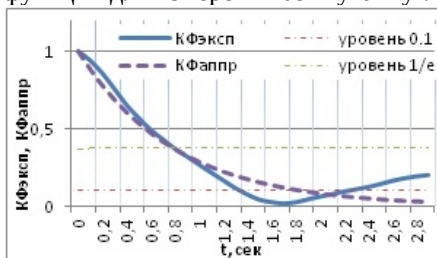


Рис. 6. Графики нормированных корреляционных функций измерений углов азимута и места

На графиках отмечены уровни 1/e и 0,1. По ним оценивались интервалы корреляции. Аппроксимирующая функция имеет вид:

$$r(n) = \exp(-n \cdot dt / T_{кор} + dt_{кф}) + d_{кф}$$

Результаты всех расчетов сведены в таблицу.

Таблица 1. Статистические характеристики измерений углов азимута и места

	Азимут	Угол места	Азимут ГС	Угол места ГС
Математическое ожидание, град.	-35,99	-1,40	-35,78	-1,86
Среднеквадратическое отклонение, град.	0,45	0,69	0,43	0,44
Интервал корреляции по уровню 0,1, с	1,4	3,3	1,24	4,7
Интервал корреляции по уровню 1/e, с	0,85	2,05	0,75	2,1

С помощью программных пакетов Mathcad и CPP производился расчет истинных значений углов азимута и места. Полученные значения сравнивались с экспериментальными.

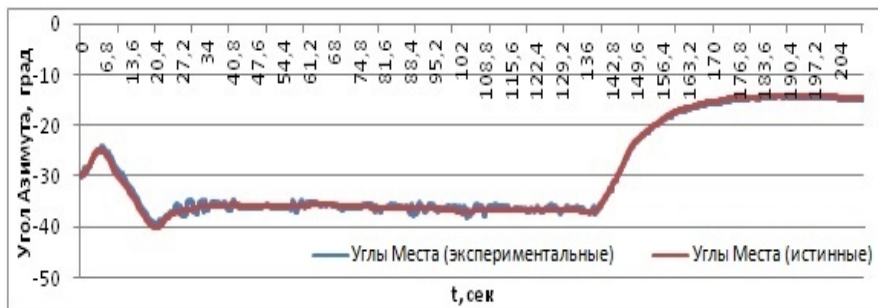


Рис.7 Графики углов азимута (истинные и экспериментальные)



Рис. 8. Графики углов места (истинные и экспериментальные)

В результате проведенной работы по обработке и анализу полетных данных произведены оценки статистических характеристик ошибок пеленгования, которые могут быть учтены при разработке различных алгоритмов определения местоположения источника радиоизлучения.

Список источников

21. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике, М.: Наука, 1973.
22. Тихонов В.И. Статистическая радиотехника. М.: Радио и связь, 1982.

Семыкин Э.В. Оценка потенциальной точности определения местоположения источника радиоизлучения

Научный руководитель: Петров Ю.В.

Определение местоположения источника радиоизлучения без зондирования окружающего пространства является актуальной проблемой на сегодняшний день. В момент, когда радиоизлучение от источника доходит до радиоприемника, установленного на носителе, можно определить угол его прихода. Измерив этот угол еще раз, через некоторый промежуток времени, можно сделать предположение о дальности, на которой находится излучатель. Кроме того зная высоту своего полета, можно оценить дальность до источника через измерение пеленга в вертикальной плоскости.

Перед решением этих задач представляет интерес, какая потенциальной точность определения местоположения источника радиоизлучения может быть достигнута, от чего она будет зависеть?

Рассмотрим геометрические соотношения для этих двух методов:

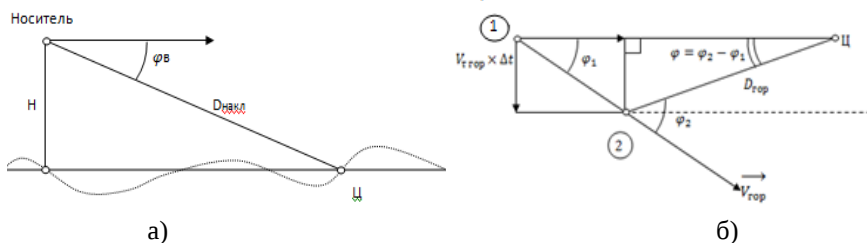


Рисунок 1. Нахождение дальности до источника радиоизлучения путем непосредственных измерений (а) и через горизонтальное (вертикальное) пеленгование цели (б)

Оценка дальности до источника радиоизлучения через измерение пеленга в вертикальной плоскости

Наклонная дальность до цели определяется следующим образом (рис. 1):

$$D_{\text{накл}} = \frac{H}{\left| \sin(\varphi_v) \right|},$$

где $D_{\text{накл}}$ - наклонная дальность до цели, H - высота полета носителя, φ_v - вертикальный пеленг на цель.

Найдем погрешность определения наклонной дальности в линейном приближении:

$$\Delta D_{\text{накл}} = \frac{\partial D}{\partial H} \times \Delta H + \frac{\partial D}{\partial \varphi_v} \times \Delta \varphi_v = \frac{\Delta H}{\left| \sin(\varphi_v) \right|} + \frac{\cos \varphi_v}{(\sin \varphi_v)^2} \times H \times \Delta \varphi_v = D_{\text{накл}} \times \frac{\Delta H}{H} + D_{\text{накл}} \times \text{ctg}(\varphi_v) \times \Delta \varphi_v$$

где φ_1 - абсолютная погрешность определения высоты, $\Delta\varphi_e$ - абсолютная погрешность вертикального пеленга на цель.

Относительная погрешность определения наклонной дальности будет равна:

$$\frac{\Delta D_{\text{накл}}}{D_{\text{накл}}} = \frac{\Delta H}{H} + \text{ctg}(\varphi_e) \times \Delta\varphi_e$$

Анализируя это выражение, можно сделать вывод, что погрешность определения дальности зависит:

23. - от самого значения вертикального пеленга цели (чем больше угол, тем меньше погрешность);
24. - от дисперсии ошибок измерения пеленгов (при большей дисперсии погрешность больше);
25. - от погрешности определения высоты (при большей погрешности, погрешность определения дальности больше);
26. - от разности высот носителя и высоты, на которой находится цель (чем больше разность высот, тем больше погрешность);

В связи с этим необходимо:

27. - быстрее приближаться к цели для увеличения угла пеленгования цели;
28. - уменьшать дисперсию ошибок оценивания пеленгов и измерения высоты;
29. - определять дальность до цели таким методом можно только в местностях с малым перепадом высот, в горной местности метод дает большую погрешность.

Оценка дальности до источника радиоизлучения через горизонтальное и вертикальное пеленгование

Рассмотрим сразу два этих варианта, которые отличаются лишь скоростью движения носителя в соответствующих плоскостях. Отметим, что т.к. самолеты летают, в основном, в горизонтальной плоскости, то тангенциальная составляющая скорости подъема, как правило, значительно меньше.

Горизонтальная дальность до цели определяется следующим образом (рисунок 2):

$$D_{\text{гор}} = \frac{V_{\text{гор}} \times \Delta t}{|\sin \varphi|}, \text{ где } \Delta t, \text{ горизонтальная дальность до цели,}$$

$V_{\text{гор}}$ – тангенциальная составляющая скорости, Δt – время полета носителя до повторного пеленгования цели, φ_1 – горизонтальный пеленг на цель в начальный момент времени, горизонтальный φ_2 – пеленг на цель через Δt , $\varphi = \varphi_2 - \varphi_1$.

Найдем погрешность определения горизонтальной дальности в линейном приближении:

$$\Delta D_{гор} = \frac{\partial D_{гор}}{\partial V_{гор}} \times \Delta V_{гор} + \frac{\partial D_{гор}}{\partial \varphi} \times \Delta \varphi = \frac{\Delta V_{гор} \times \Delta t}{|\sin \varphi|} + \frac{\cos \varphi}{(\sin \varphi)^2} \times V_{гор} \times \Delta \varphi \times \Delta t =$$

$$= D_{гор} \times \frac{\Delta V_{гор}}{V_{гор}} + D_{гор} \times ctg \varphi \times \Delta \varphi$$

где $\Delta V_{гор}$ - абсолютная погрешность определения тангенциальной составляющей скорости носителя, $\Delta \varphi$ абсолютная погрешность горизонтального пеленга на цель.

Относительная погрешность определения горизонтальной дальности будет равна:

$$\frac{\Delta D_{гор}}{D_{гор}} = \frac{\Delta V_{гор}}{V_{гор}} + ctg \varphi \times \Delta \varphi,$$

$$\text{где: } ctg \varphi = \frac{D_{гор} - V_{гор} \times \Delta t}{V_{гор} \times \Delta t} \approx \frac{D_{гор}}{V_{гор} \times \Delta t}, \Delta \varphi = \Delta \varphi_2 + \Delta \varphi_1$$

Погрешность определения дальности в этом случае зависит:

- от горизонтальной дальности до цели (чем больше дальность, тем больше погрешность);
- от тангенциальной составляющей скорости (чем больше скорость, тем меньше погрешность);
- от интервала времени до повторного пеленгования (чем больше времени пройдет, тем меньше погрешность);
- от дисперсии ошибок измерения пеленгов (при большей дисперсии погрешность больше);
- от погрешности определения тангенциальной составляющей скорости (при большей погрешности, погрешность определения дальности больше);

В связи с этим необходимо:

- выбирать такое направление движения, при котором угол пеленга при повторном пеленговании цели будет максимальным;
- уменьшать дисперсию ошибок оценивания пеленгов и измерения тангенциальной составляющей скорости;
- совершать повторное пеленгование через максимально возможный интервал времени и двигаться с наибольшей тангенциальной скоростью;

На рисунке 2 для примера приведен график, демонстрирующий, как уменьшается погрешность определения дальности во времени, и как она зависит от самой дальности и скорости движения самолета.

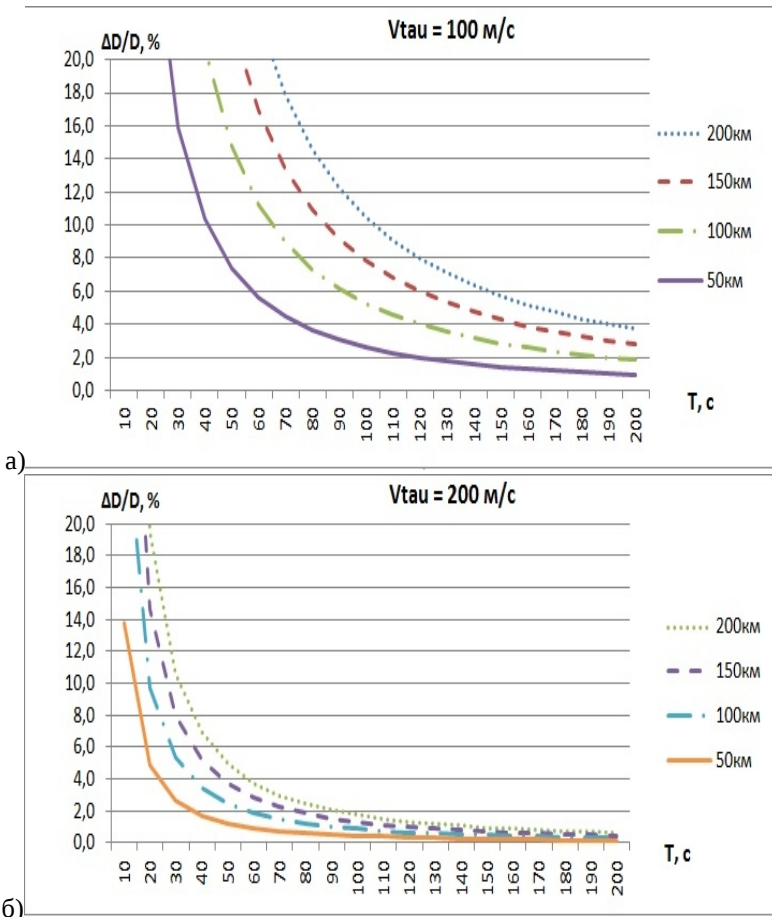


Рисунок 2. Относительная погрешность определения дальности до источника радиоизлучения при разных скоростях движения самолета (а - 100 м/с, б - 200 м/с)

Список использованных источников

1. Мельников Ю.П., Попов С.В. Радиотехническая разведка. Методы оценки эффективности местоопределения источников излучения. – М.: «Радиотехника», 2008.

Лукин А.А., Кравец В.С. Алгоритм определения дальности до источника радиоизлучения с одного самолета по методу наименьших квадратов

Научный руководитель: Петров Ю.В.

В каждый момент времени самолет с радиоизмерительным устройством принимает сигнал излучаемый РЛС, которая находится в определенной (не известной нам) точке на поверхности земли. При приеме электромагнитного сигнала происходит измерение пеленга по направлению к РЛС (направление в сторону РЛС в угловых координатах относительно направления движения самолета). Измерение осуществляется с некоторой ошибкой, имеющей нормальный закон распределения с нулевым математическим ожиданием. Зная направление движения и скорость самолета в каждый момент и измерив пеленги в два различных момента времени, можно оценить дальность до РЛС. Для этого построим треугольник и по теореме синусов вычислим оценку дальности (рисунок 1).

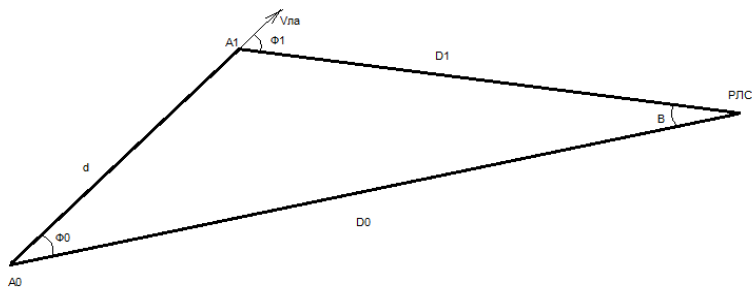


Рис. 1 Геометрическая интерпретация решаемой задачи

$$\frac{d}{\sin B} = \frac{D1}{\sin \Phi 0} = \frac{D0}{\sin (90 - \Phi 1)}$$

$$B = 90 - \Phi 0 - 90 + \Phi 1 = \Phi 1 - \Phi 0 \qquad d = V_{ла} * \Delta t$$

$$D1 = \frac{\sin \Phi 0 * d}{\sin B} = \frac{\sin \Phi 0 * V_{ла} * \Delta t}{\sin (\Phi 1 - \Phi 0)}$$

Так как пеленги измерены с некоторой ошибкой, то оцененная дальность также будет иметь ошибку, причем очень большую, особенно при непродолжительных измерениях (остроугольном треугольнике). Единственное, что в этом случае может уменьшить величину ошибки дальности – это увеличение базы между начальным и последним измерением. Но наличие ошибок измерения пеленга в эти моменты времени также не позволяет точно оценить текущую дальность до РЛС. К тому же мы теряем информацию о направлении на цель в промежуточные моменты времени, которую мы можем использовать для уточнения результатов.

Принимая скорость и направление движение за постоянные величины на определенном отрезке времени можно сказать, что пеленг до РЛС изменяется по определенному закону.

Получаем существенное увеличение не только точности оценивания дальности, но и точности оценивания пеленгов, тем самым уточняя координаты нахождения РЛС. Кроме того во время движения увеличивается и база измерений, что приводит к более точным оценкам.

С помощью метода наименьших квадратов можно обработать статистику измерений пеленгов во все предыдущие моменты времени. Делать это можно в каждый момент нового измерения благодаря возможности этого метода накапливать информацию.

Тем самым строится полином (в нашем случае линейный, может быть и квадратичный, большее увеличение не имеет смысла), который показывает закон изменения пеленга в процессе полета.

Получается, что при каждом новом измерении пеленга, учитывая все промежуточные измерения, происходит аппроксимация значений этим полиномом. Концы полинома считаем за начальное и конечное значения пеленга. В итоге всю информацию о движении мы вкладываем в начальное и конечное значения, которые используются в оценке дальности.

Разработанный алгоритм оценивания дальности до источника радиозлучения по методу наименьших квадратов приведен в виде блок-схемы на рисунке 2. На нем введены обозначения:

- i – номер момента измерения,
- $IzmPel$ – текущий измеренный пеленг,
- $Miz[i]$ – массив измеренных значений пеленга,
- $s1, s2, y, xу$ – суммы, накапливающие информацию об измерениях,
- $d, d1, d2$ – промежуточные коэффициенты полинома,
- $A0, A1$ – коэффициенты полинома,
- pel – пеленг в начальный момент времени,
- pel – пеленг в текущий момент времени,
- Vla – скорость движения ЛА,
- dt – величина дискрета времени,
- D – оцененная текущая дальность до цели.

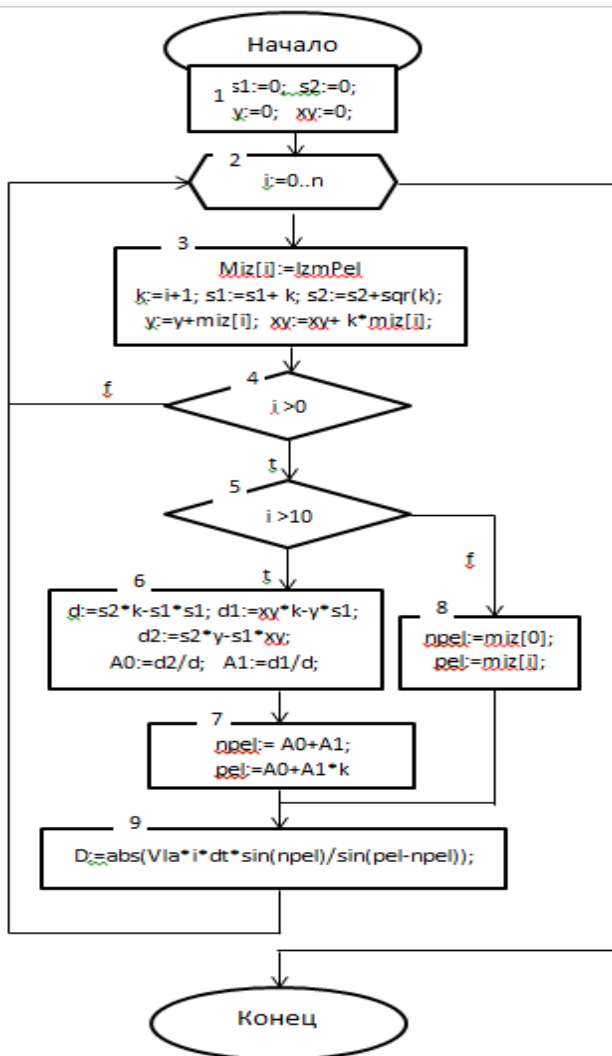


Рис. 2. Блок-схема алгоритма оценивания дальности до источника радиоизлучения

На рисунке 3 для примера показаны некоторые результаты работы алгоритма.

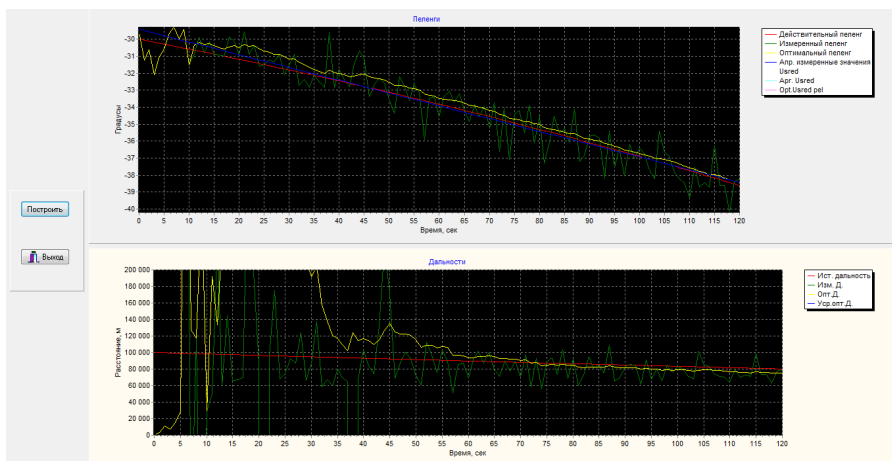


Рис. 3 Верхний график - пеленги на радионизлучающую цель (красный – истинные значения, зеленый – измеренные значения, синий – полином, полученный по методу наименьших квадратов).
 Нижний график – дальности до цели (красный – истинные значения, зеленый – промежуточные оценки дальности, желтый - оценка дальности, полученная по методу наименьших квадратов).

Как видно из рисунка, оценки дальности, полученные вышеописанным методом, сходятся к истинным значениям, что показывает работоспособность алгоритма. Судя по графикам, приемлемая точность оценивания может быть достигнута через 30-60 секунд. Алгоритм требует всестороннего исследования при различных исходных данных и сравнения с другими алгоритмами.

Список литературы

1. Линник Ю. В. Метод наименьших квадратов и основы математико-статистической теории обработки наблюдений. — 2-е изд. — М., 1962.

Способина В.В. Исследование и сравнение алгоритмов определения дальности до источника радиоизлучения с одного самолета

Научный руководитель: Петров Ю.В.

При радиотехнической разведке источников радиоизлучения летательным аппаратом (ЛА) с бортовым пеленгатором определение их координат осуществляется различными методами [1-3]. Они имеют разные точностные и временные характеристики. Кроме того, важным моментом являются вычислительные ресурсы на их реализацию в бортовых вычислителях. Поэтому перед тем, как внедрить какой-то метод определения дальности до источника радиоизлучения на борту ЛА необходимо исследовать и сравнить (в «равных условиях») известные и разрабатываемые новые методы.

В представленной работе были исследованы три алгоритма:

1. Расчет непосредственно по измерениям пеленгатора;
2. Фильтрация измерений пеленгатора стационарным фильтром;
3. Фильтрация измерений пеленгатора одномерным фильтром Калмона.

Важным моментом при сравнении является то, чтобы все алгоритмы были исследованы по одной методике. Поэтому была разработана следующая методика.

1. Исследования проводились методом математического моделирования на ПК с помощью программы «Пеленг» [4].
2. Исследования проводились при следующих исходных данных:
*Модуль скорости: $V=200$ м/с. Начальная высота ЛА: $H=2$ км
Курс: $\psi=120^\circ$. Количество пеленгаторов = 1 шт
Количество реализаций = 1000. Тангаж = 0. Крен = 0
Максимальная ошибка оценивания = ± 10
Некоррелированная ошибка пеленгации
Ошибки навигации не учитывались и были равны 0.*
3. При проведении исследований влияния одного из параметров менялся только один этот параметр.
4. Результаты исследований оценивались по статистическим характеристикам ошибок оценивания дальности до цели ΔD_i :
 2. Математическое ожидание МО
 3. Среднеквадратическое отклонение СКО
 4. Вероятность превышения ошибки значения 10% от дальности P_{10}
5. Характеристики ошибок вычислялись в соответствии с выражениями:
$$\Delta D_i = \widehat{D}_i - D_{ист}$$
 , где \widehat{D}_i – оценка дальности в i -ой реализации,

$D_{ист}$ – истинное значение дальности,

$$MO = \frac{1}{n} \sum_i^n \Delta D_i ,$$

$$CKO = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_i^n (\Delta D_i - MO)^2},$$

$$P_{10} = \frac{n_{10}}{n} , \text{ где } n - \text{ общее количество реализаций,}$$

n_{10} – количество реализаций, для которых выполнялось условие $|\Delta D_i| \leq 0,1 \cdot D_{ист}$,

6. Результаты усреднялись по 10000 реализациям.

Первый алгоритм – самый «простой», это расчет непосредственно по измерениям пеленгатора. Исследования для данного алгоритма проводились на основе изменения одного из параметров «базового» варианта.

По результатам исследования данного алгоритма были сделаны следующие выводы:

1. При увеличении дальности до излучающего РЭС требуется более длительное время для определения его местоположения с заданной точностью;
2. При уменьшении СКО ошибки пеленгации вероятность определения его местоположения с заданной точностью растет;
3. Чем выше скорость ЛА, тем время, затраченное на определения местоположения излучающего РЭС с заданной точностью меньше;
4. Чем выше находится ЛА, тем время, затраченное на определения местоположения излучающего РЭС с заданной точностью, меньше;
5. При изменении курса ЛА вероятность определения местоположения излучающего РЭС с заданной точностью изменяется незначительно;
6. С увеличением числа пеленгаторов на борту ЛА вероятность определения местоположения излучающего РЭС с заданной точностью возрастает.

Затем были исследованы «улучшенные» алгоритмы: алгоритм 2 и алгоритм 3.

Сначала в данных алгоритмах были найдены оптимальные значения для каждого алгоритма. Для алгоритма 2 – постоянная фильтра, на котором основан алгоритм (рисунок 1); для алгоритма 3 – СКО шума состояния фильтра (рисунок 2).

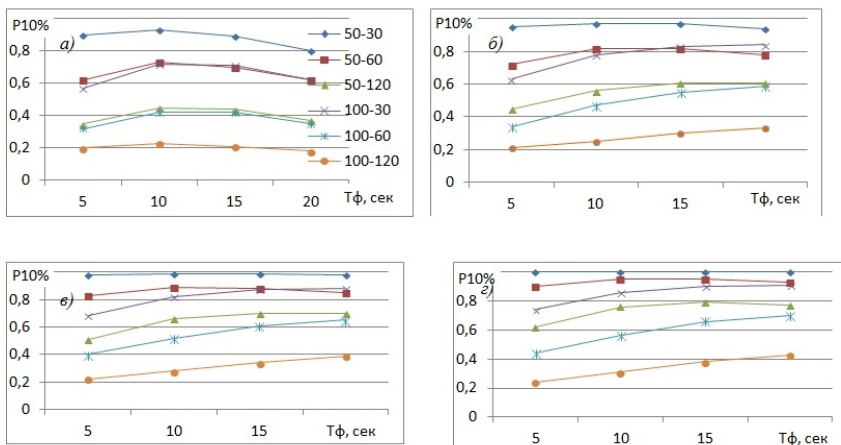


Рис.1. Нахождение оптимального значения постоянной фильтра для алгоритма 2:
 а) $t=30\text{сек}$, б) $t=60\text{сек}$, в) $t=90\text{сек}$, г) $t=120\text{сек}$

Вывод: наилучшими являются два значения постоянной времени фильтра 10 сек (для 50 км) и 15 сек (для 100км). Но, так как мы не знаем заранее на каком расстоянии находится цель, то лучше выбрать 15 сек, так как при данном постоянной времени фильтра мы получаем неплохие результаты для цели, которая находится близко (50 км), и хорошие результаты, для цели, которая находится далеко (100 км).

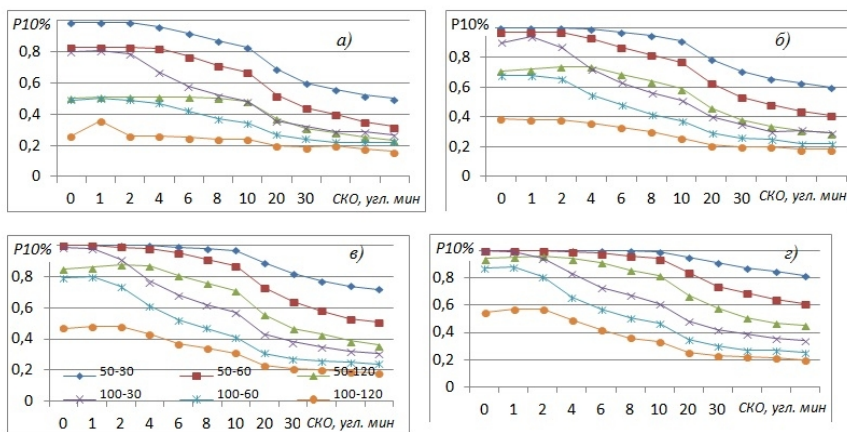


Рис.2. Нахождение оптимального значения СКО шума состояния для алгоритма 3:
 а) $t=30\text{сек}$, б) $t=60\text{сек}$, в) $t=90\text{сек}$, г) $t=120\text{сек}$

Вывод: наилучшим для алгоритма 3 является значение СКО шума равное 0'.

Далее при проведенных исследованиях были получены характеристики трех алгоритмов при различных значениях дальностей и точностях пеленгования. При сравнении данных оказалось, что алгоритм 3 дает наибольшую вероятность обнаружения излучающего РЭС.

В настоящее время работа продолжается. Исследуются более сложные алгоритмы: алгоритм по методу наименьших квадратов, различные модификации многомерного фильтра Калмана.

Список литературы

1. Быстрова Р.П. Пассивная радиолокация. Методы обнаружения объектов. М.: Радиотехника, 2008. — 320.
2. Седунов Э.И. Метод учета статической ошибки пеленгации наземного источника излучения с борта ЛА // Седунов Э.И., к.т.н. Харитонов П.В. // Навигация, наведение и управление летательными аппаратами. Доклады, Тезисы. 2012., Москва-Раменское. С 47-50.
3. Савин А.А. Анализ методов пассивного определения местоположения источника излучения с борта неподвижного пеленгатора : доклад, тезисы доклада / А. А. Савин // Научная сессия ТУСУР-2005. - Томск : Издательство ТУСУР, 2005. - ч. 1. - С. 36-39
4. Бызов А.Н., Петров Ю.В.. Программа для проведения исследований методов определения местоположения источника радиоизлучения / Молодежь, техника, космос: Труды VI Общероссийской молодежной науч.-техн. конф. / Балт. гос. техн. ун-т. – СПб.; 2014.

Свистанов М.В., Свешникова И.О., Свешников О.В..
Нелинейное устройство подавления отражения радиоволн
объекта от морской поверхности

Морские «Stealth» объекты практически неразличимы от окружающей морской поверхности. Традиционные обнаружители, использующие корреляционный анализ, в этом случае не эффективны [1]. В этом случае оправдан кумулянтный анализ. Кумулянт n порядка описывает статистическую связь n порядка, например, кумулянт второго порядка – это корреляционная функция. Известно, что кумулянты эхо-сигнала высокого порядка ($n > 2$) равны нулю для фона, если фон представим гауссовой моделью, и отличны от нуля для объекта. В этом случае эхо-сигнал от морской поверхности ослабляется [2].

Показано что они позволяют выделить эхо-сигнал от объекта, подавив когерентную составляющую рассеянного морской поверхностью сигнала объекта, и тем самым повысить точность автосопровождения. Для оценки влияния рассеянной морской компоненты эхо-сигнала (антипода) воспользуемся усовершенствованной четырехлучевой моделью Бартона [1].

$$\text{Коэффициент Френеля } \rho_s = \frac{U_o}{U_a} \approx (0.3 \div 0.7) \text{ при } \lambda = 0.03 \text{ см}$$

U_0, U_a – амплитуда сигнала объекта и отражения корабль-море [1].

Приращение фазы сигнала за счет отражения от моря равно:

$$\Delta\phi = \kappa \frac{2hH}{D} - \pi ;$$

$$\text{волновое число } \kappa = \frac{2\pi}{\lambda} ,$$

при однократном рассеянии и увеличивается в 2 раза при двойном отражении. При приближении РЛС к объекту со скоростью V_0 приращение доплеровской частоты при однократном рассеянии равно:

$$\Delta f_d = -\kappa \frac{2hH}{D^2} v_o \approx -2\kappa \epsilon^2 v_o .$$

Доплеровский сдвиг прямого и рассеянного морской поверхностью эхо-сигнала составляет величину до 10 Гц (при скорости носителя РЛС 300 м/сек).

Суммарное поле рассеяния равно:

$$U_\Sigma = U_0 \exp\{i2\pi f_d t\} + 2\rho_s U_o \exp\{i(2\pi(f_d - \Delta f_d)t - \pi)\} + \rho_s^2 U_o \exp\{i2\pi(f_d - 2\Delta f_d)\}$$

ориентация линии визирования : $\eta_\Sigma = \frac{U_\eta U_\Sigma^c}{U_\Sigma U_\Sigma^c}$, где

$$U_\eta = \eta_0 U_0 \exp\{i2\pi f_d t\} + 2\rho_s \eta_1 U_o \exp\{i(2\pi(f_d - \Delta f_d)t - \pi)\} + \rho_s^2 \eta_2 U_o \exp\{i2\pi(f_d - 2\Delta f_d)\}$$

где $\eta_1 \approx 0$ - однократное рассеяние, $\eta_2 \approx -\eta_0$ - двукратное рассеяние.

Формально прямой и переотраженный сигнал от одного источника можно представить как сигналы от двух близко расположенных источников, например различающихся высотой. Так как величина рассеянной компоненты существенна, то происходят перескоки линии визирования η от объекта к антиподу и обратно.

В случае выполнения операции «самосопряжение», наблюдается эффект от взаимодействия близко расположенных источников. Спектральная составляющая близкорасположенных источников наибольшая. После выделения спектральной составляющей близкорасположенных источников можно компенсировать отражение от моря смещая линию визирования вверх.

Для точечного объекта, данная процедура решается для когерентного эхо-сигнала, при этом спектр сигнала должен иметь вид дельта функции. В случае пеленгации протяженной цели ширина спектра шума цели существенно превосходит 10Гц, что делает невозможным разделение компонент сигналов [3].

Предлагается подавить отражение от моря с помощью спектров высшего порядка, являющихся Фурье преобразованием кумулянтов. Используются многочастотная когерентная РЛС. Оцениваются спектры кумулянтов:

$$\text{второго порядка: } S(\omega_1, \omega_2) = S(\omega_1)S^*(\omega_2)$$

$$\text{четвертого порядка: } S(\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4) = S(\omega_1)S(\omega_2)S^*(\omega_3)S^*(\omega_4)$$

$$\text{Частоты } \omega_1, \omega_2, \omega_3 = (\omega_1 + \omega_2), \omega_4 = (\omega_1 - \omega_2)$$

Оцениваем корреляционную связь между двумя спектрами кумулянтов:

$$S(\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4) \cdot S(\omega_1, \omega_2) = K \sum_i^n S_{oi}^3 S_{ai}^3 \quad (1)$$

Для разностного сигнала

$$S_\eta(\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4) \cdot S_\eta(\omega_1, \omega_2) = K \sum_i^n \eta_{oi} S_{oi}^3 S_{ai}^3 \quad (2)$$

Рассмотрим идеальный случай, когда изменение частоты определяет доплеровский сдвиг и не влияет на начальную фазу отраженного сигнала. Вычисляется четыре спектра. Для множества вторичных рассеивателей можно рассмотреть комбинации:

а) $O_1 O_2 O_{1+2}^* O_{1-2}^* O_1 O_2^*$ и $a_1 a_2 a_{1+2a}^* a_{1-2a}^* a_1 a_2^*$ разность $-(\phi_{\omega_1} + \phi_{\omega_2})$

б) $O_1 a_2 O_{1+2a}^* a_{1-2a}^* O_1 a_2^*$ и $O_1 a_2 O_{1+2a}^* a_{1-2a}^* O_1 a_2^*$

в) $a_1 O_2 a_{1+2O}^* O_{1-2O}^* a_1 O_2^*$ и $a_1 O_2 a_{1+2O}^* O_{1-2O}^* a_1 O_2^*$, где O - объект; a - антипод.

Сигналы O_1 и O_2 – принадлежат источникам с частотами ω_1, ω_2 .

Расчет по формуле (1).

Комбинация сигналов $O_1 a_2 O_{1+2a}^* a_{1-2a}^* O_1 a_2^*$ обнуляет фазу.

Другие комбинации имеют разностную частоту. При потере фазы при отражении равном π фаза выражения (1) = $-\pi$.

В действительности потеря фазы при отражении зависит от частоты падающей волны и угла наклона facets морской поверхности участвующей в отражении, но это медленно меняющаяся функция времени [1].

Используя формулы для сигналов U_{Σ} и U_{η} тогда положение линии визирования равно:

$$\eta_o = \frac{\sum_1^n \eta_{oi} U_{oi}^6}{\sum_1^n U_{oi}^6}, \text{ где } \eta_{oi} - \text{ координаты вторичного источника объекта.}$$

Среднее значение (1) равно: $S_c = \rho^3 U_{oi}^6 (\rho^3 - 1) =$

В этом случае происходит повышение контрастности объекта, так как среднее значение компоненты сигнала равно:

$$S_c = \rho^3 \sum_i^n U_{oi}^6,$$

а на выходе устройства сопряжения

$$U_{\Sigma} U_{\Sigma}^i = \sum_i^n U_{oi}^2 (1 + 4\rho^2).$$

Пример: Объект состоит из N=5 одинаковых вторичных рассеивателей. ЭПР объекта изменяется в диапазоне (20 -30)дБ.

ЭПР фона–моря составляет около 25дб при волнении моря $v=3$ баллам, угол места $\epsilon=4^\circ$, дальности 30км , ширина диаграммы антенны РЛС $\Theta=3.5^\circ$, коэффициент Френеля $\rho \approx 0.5$ [1]. Отношение сигнал/фон приблизительно равно 1. Определим ЭПР рассеивателя.

$$U_{\Sigma} U_{\Sigma}^i = \sum_i^n U_{oi}^2 (1 + 4\rho^2) = 5U_o^2 (1 + 4\rho^2) = 100 \text{ м}^2 \text{ откуда } U_o^2 = 10 \text{ м}^2$$

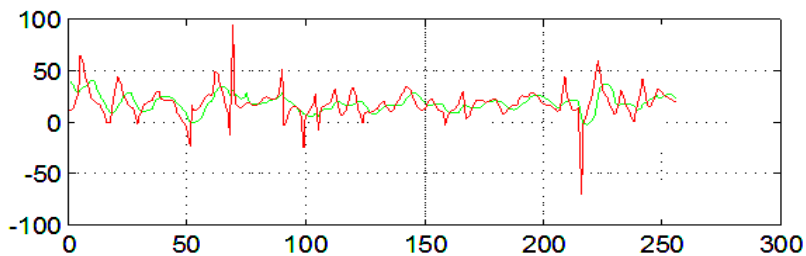
ЭПР, рассчитана по формуле (1), равна:

$$S_c = \rho^3 \sum_i^n U_{oi}^6 = 325 \text{ м}^2 \text{ увеличилась в три раза.}$$

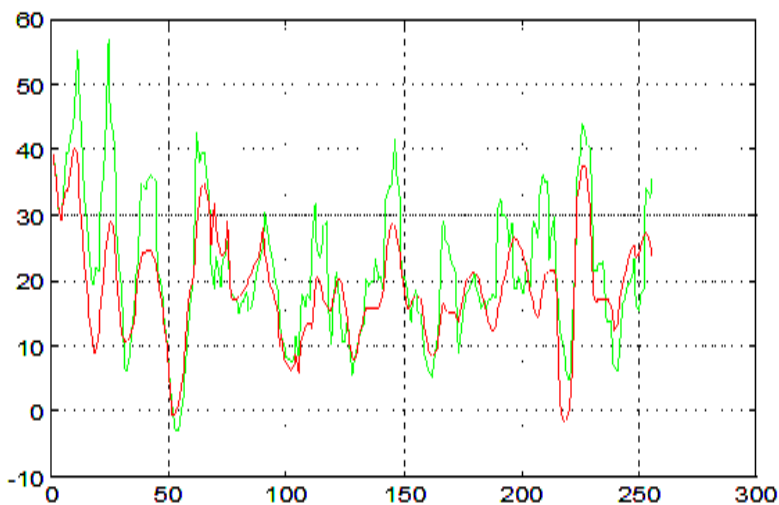
Если дополнительно учесть ослабление фона, то контрастность объекта на фоне морской поверхности повышается как минимум в 3 раза. Кроме того линия визирования объекта смещается вверх, компенсируя отражения от морской поверхности.

Пример: Коэффициент отражения Френеля $\rho=0.5$; $\rho=0.8$, волнение моря $v=1$ балл, угол места $\epsilon=1^\circ$. Объект представляется группой из 10 отражателей, случайным образом расположенных на поверхности объекта. Опреде-

ляется направление линии визирования на объект или положение эффективного центра отражения.

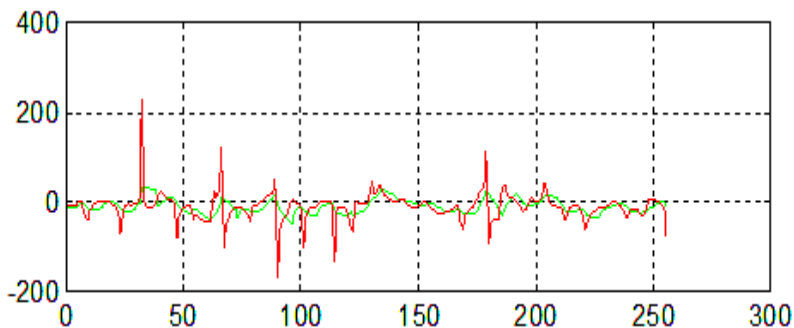


а)

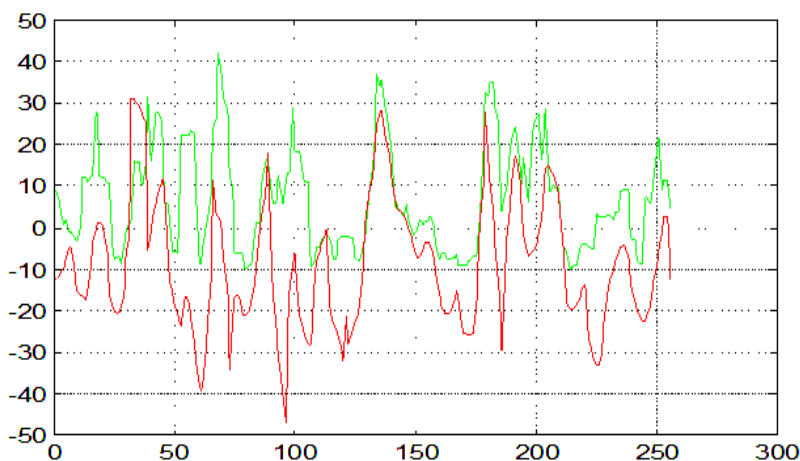


б)

Рис.1. Положение линии визирования до (а) и после (б) преобразования, $\rho=0.5$



а)



б)

Рис.2. Положение линии визирования до (а) и после (б) преобразования, $\rho=0.8$

Вывод: Разработанный алгоритм позволяет резко уменьшить влияние морской компоненты сигнала и уменьшить отражения от морской поверхности.

Библиографический список

5. Штагер Е.А. Отражение радиоволн от кораблей и других морских объектов. - СПб.: -СпбГУ, 2004.-418с.
6. Малахов А. И. Кумулянтный анализ случайных негауссовых процессов и их преобразований. М., «Сов. радио», 1978, 376 с.
7. Свешников О.В. Радиолокационное пеленгование объектов, выполненных по технологии Stealth БГТУ, СПб.,2010.-132с.

Назаров Р.С. Детектирование движущихся объектов для системы видеонаблюдения

Научный руководитель: Толмачев С.Г.

Системы видеонаблюдения применяются в различных областях, как для бытовых, так и для охранных задач, а также при наблюдении за объектами из космоса или пилотировании различных космических аппаратов. Основной проблемой решения этих задач является то, что поток информации должен обрабатываться и анализироваться оператором [1], а количество информации может быть велико. Для решения этой проблемы должны использоваться средства автоматизированного анализа видеоданных с целью привлечения внимания к определенным объектам.

Обработка видеоданных достигается путем поэтапного анализа исходного изображения с видеокамеры [2]: выделение переднего плана, выделение движущихся объектов из переднего плана, отслеживание выделенных объектов, фильтрация объектов, вывод справочной информации для оператора.

На этапе выделения переднего плана отбирается основной набор пикселей, которые далее будут обрабатываться. Для этого могут быть использованы различные методы: вычитание фона, оптический поток, временная разность.

Для дальнейшей обработки движущихся объектов сначала необходимо отделить каждый объект от других. Существуют следующие методы выделения движущихся объектов: сегментация по водоразделам, кластерная сегментация, контурное выделение.

Отслеживание выделенных объектов заключается в определении его положения на всех кадрах, на которых он присутствует; это может быть достигнуто методом с использованием маркеров, методом, использующим алгоритм Mean-shift.

Большинство методов фильтрации в общем случае можно разбить на три группы: группа геометрических методов, группа методов динамических текстур, группа методов трехмерных вариантов динамических текстур.

Вывод справочной информации для оператора может осуществляться различными способами отображения: контуры объектов, блобы, вершины минимально возможного прямоугольника.

Структура программной реализации заключается во взаимодействии следующих модулей: Foreground, Show, Log, Frame, Contour — под управлением главного модуля Monitor.

Сильные стороны данной программной реализации: возможность динамической настройки критерия выделения переднего плана; применимость для различных условий внешней среды; модульный подход позволяет изменять структуру программной реализации.

При анализе программной реализации были выявлены и исправлены некоторые недостатки: при попадании движущихся объектов на модель фона образуются «дыры»; модель фона нуждается в периодическом обновлении; ошибочное выделение переднего плана приводит к появлению нескольких центральных точек движения у одного объекта.

Список использованных источников

8. Шапиро Л., Стокман Дж. Компьютерное зрение. - М.: Бином. Лаборатория знаний, 2006. - 752 с.
9. Лукьяница А.А., Шишкин А.Г. Цифровая обработка видеоизображений. - М.: Ай-Эс-Эс Пресс, 2009. - 518 с.

Егоров А. В. Анализ показателей грузоперевозок

Научный руководитель: Воронин И. В.

В данной статье решается задача преобразования данных о грузоперевозках с сохранением точности представления контрольных сумм, полученных на этих данных. Рассмотрены методы решения задачи, выбран метод решения с использованием алгоритма поиска на графе. Указанное преобразование данных является одним из шагов, выполняемых в процессе интеллектуального анализа грузоперевозок.

В рамках рассматриваемой задачи необходимо обеспечить преобразование исходных данных о грузоперевозках в результирующую размерность, обеспечив при этом соответствие между суммарными показателями, вычисленными на исходных данных и на округленных. Исходными данными являются данные о грузоперевозках через железнодорожные передаточные пункты, классифицированные по признакам: год, передаточный пункт, направление груза, вид перевозки, группа грузов, объем перевозки. Необходимо округлить объем перевозки с некоторой погрешностью до заданной размерности, чтобы определенные контрольные суммы имели погрешность, не превышающую установленной величины (ϵ).

Приведем требования к погрешности конкретных контрольных сумм:

- суммарный объем перевозок должен точно соответствовать математическому округлению суммарного объема перевозок, взятого в исходных единицах измерения;
- общие объемы по каждому виду сообщения (экспорт, импорт, транзит) – погрешность не более ϵ ;
- общие объемы перевозок каждой группы груза по каждому виду сообщения – погрешность не более ϵ ;
- общие объемы перевозок по каждому передаточному пункту – погрешность не более ϵ ;
- общие объемы перевозок по каждому передаточному пункту по направлениям: сдача и прием – погрешность не более ϵ ;
- общие объемы перевозок каждой группы груза по каждому направлению для каждого передаточного пункта: сдача и прием – погрешность не более $2*\epsilon$;
- общие объемы перевозок грузов через отдельные передаточные пункты по видам сообщения – погрешность не более ϵ ;
- объемы перевозок грузов каждой группы по каждому виду сообщения для каждого передаточного пункта – погрешность не более $2*\epsilon$.

Под погрешностью здесь понимается отклонение полученного округленного значения от соответствующего точного значения.

Основная проблема данной задачи заключается в том, что для каждого суммарного значения отклонение суммы округленных значений от суммы точных значений, входящих в эту сумму, равно алгебраической сумме погрешностей округления значений, входящих в эту сумму. Цель работы – получить такое преобразование исходных данных, чтобы для всех указанных выше сумм выполнялось ограничение, накладываемое на них.

Объем исходных данных задачи составляет порядка 10000 записей о перевозках. Для каждой записи в исходных данных допустимо 5 значений округленных данных: точное математическое округление, с погрешностью $-\epsilon$, с погрешностью $-2*\epsilon$, с погрешностью ϵ , с погрешностью $2*\epsilon$. Искомые округленные значения взаимосвязаны через накладываемые на них ограничения, что не позволяет разделить решаемую задачу на подзадачи и создает необходимость обработки всего объема данных целиком. Таким образом, получается, что всего в задаче имеется 510000 вариантов наборов исходных данных. Производительность среднего современного персонального компьютера не позволяет реализовать полный перебор вариантов из-за большого времени, которое для этого требуется.

Данную задачу можно отнести, в зависимости от формализации, к одному из следующих классов задач [1]:

- Задача полного перебора. Полный перебор в данном случае производится над допустимыми наборами исходных данных. Полный перебор не применим для решения данной задачи по описанным выше причинам.
- Задача генетического алгоритма. Задача может быть формализована для решения с использованием генетического алгоритма. В рассматриваемой задаче в качестве особи можно рассматривать конкретный набор округленных данных, а в качестве хромосомы – закодированную форму особи – набор погрешностей, которые были применены к точным округленным значениям. В качестве функции приспособленности можно взять количество суммарных значений, не удовлетворяющих требуемым условиям, либо сумму модулей погрешностей, превосходящих допустимую, для рассчитываемых суммарных значений. Вторым вариантом представляется более предпочтительным, так как он учитывает не только количество недопустимых значений, но и «удаленность» текущего решения от допустимой области. Кроме этого, можно каждому уровню суммарных значений присвоить подобранный опытным путем вес, на который умножать полученную излишнюю погрешность для соответствующей суммы. Генетический алгоритм – более оптимален по сравнению с полным перебором, однако, не гарантирует приемлемого по времени нахождения решения.
- Задача поиска на графе. Решение задачи полностью определяется применяемым набором округленных значений исходных данных, в таком случае, можно построить дерево поиска, в котором узлы будут соответство-

вать конкретному набору округленных значений исходных данных (для упрощения можно записывать в такие узлы только применяемые погрешности по отношению к математически округленному значению). На таком дереве поиска можно применять алгоритмы поиска на графах [2], из-за большого количества возможных вариантов обработки исходных данных и необходимости сокращения времени решения задачи наибольший интерес представляют эвристические алгоритмы поиска на графах, позволяющие использовать для ускорения решения дополнительные сведения о задаче.

- Задача целочисленного линейного программирования. Данную задачу можно рассматривать как дискретную задачу линейного программирования. В качестве переменных могут быть использованы уровни погрешностей каждой из исходных величин, ограничения, накладываемые на эти переменные, сформулированы в условии задачи: модуль погрешности для исходной величины не может превосходить $2*\epsilon$. Целевая функция - сумма модулей погрешностей суммарных величин, на которые накладывается ограничение. Такая постановка задачи позволит не просто получить некоторое допустимое решение, а оптимальное решение в плане точности обработанных данных. Задача является дискретной, поскольку определен возможный шаг изменения переменных, величина которого равна ϵ .

Указанные варианты были рассмотрены и оценены по следующим критериям: время, требуемое на нахождение решения; требования к вычислительным ресурсам; сложность формализации задачи и реализации метода. Из-за большого объема исходных данных и их взаимозависимости наиболее важными критериями является время решения задачи и требования к вычислительным ресурсам, так как, в частности, структуры, создаваемые для обработки данных, могут занимать большие объемы оперативной памяти вычислительной машины.

Для решения задачи была построена сетевая структура (граф), хранящая иерархию значений, на погрешность которых по условию задачи накладываются ограничения. На нижнем уровне структуры данных располагаются исходные данные, на каждом из следующих уровней располагаются по иерархии суммарные значения. Каждый узел структуры хранит соответствующее точное и округленное значение. Для решения задачи производится обработка данной структуры методом поиска на графе [3] с экспериментально подобранной эвристикой, обработка данных продолжается до тех пор, пока все ограничения, накладываемые на округленные данные, не будут удовлетворены.

В процессе обработки данных строится начальное распределение погрешностей, сводящее к минимуму погрешности на верхних уровнях иерархии суммарных значений. Затем запускается алгоритм корректировки значе-

ний, оказавшихся недопустимыми после начального распределения. При подборе приемлемого набора данных данный алгоритм учитывает специфические условия задачи: допустимую погрешность суммарных значений, в которые входит узел – кандидат на корректировку; наличие или отсутствие возможности скомпенсировать погрешность, образовавшуюся в суммарном значении; изменения общего количества некорректных узлов структуры.

Алгоритм, реализованный по описанному принципу, позволил обеспечить решение задачи для нескольких наборов реальных исходных данных в течение нескольких минут на обычном персональном компьютере. На персональном компьютере с 3 Гб ОЗУ и процессором Intel Core 2 Duo 2,20 ГГц для различных наборов исходных данных и параметров обработки результат был получен за время 2 минуты 58.67 секунды, 5 минут 23.25 секунды, 1 минута 4.83 секунды, что на практике показывает эффективность предложенного решения.

Поставленная задача характеризуется большим объемом взаимозависимых исходных данных и высокой трудоемкостью. Были рассмотрены различные варианты формализации и решения задачи, в результате чего была предложена сетевая модель, реализующая все требуемые ограничения, и разработан эвристический алгоритм поиска на графе. На основе описанных принципов разработана информационная система, которая внедрена в эксплуатацию в одном из подразделений ОАО "РЖД". Выбранный способ формализации и предложенная расчетная модель показали свою эффективность при решении практических задач.

Список использованных источников

1. Дж. Ф. Люгер. Искусственный интеллект. Стратегии и методы решения сложных проблем. — СПб: Вильямс — 2003 — 863с.
2. Толмачев С.Г. Алгоритмы поиска в системах искусственного интеллекта. — СПб: БГТУ «ВОЕНМЕХ» — 2012 — 100с.
3. Artificial Intelligence — <https://courses.edx.org/courses/BerkeleyX/CS188.1x/2012>

**Санкт-Петербургский
национальный
исследовательский университет
информационных технологий,
механики и оптики**

- Р.В. Иванов старший преподаватель кафедры «Информационные системы», научный руководитель
- А.В. Маятин к.п.н., доцент кафедры «Информационные системы», научный руководитель
- И.Ю. Мачина магистрант 1 года обучения кафедры «Информационные технологии в гуманитарной сфере»

Мачина С.А. Автоматизация системы ТОиР производственного предприятия на базе платформы MICROSOFT DYNAMICS AX

Научный руководитель: Иванов Р.В.

В современных условиях высокой конкуренции предприятия ищут новые пути для оптимизации производственных затрат и уменьшения себестоимости продукции. Одним из путей снижения затрат производства является совершенствование работы системы технического обслуживания и ремонтов.

Основная цель системы ТОиР — повышение эффективности производства и качества выпускаемой продукции путем обеспечения бесперебойной и безотказной работы оборудования. На практике ремонтная служба зачастую является одним из самых затратных подразделений предприятия.

Управление затратами на ТОиР - сложный и непрозрачный процесс. Решение проблем, возникающих перед ремонтной службой лежит в ее модернизации - внедрению современных подходов к управлению ТОиР и поддержка их автоматизированной системой управления ТОиР.

Около 50% [1] крупных производственных предприятий в России автоматизируют свою управленческую деятельность с помощью внедрения ERP-систем. Системы данного класса, например, SAP ERP, Oracle Business Suite и Microsoft Dynamics AX, имеют в своем составе специализированный EAM-модуль. Комплексный подход в автоматизации предприятия имеет свои преимущества, в том числе и для ремонтной службы. Предприятия нуждаются в создании единой информационной системы, объединяющей основные и вспомогательные процессы производства. Данному требованию удовлетворяет специализированное решение, разработанное на базе платформы Microsoft Dynamics AX, - модуль «Управление ТОиР».

Прежде чем подробнее рассматривать модуль, остановимся на особенностях платформы Microsoft Dynamics AX.

Основными особенностями платформы являются ее гибкость и простота. Большой набор встроенных бизнес-решений, позволяет адаптировать продукт под любое производство, что особенно актуально для службы ТОиР, так как ее организация и функционирование не регламентировано и индивидуально для каждого предприятия. С помощью «технологии слоев», являющейся отличительной чертой платформы Microsoft Dynamics AX, можно либо использовать базовый функционал системы либо клиенты могут самостоятельно настраивать необходимый функционал, что значительно снижает стоимость владения.

Несмотря на то, что концепция ERP в основном нацелена на управление финансами и планирование, модуль ТОиР в рамках комплексной системы решает полный комплекс задач, стоящих перед ремонтной службой. В системе это реализовано с помощью следующих средств:

- Единая база данных по техническим объектам и оборудованию. Паспортизация оборудования позволяет хранить в системе всю информацию по каждому объекту ТоиР. Учет наработки и состояния оборудования позволяет производить рациональное планирование работ.
- Учет структуры ремонтного цикла единицы оборудования. Необходимый функционал для расчета длительности ремонтных работ и организации эффективного обслуживания.
- Календарное планирование работ ТоиР. Система позволяет планировать работы, анализируя производственный график предприятия и наличие необходимых ресурсов для осуществления работ.
- Учет выполненных работ. Учет фактического выполнения работ используется не только для ведения истории обслуживания оборудования и дальнейшего планирования, но и благодаря интеграции с другими модулями, в частности, с модулем «Расчеты с персоналом», позволяет учитывать работу персонала ремонтного подразделения.
- Отчетность. Гибкость системы позволяет получать оперативные данные не только по подразделению в целом, но и по узлу или конкретной единице оборудования, что значительно повышает эффективность принятия управленческих решений.
- Учет и планирование материально-технического обеспечения. Система позволяет оперативно получать данные о состоянии запасов запасных частей на складах. Учет и автоматизированное планирование позволяют снизить уровень складских запасов за счет рационального плана расходования и закупок. Интеграция с другими модулями системы позволяет при необходимости формировать заказы на покупку необходимых запасных частей и материалов.

Преимуществами данного решения являются:

- Поддержка процессного производства. Все объекты ТоиР объединены в единую производственную линию. В зависимости от критичности конкретного объекта для функционирования производства назначаются приоритеты, в соответствии с которыми в системе планируется оптимальный план работ, обеспечивающий непрерывность технологических процессов.
- Планирование в модуле ведется «от потребностей» производства. Графики работ ТоиР согласовываются с производственным планом и графиками доступности ресурсов — оборудования и персонала. Такой подход является неоспоримым преимуществом автоматизации ТоиР в рамках ERP-системы.
- Тесная интеграция с другими модулями ERP-системы позволяет объединить все подразделения предприятия в единую систему, которая повысит прозрачность и управляемость процессов.

С экономической точки зрения, проект внедрения модуля ERP-системы дает такой же эффект, как и внедрение специализированного решения. Но качественным показателем будет выступать синергетический эффект от комплексной автоматизации производства. Окупаемость данного модуля как отдельного проекта по внедрению — 5-6 месяцев. В рамках комплексной автоматизации предприятия внедрения данного модуля целесообразно и экономически обоснованно. Но если на предприятии реализована « лоскутная автоматизация » , то ввиду необходимой интеграции, более рациональным решением будет использование ЕАМ-системы.

Литература:

4. Баринов А.А. В России лишь зарождается практика эффективного управления основными фондами и ремонтами // *Металлоснабжение и сбыт.* - 2009. - №10
5. Кизим А.В. Обоснование необходимости автоматизации работ по ремонту и техническому обслуживанию оборудования // *Известия Волгоградского государственного технического университета.* - 2009. - Т. 6. - № 6. - С. 118-121
6. [Электронный ресурс] Сайт компании «АНД Проджект» - <http://andproject.ru> .

Мачина С.А. Особенности автоматизации системы ТОиР деревообрабатывающего предприятия

Научный руководитель: Маятин А.В.

Российские деревообрабатывающие предприятия находятся в условиях жесткой конкуренции со стороны зарубежных коллег, так как основная часть их продукции производится на экспорт. Автоматизация производства является неотъемлемым условием для повышения конкурентоспособности предприятия.

Несмотря на высокое качество производимой продукции российские предприятия отстают в плане эффективной организации и информационной поддержки производства. Если основные процессы на предприятиях автоматизируются в первую очередь, то вспомогательные, например, такие как техническое обслуживание и ремонты (ТОиР) или материально-техническое снабжение редко включаются в проекты по внедрению ИС.

Деревообрабатывающее производство относится к процессному типу, выход из строя одного станка на линии ведет к остановке всего процесса. Исследования показывают, что автоматизация системы ТОиР позволяет повысить надежность производственной системы и снизить риски остановки производственных процессов. [2]

Цель работы:

На основе анализа производственных процессов и системы ТОиР деревообрабатывающего комбината сформулировать требования к ИС ТОиР.

Результаты:

В ходе анализа производственного процесса на примере фанерного комбината были сформулированы особенности производства и эксплуатируемого оборудования, влияющие на специфику системы ТОиР.

- Комплексность и взаимосвязанность процессов. Выход из строя какого-либо узла или агрегата приводит к остановке всего производственного процесса, как следствие, временные, сырьевые и денежные потери для предприятия.
- Протяженные технологические маршруты обработки изделия.
- Разнообразие видов обработки в одном производстве. Как следствие, в производстве задействовано большое количество разного оборудования, по большей части импортного производства.
- Ритмичность производственного процесса.
- Сезонность производства.

Помимо стандартной функциональности ЕАМ-система для автоматизации ТОиР деревообрабатывающего предприятия, ввиду выявленных особенностей, должна решать следующие задачи:

- Поддержка методологии RCM [1]. Главная цель системы ТОиР в данном случае — обеспечить непрерывность и надежность производственного процесса. Достигается это путем исследования возможных причин отказа оборудования, оценки рисков, классификации оборудования в соответствии с критичностью для производственного процесса.
- Поддержка процесса планирования по состоянию оборудования, с учетом результатов RCM-анализа.
- Возможность поддержки иерархических и горизонтальных связей оборудования, как единой производственной линии.
- Возможность интеграции с системами класса АСУ-ТП позволила бы оперативно получать и обрабатывать данные о состоянии оборудования и корректировать планы работ.
- Возможность учета сезонности эксплуатации оборудования.

Дополнительные требования могут определяться спецификой деятельности каждого конкретного предприятия.

Задача автоматизации работы технической службы деревообрабатывающих предприятий – актуальная задача на сегодняшний день. Автоматизированная система управления ТОиР является эффективным инструментом для обеспечения надежности и бесперебойного функционирования производственной системы предприятия в целом.

Литература:

7. Иорш В.И., Крюков И.Э., Антоненко И.Н. Международные стандарты в области управления физическими активами // Вестник качества. – 2012. – №4. – С. 27-34
8. Кизим А.В. Обоснование необходимости автоматизации работ по ремонту и техническому обслуживанию оборудования // Известия Волгоградского государственного технического университета. - 2009. - Т. 6. - № 6. - С. 118-121
9. Мокроусова М.В. Управление надежностью, безотказностью, работоспособностью основных производственных фондов промышленного предприятия в условиях развития информационных технологий // Вестник ВолГУ. – 2007. – Серия 9. – №6 – С. 167-170

**Санкт-Петербургский
государственный университет
аэрокосмического
приборостроения**

- В.Я. Мамаев к.т.н., доцент кафедры «Компьютерного проектирования аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов», научный руководитель
- Г. А. Подшивалов Студент 4 курса кафедры «Компьютерного проектирования аэрокосмических измерительно-вычислительных комплексов»

Подшивалов Г.А. Моделирование полета БПЛА, парящего в тепловых конвективных потоках

Научный руководитель: Мамаев В.Я.

В последнее время все большее применение находят беспилотные летательные аппараты (БПЛА). Известно, что продолжительность полета малых и сверхмалых БПЛА достаточно мала, поэтому имеет место задача по ее увеличению за счет энергии, которую можно получить из окружающей среды. В настоящее время существует два основных направления решения задачи максимизации продолжительности полета, за счет даровой энергии окружающей среды[1].

Первое направление – это использование солнечной энергии. Главная сложность при этом подходе – это достаточно высокая стоимость солнечных батарей, а также большие габариты использующих их летательных аппаратов (ЛА).

Второе направление – это использование воздушных восходящих потоков. Как правило, такие потоки называются термиками. Их часто используют планеристы. Суть этого метода заключается в том, что планерист, попадая в восходящий поток, начинает закладывать спираль, т.е. осуществляет многократный разворот внутри восходящего потока (рис. 1).

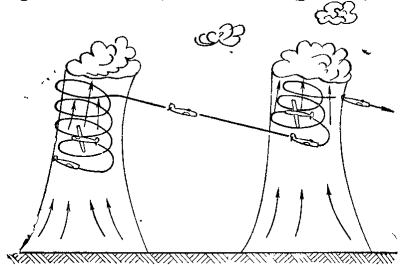


Рисунок 1. Парение БПЛА в термиках [4].

Полет БПЛА с использованием восходящих потоков предполагает выполнение маневров по определенному алгоритму. Проверить эффективность алгоритма возможно в ходе моделирования полета БПЛА, использующего восходящие потоки.

Для того чтобы отработать алгоритм центрирования в термике, необходимо сперва определить адекватные модели восходящих воздушных потоков. Мы воспользуемся математической моделью, описывающей геометрические характеристики термических восходящих потоков, а также распределение вертикальной скорости в горизонтальных сечениях этих потоков, которая в последние годы была построена в Dryden Flight Research Center (NASA) [3]. В ходе метеорологических исследований, было установлено, что радиус тер-

мика, а также распределение вертикальной скорости в горизонтальном сечении термика зависят, главным образом от высоты, на которой находится рассматриваемое сечение, а также от высоты конденсации облаков. Подробное описание зависимости основных параметров термиков, установленных в вышеупомянутом исследовании можно найти в источнике [3].

При использовании данной математической модели была разработана программа, имитирующая воздействие термических восходящих потоков на БПЛА, с учетом их геометрических параметров и распределения вертикальной скорости в сечении. Для постоянного набора высоты необходимо, как минимум, постоянно удерживаться в поле положительной вертикальной скорости. В ходе моделирования был проверен метод движения планера внутри потока, предложенный в [4] (рис. 2).

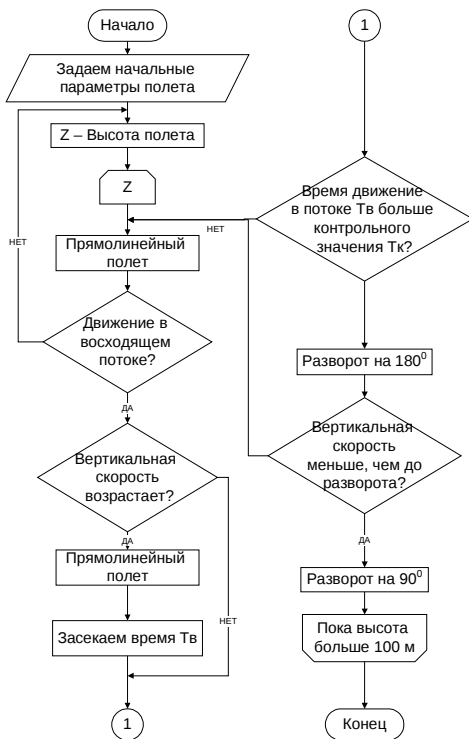


Рис. 2. Алгоритм движения планера при использовании термиков.

Учтем, что парение на высоте ниже 100 метров может быть опасным ввиду встречи с различными препятствиями, такими как строения, высокие деревья, горные возвышенности и т.д. Кроме того, «сила» термиков на этой высоте достаточно мала для эффективного парения. Если было установлено,

что движение происходит в восходящем потоке, то через равные промежутки времени осуществляется измерение вертикальной скорости и сравнение ее со значением, измеренным на предыдущей итерации. Прямолинейный полет продолжается пока вертикальная скорость возрастает. Когда экстремум вертикальной скорости пройден, а количество итераций больше некоторого контрольного значения (что свидетельствует о вхождении в устойчивый восходящий поток) осуществляется разворот на 180°. Если вертикальная скорость после разворота больше, чем до разворота, то осуществляется повторный разворот на 180°, тем самым планер постоянно находится в поле положительной вертикальной скорости. Если вертикальная скорость после первого разворота на 180° снизилась, то осуществляется дополнительный разворот на 90°, после чего вновь производится определение вхождения в восходящий поток.

Ввиду того, что вертикальная скорость и радиус разворота зависят от воздушной скорости движения БПЛА, а также от угла крена (при развороте) необходимо контролировать эти параметры, чтобы не выйти за пределы поля действия положительной вертикальной скорости, а также не потерять подъемную силу.

Учитывая то, что нам известны приблизительные геометрические характеристики термика и распределение вертикальной скорости в нем, мы можем вывести соотношение воздушной скорости и угла крена, при котором гарантировано планер находился в поле воздействия восходящего потока.

Воспользуемся формулой для радиуса термика [3]:

$$R_T = 0.101 \left(\frac{H}{H_i} \right)^{\frac{1}{3}} \left(1 - 0.25 \frac{H}{H_i} \right) H_i, \quad (1)$$

где R_T – радиус термика, H – высота сечения, а H_i – высота конденсации облаков (которая может быть известна из метеосводки).

Воспользуемся формулой для расчета радиуса упрежденного разворота R_p [2]:

$$R_p = \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg} \chi}, \quad (2)$$

где V – истинная воздушная скорость, g – ускорение свободного падения, χ – угол крена.

Т.о. получим, что для постоянного парения в поле действия восходящего воздушного потока (в течение времени его существования) необходимо выдерживать следующее соотношение угла крена и воздушной скорости:

$$\frac{V_{\text{возд}}^2}{\operatorname{tg} \chi} < 0.05 \left(\frac{H}{H_i} \right)^{\frac{1}{3}} \left(1 - 0.25 \frac{H}{H_i} \right) H_i \quad (3).$$

Справедливость соотношения (3) было проверено в результате моделирования полета БПЛА с учетом воздействия восходящих воздушных потоков.

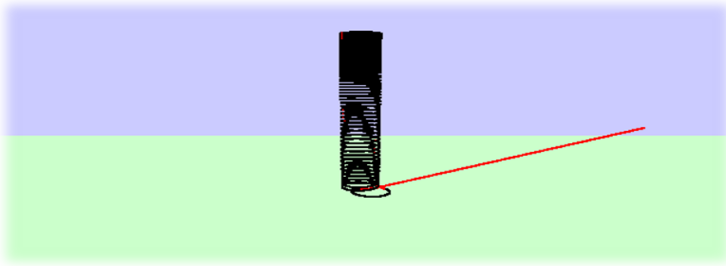


Рисунок 3. Моделирование полета БПЛА при использовании термиков для набора высоты.

Библиографический список:

- Амелин К.С., Антал Е.И., Васильев В.И, Граничина Н.О., Адаптивное управление автономной группой беспилотных летательных аппаратов // Стохастическая оптимизация в информатике, СПбГУ, 2009, с. 157–166.
- Сарайский Ю. Н., Алешков И. И. Аэронавигация. Часть 1 СПб.: ФГОУ ВПО «Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации», 2010. 302 с.
- Allen M. J., Updraft model for development of autonomous soaring uninhabited air vehicles // AIAA 2006-1510, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 9-12 January, 2006
- Руденский, Е. Г. Полет на планере. Пособие для планеристов/ Е. Г. Руденский. – М. : Изд-во ДОСААФ, 1977. – 72 с.

Подшивалов Г.А.. Имитатор измерительно-вычислительной системы БПЛА, осуществляющей распознавание и классификацию воздушных восходящих потоков

Научный руководитель: Мамаев В.Я.

В настоящее время существует несколько подходов в решении задачи увеличения продолжительности полета беспилотного летательного аппарата (БПЛА). Одним из путей решения данной проблемы является использование восходящих воздушных потоков.

В течение полета БПЛА попадает в различные атмосферные потоки. Он подвергается воздействию ветра, попадает в нисходящие потоки, восходящие потоки, струйные течения, вихри и т.д. Ввиду того, что тактика маневрирования внутри разных потоков, как правило, отличается (рис. 1), актуальной является задача распознавания восходящего потока, пригодного для парения в нем с целью увеличения продолжительности полета. Кроме того, полезной будет не только задача распознавания, но и исследования восходящих воздушных потоков, т.е. проведение измерений физических параметров потоков.

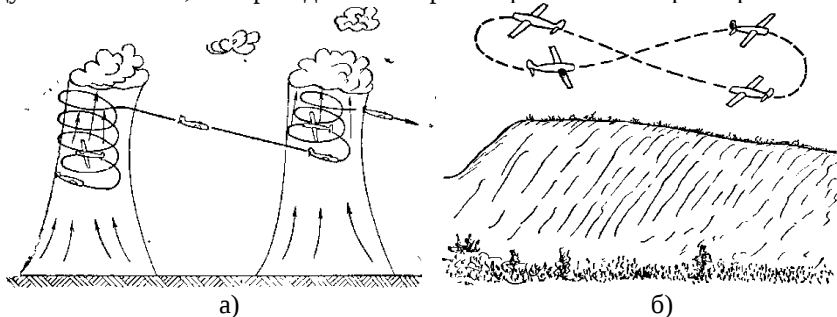


Рисунок 1. Парение планера: а) по спирали в термиках, б) восьмеркой в орографических потоках

Параметрами, которые дают информацию о принадлежности воздушного потока, в который попал БПЛА, к термику – могут быть температура окружающего воздуха, относительная влажность, и атмосферное давление. Сравнивая эти же параметры со значениями, характерными для термических восходящих потоков можно примерно составить последовательность маневров и рассчитать их параметры. Сравнив с параметрами, характерными для предгрозовых конвективных потоков, можно принять решение о скорейшем выходе из поля действия этого потока.

Для распознавания термических восходящих потоков, пригодных для парения в них, принимается модель характерных параметров этих потоков, описываемая следующими соотношениями [1,2]:

$$\begin{aligned}
 H &= \alpha; \\
 R &= 0.1 \cdot \left(\frac{H}{Z_i}\right)^{\frac{1}{3}} \cdot \left(1 - 0.25 \frac{H}{Z_i}\right) \cdot Z_i; \\
 P_{UAV} &= \beta; \\
 T' &= 1.3 \cdot P_{UAV}^{-\frac{1}{3}} \cdot \sqrt{1 - \frac{P_{UAV}^2}{R^2}}; \\
 V_{верт} &= 0.2 \cdot H^{\frac{1}{3}} \cdot \sqrt{1 - \frac{P_{UAV}^2}{R^2}},
 \end{aligned} \tag{1}$$

где H – высота полета, Z_i – высота конденсации облаков, α – случайная величина (сл.в.) от 100 м до Z_i , R – радиус сечения термика на данной высоте, P_{UAV} – расстояние между БПЛА и центром термика, β – сл. в. от 10 м до R , T' – температура перегрева воздуха в термике относительно средней температуры на той же высоте, $V_{верт}$ – вертикальная скорость воздуха в восходящем потоке.

Для проверки работоспособности системы распознавания был создан имитатор физических параметров термических восходящих потоков (рис. 2). Его назначение заключается в том, что на основе системы уравнений (1) формируются векторы физических параметров термиков, которые имитируют результат измерения физических параметров, осуществляемый измерительно-вычислительной системой (ИВС) по измерению физических параметров воздушных потоков и обработке результатов измерения

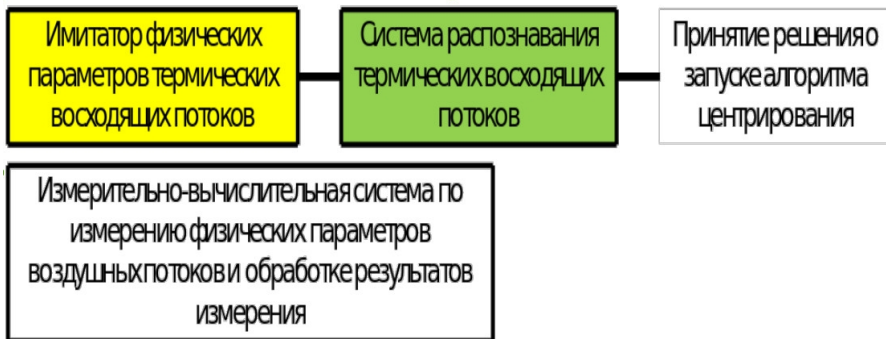


Рисунок 2. Структура имитатора физических параметров термических восходящих потоков.

Для построения системы распознавания применяется байесовский подход, в основе которого лежит предположение о том, что существует вероятностная мера, которая показывает, какова вероятность того, что объект распознавания, представляемый вектором измерений X , принадлежит классу Ω_i , где Ω – множество объектов распознавания [3].

Эта вероятность называется апостериорной вероятностью $P(\Omega_i | x)$. Согласно Байесовскому правилу классификации объект, представляемый вектором x , следует отнести к тому классу, для которого апостериорная вероятность максимальная $P(\Omega_i | x) = \max\{P(\Omega_1 | x), P(\Omega_2 | x), \dots, P(\Omega_N | x)\}$.

Отметим, что Байесовский классификатор является оптимальным по отношению к минимизации вероятности ошибки классификации. Доказательство приведено в [3].

Согласно формуле Байеса апостериорную вероятность можно найти следующим образом:

$$P(\Omega_i | x) = \frac{p(x | \Omega_i)P(\Omega_i)}{p(x)},$$

При проверке классификации сравнение $P(\Omega_k | x)$ и $P(\Omega_l | x)$ эквивалентно сравнению $p(x | \Omega_k)P(\Omega_k)$ и $p(x | \Omega_l)P(\Omega_l)$. Будем считать, что для любого x , $P(\Omega_k | x) \neq P(\Omega_l | x)$, где x – вектор измеренных параметров.

$p(x | \Omega_i)$ – функция правдоподобия, которая может быть приближенно оценена с помощью достаточных статистик, если таковые имеются, или приблизительно оценена исходя из априорных представлений о физической структуре этих потоков.

$P(\Omega_i)$ – вероятность принадлежности каждому из классов, которая определяется исходя из параметров подстилающей поверхности над которой осуществляется полет, рельефа местности, различных метеоусловий, времени суток, времени года и т.д. В настоящее время основная задача, подлежащая решению, состоит в определении этих вероятностных характеристик.

Библиографический список:

- Allen M. J., *Updraft Model for Development of Autonomous Soaring Uninhabited Air Vehicles* // NASA Dryden Flight Research Center, Edwards, California 93523-0273, USA, 2007
- Воронцов П.А., Турбулентность и вертикальные токи в пограничном слое атмосферы, Главная геофизическая обсерватория им. А.И. Воейкова. Л., Гидрометеоиздат, 1966г. 296 с.
- Мастецкий Л.М., Математические методы распознавания образов, МГУ, М., 2002-2004. 85 с.

**Центральный научно-
исследовательский и опытно-
конструкторский институт
робототехники и технической
кибернетики**

Д.М. Рыжиков

Инженер ЦНИИ РТК,
соискатель ученой степени к.г.н. СПб ГУАП

Рыжиков Д.М. Детектирование борщевика Сосновского по данным дистанционного зондирования Земли

В последние годы угроза распространения борщевика Сосновского на территории Российской Федерации стоит крайне остро. Данный вид растений постепенно вытесняет другие виды, занимая все новые и новые площади. Борщевик представляет опасность для животных и человека, т. к. вызывают ожоги и ряд болезней.

Борщевик Сосновского – двухлетнее высокоурожайное растение семейства зонтичных. Род борщевик насчитывает около 70 видов, 40 из них произрастают на территории СНГ. Первые упоминания об этом растении датируются I веком и принадлежит перу греческого ученого Гая Плиния Секунда (между 22 и 24 годами н. э., Новый Ком — 24 или 25 августа 79 года н. э., Стабии). За внушительные размеры и большую надземную массу автор нарек его Гераклом в честь древнегреческого героя. Впоследствии шведский естествоиспытатель и врач Карл Линней (1707-1778 гг) внес данное растение в свою единую систему классификации растительного и животного мира под именем *Heraclium L.* По сей день в литературе можно увидеть упоминания борщевика под именем «геракловой травы» или «цветок Геракла».

Широкое распространение в СССР борщевик Сосновского получил в результате программы решения проблем производства кормов для животноводства. Использование борщевика Сосновского в данной отрасли, поддерживаемое на государственном уровне Сталиным, Хрущевым и Брежневым, продлилось до 1980-х годов. Причинами отказа от борщевика в животноводстве послужили следующие причины:

- силос из данного растения оказался жидким и низкокачественным;
- молоко коров, долгое время, питавшихся борщевиком, имело горький привкус;
- фитоэстрогены, содержащиеся в данном растении, были причиной бесплодия у животных.

Однако отказ от использования борщевика Сосновского не стал причиной для сокращения площадей, занимаемых данным растением. Некогда кормовая культура, а нынче обычный сорняк стал появляться на обочинах дорог, вблизи населенных пунктов, на необрабатываемых землях и на полях. Как следствие, в народе растение получило прозвище «мечь Сталина», поскольку именно при его власти велось наиболее интенсивное внедрение борщевика в сферу животноводства.

На сегодняшний день не существует карт ареалов распространения борщевика Сосновского для Ленинградской области. В данной работе предлагается технология автоматизированного детектирования борщевика Сосновского по спутниковым снимкам и оперативного доступа к данным для конечного пользователя.

Мониторинг наземных объектов при помощи данных космической съемки подразумевает периодическое отслеживание каких-либо количественных и качественных характеристик объектов и прогнозирование ситуации в последующий период. Процедура мониторинга включает в себя распознавание объектов интереса, которое может быть выполнено с применением различных методов обработки спутниковых снимков:

- *Визуальное дешифрирование.* Поиск объектов интереса на снимках без применения программных алгоритмов. Достоверность дешифрирования зависит от квалификации оператора-дешифровщика;
- *Спектральные преобразования и отношения.* Данный вид обработки данных ДЗЗ производится с целью получить такое пространство признаков, которое имело бы определенные преимущества перед исходным спектральным пространством. К этим методам относятся, в числе прочих, индексы вегетации.
- *Классификация.* Данный тип обработки представляет собой процесс отнесения изображенных на снимке пикселей (объектов) к определенному классу с помощью выделения существенных признаков, характеризующих эти объекты.
- *Поиск целевых объектов.* Метод заключается в картировании объектов какого-либо заданного класса по его спектральным характеристикам;
- *Текстурный анализ.* Данный способ предполагает анализ спутникового снимка с учетом пространственного контекста пикселей;
- *Поиск изменений на местности.* Метод состоит в выявлении по разновременным космическим снимкам участков местности, на которых произошли изменения ландшафтом, водоемов, антропогенных объектов и т.д.

В данной работе исследовались спутниковые снимки, полученные с группировки космических аппаратов RapidEye, состоящей из пяти спутников, названных Земля, Орбита, Быстрый, Космос и Глаз. Пространственное разрешение получаемых снимков 6,5 метров, спектральное разрешение – пять диапазонов длин волн:

- 1) 0,44 – 0,51 мкм, синий канал;
- 2) 0,52 – 0,59 мкм, зеленый канал;
- 3) 0,63 – 0,685 мкм, красный канал;
- 4) 0,69 – 0,73 мкм, крайний красный канал;
- 5) 0,76 – 0,88 мкм, ближний инфракрасный канал.

Как показали проведенные исследования, существующие вегетационные индексы не дают возможности выявить ареал распространения борщевика Сосновского. Однако визуальный анализ снимков КА RapidEye позволил определить комбинации каналов, при которых борщевик выделяется по цвету на окружающих его площадях. Просмотр каналов в отдельности не привел к положительному результату, однако различные компоновки GRB-изображе-

ния, в которых участвовали все пять спектральных диапазонов, позволили ярким контрастным цветом выделить ареал произрастания борщевика от антропогенных объектов и других видов растительности. Разработанный индекс борщевика Сосновского, названный индексом инвазивных форм растительности (Invasive Plants Index - IPI), является нормализованным и в общем виде может быть представлен в виде формулы:

$$IPI = \frac{k_{11} \text{Blue} + k_{12} \text{Green} + k_{13} \text{Red} + k_{14} \text{RedEdge} + k_{15} \text{NIR}}{k_{21} \text{Blue} + k_{22} \text{Green} + k_{23} \text{Red} + k_{24} \text{RedEdge} + k_{25} \text{NIR}}$$

где Blue, Green, Red, RedEdge и NIR – значения пикселей в соответствующих каналах съемки, k_{ij} – коэффициенты, подбираемые в результате визуального дешифрирования эмпирическим путем.

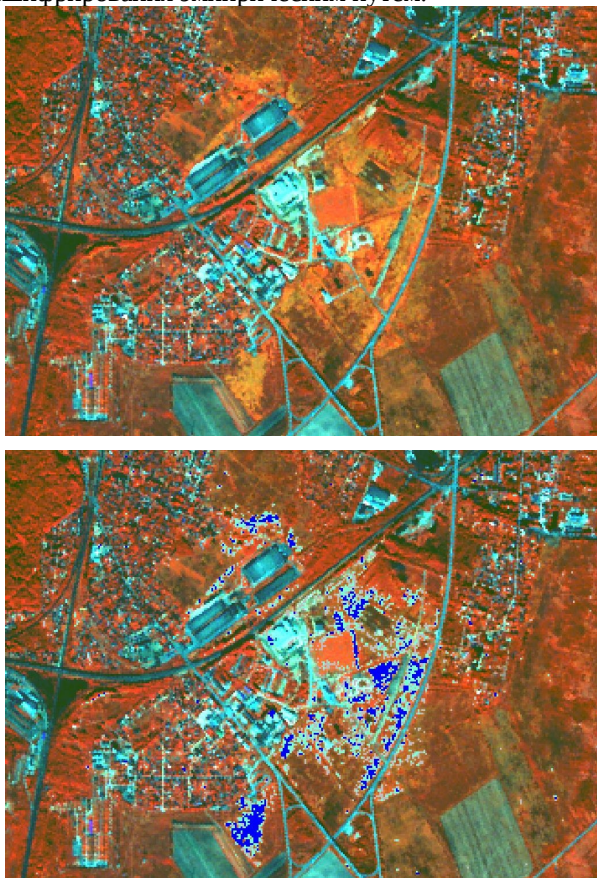


Рисунок 1 – Территории произрастания борщевика Сосновского (выделено)

цветом), Гатчина, Ленинградская область, RapidEye, 06.09.2013, RGB-5,2,1

Тематические слои геоданных, полученные в результате расчета индекса IPI, прошли верификацию для спутниковых снимков Ленинградской области. На рисунке 1 приведены снимки КА RapidEye с нанесенными на них результатами дешифрирования борщевика Сосновского, полученными по итогам вычисления индекса IPI, выделенных цветом.

Актуальность регулярного мониторинга борщевика Сосновского, вызванная высокой живучестью и способностью к распространению данного растения, обуславливает необходимость организации доступа к геопространственным данным по требованию пользователя.

Для решения данной задачи предлагается использовать веб-картографическое программное обеспечение (WebGIS), позволяющее размещать геопространственную информацию в сети интернет с возможностью доступа из любой точки Земли.

С помощью веб-картографического инструментария Scanex GeoMixer в геопортале ЦНИИ РТК был создан проект «Heracleum Sosnowskyi», в котором в перспективе планируется разместить полученные результаты по детектированию территорий произрастания борщевика Сосновского по всей Ленинградской области. Результаты планируется обновлять каждый год по мере поступления новой космической съемки. Геопортальный проект доступен для просмотра любому пользователю по адресу <http://kosmos.rtc.ru/api/index.html?KSJ2R>. На рисунке 2 представлен внешний вид геопортального проекта «Heracleum Sosnowskyi» в среде GeoMixer. Он включает космические снимки КА RapidEye, результаты обработки, а также слои базовых геоданных GeoMixer: растровые карты и космические снимки.

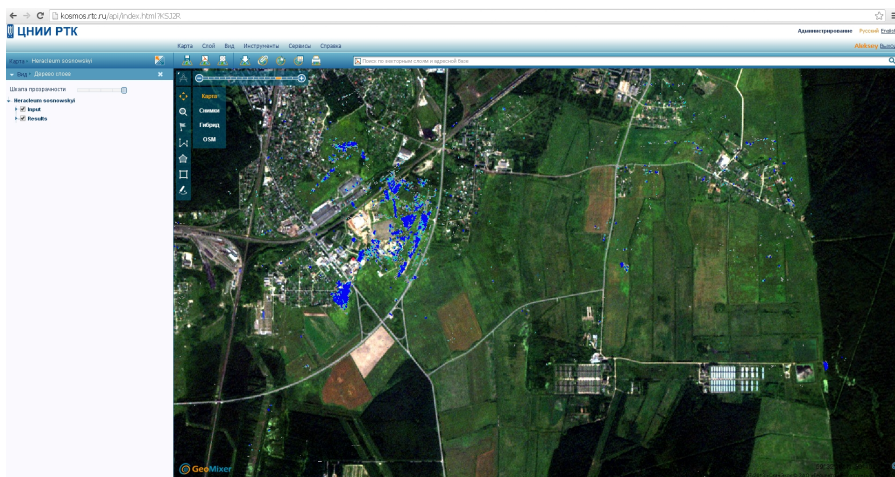


Рисунок 2 – Проект «Heracleum sosnowskyi» геопортала ЦНИИ РТК

Список использованных источников

10. Методические рекомендации по борьбе с неконтролируемым распространением растений борщевика Сосновского. – Сыктывкар, 2008. – 28 с.
11. Косолап Н. Сорняки. Борщевик Сосновского / Косолап Н., Одарченко Е. // Зерно. 2010. №12. с. 34-39.
12. <http://www.medkurs.ru/pharmacy/technology86/section2251/11372.html>
13. <http://agrorus.com/recommendations/borchsosnov.php>
14. О безопасном обращении с пестицидами и агрохимикатами. Закон РФ № 109-ФЗ от 19 июля 1997 г.
15. Об охране окружающей среды. Закон РФ № 7-ФЗ от 10 января 2002 г.
16. О санитарно-эпидемиологическом благополучии населения. Закон РФ № 52-ФЗ от 30 марта 1999 г.
17. СанПиН «Гигиенические требования к хранению и транспортировке пестицидов и агрохимикатов» (2002).
18. Шовенгердт Р.А. Дистанционное зондирование. Модели и методы обработки изображений – М.: Техносфера, 2010. –560 с.
19. Acharya T. Image Processing. Principles and Applications – New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2005 – 428 p.
20. Lillesand, T. M., Kiefer, R. W. Remote sensing and image interpretation. / New York: John Wiley and Sons, Inc. 2000.
21. <http://gis-lab.info/qa/vi.html>
22. ERDAS IMAGINE®. Практическое руководство Tout Guides. Дата+, 2007. – 365с.
23. <http://geomixer.ru>

**Государственное бюджетное
общеобразовательное учреждение
Центр образования «Санкт-
Петербургский городской Дворец
творчества юных»**

- В.Ф. Жуковский к.т.н., заведующий отделом информационных технологий и компьютерного обеспечения ГБОУ ЦО «СПбГДТЮ», научный руководитель
- Г.А. Грачев студент 2 курса БГТУ «Военмех» им.Д.Ф.Устинова, выпускник Юношеского клуба космонавтики им.Г.С.Титова 2012 года
- С.В. Чураков студент 2 курса СПбГЭТУ «ЛЭТИ» им. В.И. Ульянова (Ленина), выпускник Юношеского клуба космонавтики им.Г.С.Титова 2011 года
- К.М. Ризванова Ученица 9 класса ГБОУ СОШ № 283 СПб, 1 год обучения Юношеского клуба космонавтики

Грачев Г.А. Динамика управления КА в магнитном поле Земли

Научный руководитель: Жуковский В.Ф.

Цель – в рамках проекта «Парус моей мечты» запуск спутника «ANSAT» с космодрома Восточный в конце 2015 года.

Концепция

Запуск группировки нано-спутников. Группировка состоит из трех и более элементов, скреплённых между собой жёсткими связями.

В первой миссии будет запущена группировка, состоящая из трех элементов по три модуля каждый. Среди множества вопросов возникает следующий: Как управлять? Исследуя задачу стабилизации и ориентации придём к следующему выводу: так как элементы нашей группировки малы, использование активных систем управления не рациональны. Среди известных пассивных систем управления выберем электромагнитную, и рассмотрим её подробнее.

Магнитное поле Земли (МПЗ).

Наиболее точная аппроксимация МПЗ представляется в виде ряда Гаусса. Согласно этой теории выражение для магнитного потенциала выглядит следующим образом.

$$U(r, \theta, \lambda, t) = \sum_{n=1}^N \left(\frac{R}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (g_n^m(t) \cos(m\lambda) + h_n^m(t) \sin(m\lambda)) P_n^m(\cos\theta)$$

Так как мы находимся на начальных этапах исследования, мы не будем пользоваться рядом Гаусса. А воспользуемся более простой моделью МПЗ.

$$\begin{pmatrix} H_{x0} \\ H_{y0} \\ H_{z0} \end{pmatrix} := \frac{M_{\text{З}}}{r^3} \begin{pmatrix} \cos(u) \cdot \sin(i) \\ \cos(i) \\ -2 \sin(u) \cdot \sin(i) \end{pmatrix}$$

Здесь мы не учитываем, что между магнитной и географической осями есть отклонение в $11,5^\circ$. Теперь наша модель МПЗ максимально упрощена, и зависит только от:

- i – наклонение орбиты $[0; \pi]$;
- u – аргумент широты, равный: $u = \vartheta + w$, где:
 - ϑ – истинная аномалия $[0; 2\pi]$;
 - w – аргумент перигея $[0; 2\pi]$;
- r – расстояние от центра Земли до КА;

Выясним теперь, каким образом МПЗ зависит от этих величин.

Из предыдущей записи видно, что с увеличением высоты, значение МПЗ падает. Будем в дальнейшем рассматривать МПЗ на высоте 600 км.

Теперь установим другие зависимости. Примем, что истинная аномалия равна 0. Выясним, как изменяется МПЗ, в зависимости от изменения аргумента широты, при постоянных r и i . Например, если $i = 0$, то МПЗ одинаково во всех точках круговой орбиты.

Но как только появляется наклонение орбиты, график меняется. Возьмем максимальное $i = 90^\circ$. Тогда амплитуда будет максимальной. Здесь, верхние две точки – положение КА над полюсами. Нижние – над экватором.

Становится очевидным, что в районе экватора МПЗ принимает минимальные значения, в свою очередь над полюсами, оно максимальное.

Окончательно в этом убедимся, взяв аргумент широты равным 90° , и меняя наклонение орбиты от 0 до л.

Так как нам необходимо понять, возможно ли какое-нибудь управление КА в МПЗ, мы возьмём его минимальное значение. $H = 0,239$ Э или, $V = 0,239$ мкТл.

Физическая модель

Итак, сформулируем физическую модель нашей задачи:

- Относительно Земли:
 - Земля – шар;
 - Магнитная ось совпадает с географической (отклонение $\approx 11,5^\circ$);
- Относительно орбиты:
 - Наклонение орбиты $i = 0^\circ$;
 - Орбита круговая, $e = 0$.
 - Высота орбиты $h = 600$ км;
- Относительно космического аппарата:

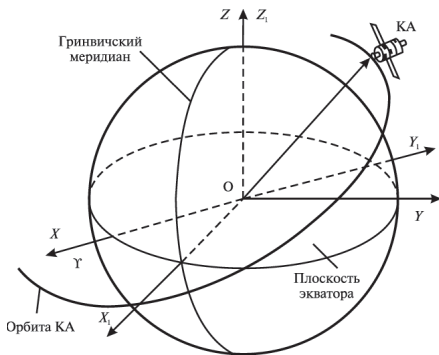


Рисунок 1: Характеристики орбиты

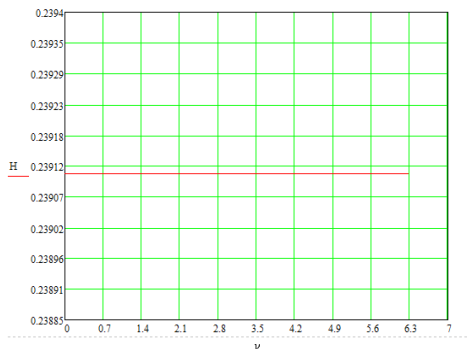


Рисунок 2: Зависимость H от u при i=0

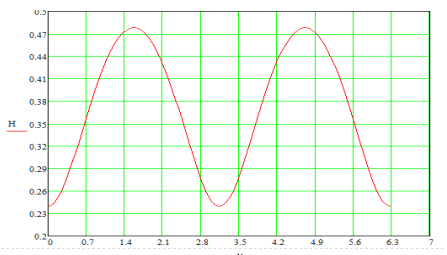


Рисунок 3: Зависимость H от u при i=90

- Квадратная проводящая рамка;
- Площадь рамки эквивалентна площади равностороннего треугольника с стороной 10 метров;
- Масса распределена равномерно по проводникам и равна 2 кг;
- По рамке имеется возможность пропускать ток;
- Центр масс рамки совпадает с геометрическим центром квадрата;
- Начальные возмущения отсутствуют.

Рамка в МПЗ

Наличие рамки и МПЗ даёт нам хорошие возможности, а именно, при подачи тока в рамке, возникнет управляющий момент, который даёт возможность:

24. раскрутить наш КА подобно ротору в электродвигателе;
25. стабилизировать и ориентировать КА в одной плоскости, подобно стрелке компаса;

Магнитное управление

Наш принцип управления основан на взаимодействии магнитного момента КА с МПЗ.

$M = [L * B]$, где L – вектор магнитного момента КА.

Магнитный момент КА равен: $L = IS$. Где: I – сила тока в рамке, S – площадь квадратной рамки. Так как мы договорились, что площадь рамки эквивалентна площади равностороннего треугольника со сторонами 10 метров, получаем: $S = 43.3 \text{ м}^2$. Так получаем линейную зависимость L от I . Причём L перпендикулярен к плоскости рамки.

Рассмотрим процесс возникновения управляющего магнитного момента.



Рисунок 4: Зависимость H от i при $u=0$

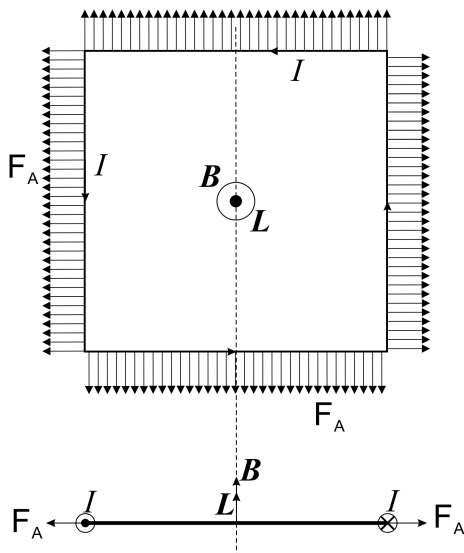


Рисунок 5: Рамка с током в магнитном поле

Рамка с током всё время находится в МПЗ. Если L параллелен B то возникает либо устойчивое ($L \uparrow B$), либо не устойчивое ($L \downarrow B$), равновесие.

Как только между векторами L и B появляется угол α , возникает вращающий момент M , стремящийся вернуть рамку в положение устойчивого равновесия.

Основные зависимости

Найдём зависимость этого момента от угла отклонения α , считая, что по проводнику течёт ток $I = 10A$.

Формула для момента: $M = IBS \sin(\alpha)$.

Для наглядности, рассчитаем время возвращения рамки в устойчивое отклонение.

Итак, рамка находится в устойчивом положении, затем мы отклоняем рамку на угол α и пускаем по ней ток. Рассчитаем время, за которое рамка вернётся в начальное положение, если по ней постоянно проводится ток.

Используя формулу $M = J\varepsilon$, выразим угловое ускорение ε , зная момент силы и момент инерции.

Тогда, время стабилизации вычислим по формуле:

$$t = \sqrt{\frac{2\alpha}{\varepsilon}}$$

Эта предварительная оценка даёт нам понимание, время стабилизации рамки в МПЗ не так уж и мало среди пассивных систем управления.

Такую систему управления, не имеющую расхода рабочего тела выгодно применять на длительных полётах. Плюс, такая система имеет высокую надёжность.

Это всё подтверждает теорию об управлении КА за счёт МПЗ.

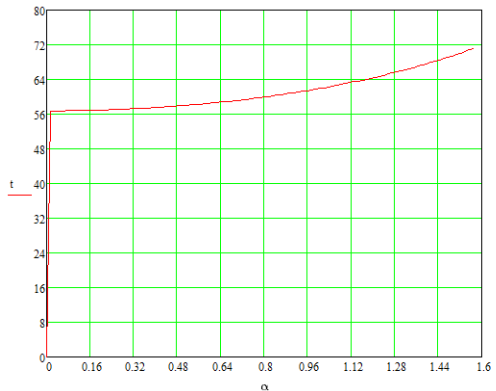


Рисунок 6: Зависимость времени стабилизации от угла поворота

Чураков С.В. Модуль связи. Спутник «AnSat»

Научный руководитель: Жуковский В.Ф.

В 2013-2014 учебном году в Юношеском клубе космонавтики им. Г. С. Титова стартовал проект по созданию орбитальной группировки микроспутников форм-фактора cube sat. В группировку входят три аппарата, каждый размером 3U, то есть размером 10x10x30 сантиметров. Каждый аппарат состоит из трёх модулей:

- мехатронного модуля;
- информационного модуля;
- модуля связи.

Целью автора было рассмотрение основных задач, которые должен решать модуль связи каждого аппарата. Так же необходимо было определить основные направления работы по разработке данного модуля.

Модуль связи в спутнике AnSat должен решать ряд задач:

- связь с наземными центрами связи;
- связь внутри группировки;
- проведение «коротковолнового эксперимента».

Для передачи данных на Землю предложено использовать радиостанцию, работающую на частоте 868 МГц, максимальная скорость передачи данных, которую могут обеспечить данные радиостанции, 100 Кбит/с. Схема приведена на рис. 1.

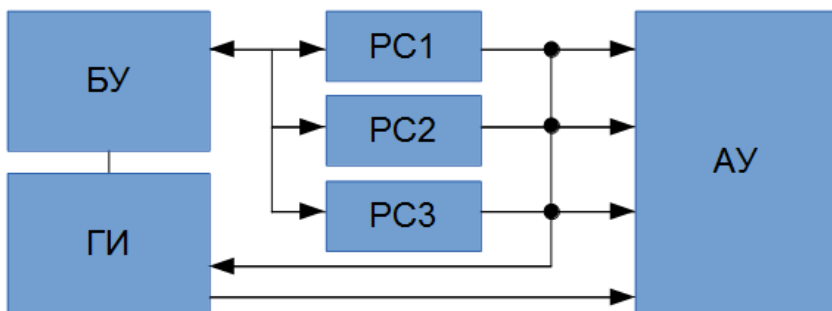


Рисунок 1: Схема радиостанции для связи с Землей

На блок управления модулем связи (БУ) будут приходить данные от информационного модуля и мехатронного модуля. После чего БУ будет формировать из них пакеты для отправки на Землю и передавать через одну из радиостанций.

В составе модуля присутствуют три абсолютно идентичные радиостанции, причём всегда работает только одна, все остальные являются дублирующей.

щими и запускаются только в случае отказа рабочей. Проверка работоспособности радиостанций осуществляется БУ посредством отправки команды запроса состояния модуля (цифровой метод), а также мониторинга уровня выходного сигнала на антенные устройства (АУ) (аналоговый метод).

В связи с вероятностью возникновения различных внештатных ситуаций: потеря связи между связным модулем и другими модулями спутника (информационным и мехатронным модулями), отказ БУ самого связного модуля, и прочие неисправности, было решено заложить в модуль простейший генератор, который позволит передавать сообщения зашифрованные с помощью азбуки Морзе, в случае полной потери связи внутри спутника, сигнализируя о том что аппарат выведен.

Модуль связи присутствует в каждом спутнике, следовательно появляется возможность реализовать трёхканальную систему передачи данных. В таком случае скорость передачи на Землю может возрасти до 300 Кбит/с. Причём, для увеличения эффективности, необходимо создать систему, позволяющую динамически перераспределять нагрузку на каждый канал. Для этого в группировке выделяется модуль, который отвечает за распределение потоков данных (один основной модуль, другие — ведомые). По сути любой из модулей связи может выполнять функции основного и в случае его отказа, система будет перестроена автоматически.

Для обеспечения данной трёхканальной системы связи необходимо иметь высокоскоростной и стабильный обмен данными внутри группировки. Решение этой задачи видится в использовании трансмиттеров стандарта 802.11 b/g/n (стандарт Wi-Fi).

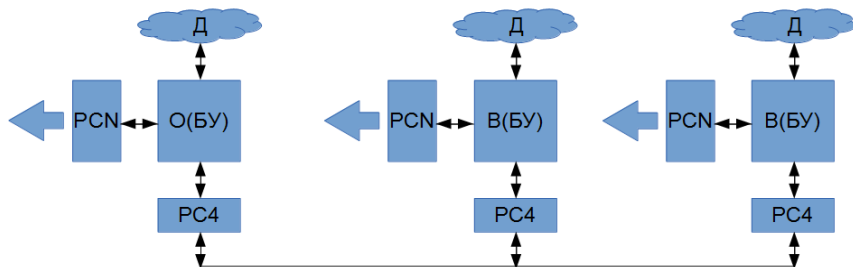


Рисунок 2: Схема обмена информацией внутри группировки

С каждого спутника необходимо передать на Землю целый ряд параметров, таких как: телеметрия, состояние систем аппарата, информация о ходе экспериментов, и т. д. Эти данные (Д) образуются на борту каждого спутника в группировке. Для перераспределения данных внутри группировки используются радиостанции (РС4), работающие в диапазоне 2,4 ГГц. Причём, в связи с тем, что они работают по стандарту 802.11, появляется возможность организовать локальную сеть между спутниками с использованием

стандартных протоколов tcp/ip. Схема обмена информацией внутри группировки приведена на рис.2.

Спутники данной группировки впервые в мире будут объединены жёсткими связями, каждая длиной 10 метров. Они будут объединяться в форме равностороннего треугольника. Так же будет возможность управлять длиной соединителей, изменяя геометрию группировки, вплоть до расщепления одной из связей. Данная конструктивная особенность позволяет реализовать эксперимент, который заключается в попытке приёма и передачи радиоволн в КВ диапазоне. Связь предполагается проводить на частотах от 1,5 до 30 МГц. Немаловажным является тот факт, что группировка будет находиться в верхних, самых насыщенных, слоях ионосферы, а значит будет присутствовать возможность измерения концентрации заряженных частиц и прохождение волн различных частот КВ диапазона. То есть исследование и мониторинг состояния ионосферы, что конечно имеет большую практическую ценность, особенно для обеспечения линий радиосвязи.

Подводя итоги, хотелось бы отметить что этот проект обладает обширными перспективами и потенциалом. На данный момент всё находится в начальной стадии разработки, но основные направления развития уже определены и работы ведутся. В частности, для успешного завершения разработки модуля связи требуется провести большое количество исследований и экспериментов. Во многих планах проект данной группировки уникален, и на нём будет отработано большое количество новых принципов построения космических систем.

Ризванова К.М. Светотехническое оборудование макета аэропорта Пулково-2

Научный руководитель: Жуковский В.Ф.

Цель проект – создание миниатюрной модели аэродрома Пулково-2, а также исследование оптических материалов.

Задачи работы: изучение вида аэропорта, разметки дорог для воздушных судов (ВС) и световых огней на взлетно-посадочной полосе (ВПП); определение размеров макета и выбор масштаба; определение расположения и назначения освещения; выбор оптимальных источников освещения для макета; и, как результат, разработка механизма вывода освещения на макет.

Макет является наглядным учебным пособием для представления и ознакомления с аэродромом. Примером аэродрома является вид Пулково-2.

Масштаб

Самая первая задача при создании любого макета — это определение масштаба. Для данного макета необходимо определить: четкую разметку на ВПП, сохранить общий вид аэропорта, учесть то условие, что макет располагается в учебном классе и не должен превышать размеров больше 1 м². Таким образом, масштаб макета составляет 1:2000.



Рис.1 Составляющие аэродрома

Размещение освещения вдоль ВПП и на рулежных дорожках

Световые огни, направляющие на ось ВПП, располагаются на расстоянии 900 метров до и после ВПП и горят желтым или белым цветом.

Осевые огни делятся на два типа: огни, направляющие на ось ВПП («удлиняют» ВПП, помогая сориентироваться на полосу посадки); огни, направляющие на горизонт ВПП (помогают выровнять ВС к горизонту ВПП и показывают ширину полосы).



Рис.2 Огни вдоль оси ВПП

На пороге ВПП расположены световые огни торца, указывающие на начало или конец ВПП. Эти огни светят в обе стороны: со стороны полосы горят красным светом (конец ВПП), с внешней стороны зеленым (начало ВПП).

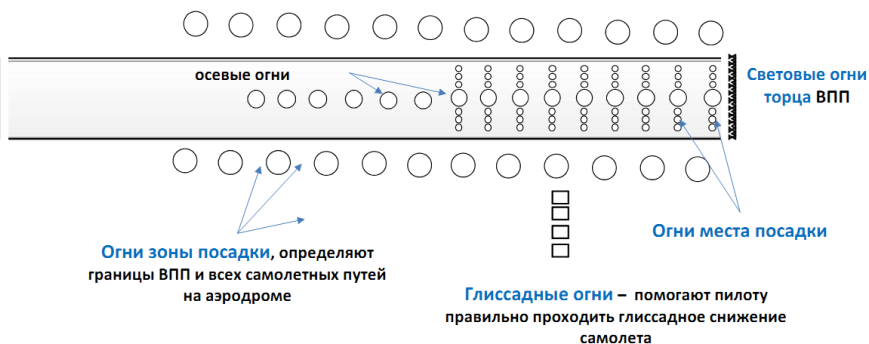


Рис.3 Огни на ВПП

На самой взлетно-посадочной полосе и на рулежных дорожках есть осевые и боковые огни. *Осевые* – находятся в середине полосы, горят зеленым цветом, и служат для указания пути следования ВС. *Боковые огни* – находятся на границе дорожек и зеленых зон, горят синим цветом, и указывают границы дорог.

У ВПП кроме осевых и боковых огней есть еще огни зоны посадки, которые указывают в какой зоне ВС должно встать на землю, чтобы после успеть сбавить скорость до разворота на рулежную дорожку.

Так же по всей области захода ВС на посадку (по зоне глиссады) небольшими группами (2-3 огня) расположены *глиссадные огни*, указывающие пилоту правильность снижения ВС для выхода на посадку. Пилот при сниже-

нии должен видеть огни ближнего горизонта белыми, а дальнего горизонта красными, чтобы правильно идти по глассадной траектории.

Вывод освещения на макет

Вывод освещения осуществляется с помощью оптического волокна. Т.к. На макет выводится огромное количество фонарей, для упрощения задачи в 3D редакторе «Компас» смоделированы пластины, в которых ровно размещены выводы и установлены дополнительные крепежи для оптоволокон.

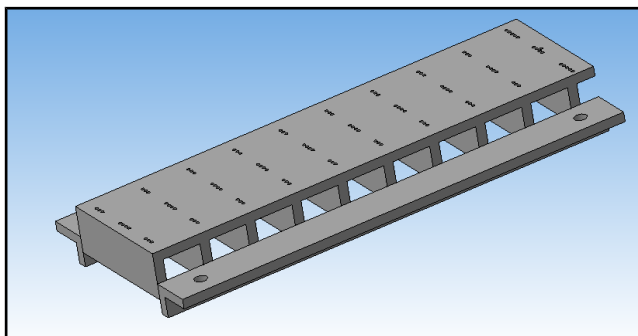


Рис. 4 3D-модель пластины для вывода освещения

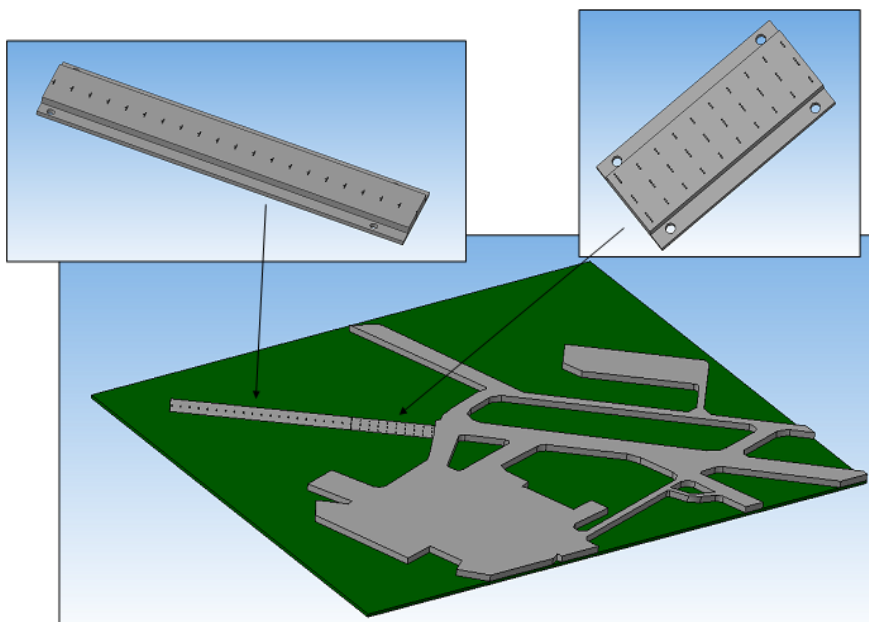


Рис.5 Размещение пластин на общем макете

Содержание

Организационный комитет двенадцатой открытой научно-практической межвузовской конференции.....	3
Жуковский В.Ф. Спутник ANSAT – шаг в будущее.....	4
Балтийский государственный технический университет «Военмех» им. Д.Ф. Устинова.....	6
Смирнов В.В., Хромихин Д. А. Модуль системы управления формой антенны космического аппарата	8
Быстров С.Ю., Кузьмичев О.Ю. Разработка и анализ алгоритмов контроля измерений параметров движения летательного аппарата.....	12
Коробочкин Д.М. Оценка рельефа местности в вертикальной плоскости с целью обеспечения безопасности полета вертолета в сложных погодных условиях.....	16
Каралуп Р.А., Федорова С.В. Блок мониторинга турбореактивного авиадвигателя ПД-14 самолета МС-21.....	21
Непомилуев Д.А. Математическая модель системы автоматического управления микроклиматом.....	24
Бызов А.Н., Петров Ю.В. Сравнение пассивных методов определения дальности до источника радиоизлучения с одного самолета.....	26
Куликов Е.А. Анализ натуральных реализаций измерений пеленгов на источник радиоизлучения.....	29
Семькин Э.В. Оценка потенциальной точности определения местоположения источника радиоизлучения.....	33
Лукин А.А., Кравец В.С. Алгоритм определения дальности до источника радиоизлучения с одного самолета по методу наименьших квадратов.....	37
Способина В.В. Исследование и сравнение алгоритмов определения дальности до источника радиоизлучения с одного самолета.....	41
Свистунов М.В., Свешникова И.О., Свешников О.В.. Нелинейное устройство подавления отражения радиоволн объекта от морской поверхности.....	45
Назаров Р.С. Детектирование движущихся объектов для системы видеонаблюдения.....	50
Егоров А. В. Анализ показателей грузоперевозок.....	52
Санкт-Петербургский национальный исследовательский университет информационных технологий, механики и оптики.....	56
Мачина С.А. Автоматизация системы ТОиР производственного предприятия на базе платформы MICROSOFT DYNAMICS AX.....	57

Мачина С.А. Особенности автоматизации системы ТОиР деревообрабатывающего предприятия.....	60
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения.....	62
Подшивалов Г.А. Моделирование полета БПЛА, парящего в тепловых конвективных потоках.....	63
Подшивалов Г.А. Имитатор измерительно-вычислительной системы БПЛА, осуществляющей распознавание и классификацию воздушных восходящих потоков.....	67
Центральный научно-исследовательский и опытно-конструкторский институт робототехники и технической кибернетики.....	70
Рыжиков Д.М. Детектирование борцевики Сосновского по данным дистанционного зондирования Земли.....	71
Государственное бюджетное общеобразовательное учреждение Центр образования «Санкт-Петербургский городской Дворец творчества юных».....	76
Грачев Г.А. Динамика управления КА в магнитном поле Земли.....	77
Чураков С.В. Модуль связи. Спутник «AnSat».....	81
Ризванова К.М. Светотехническое оборудование макета аэропорта Пулково-2.....	84

ISBN 978-5-88494-146-5



9 785884 941465