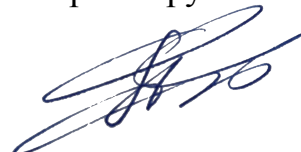


Федеральное государственное бюджетное учреждение науки  
ИНСТИТУТ ПРОБЛЕМ УПРАВЛЕНИЯ им. В.А. ТРАПЕЗНИКОВА  
РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК

На правах рукописи



Волковицкий Андрей Кириллович

**Методы и алгоритмы повышения эффективности аэроэлектроразведочных  
измерительных систем и комплексов**

Специальность 2.3.1 – системный анализ, управление и обработка  
информации

АВТОРЕФЕРАТ  
диссертации на соискание ученой степени  
доктора технических наук

Москва  
2022 г.

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении  
науки Институте проблем управления имени В.А. Трапезникова  
Российской академии наук

Научный консультант:

Доктор технических наук  
**Павлов Борис Викторович**

Официальные оппоненты:

**Тригубович Георгий Михайлович**  
доктор технических наук, профессор,  
Акционерное общество «ЕМ-разведка»,  
директор по геофизике

**Модин Игорь Николаевич**  
доктор технических наук, профессор,  
Московский государственный университет  
им. М.В. Ломоносова, геологический факультет,  
профессор кафедры геофизических методов  
исследования земной коры

**Гетманов Виктор Григорьевич**  
доктор технических наук, профессор,  
Геофизический центр Российской академии наук,  
директор научно-образовательного центра  
«Геофизические процессы и геоинформатика»

Ведущая организация:

**Акционерное общество «Геофизическое научно-  
производственное предприятие Аэрогеофизика»**

Защита состоится «10» октября 2022 г. в 14:00 на заседании Диссертационного  
совета 24.1.107.01 при Федеральном государственном бюджетном учреждении  
науки Институте проблем управления имени В.А.Трапезникова Российской  
академии наук по адресу 117997, Москва, ул. Профсоюзная, д. 65.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Федерального  
государственного бюджетного учреждения науки Институт проблем управления  
имени В. А. Трапезникова Российской академии наук.

Автореферат разослан «30» июня 2022 г.

Ученый секретарь  
Диссертационного совета 24.1.107.01  
кандидат технических наук



Е.Ф. Жарко

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы** обусловлена исключительной важностью для современной экономики задачи совершенствования средств и методов исследования земных недр. В условиях бурного развития промышленных технологий растет потребность в поисках месторождений полезных ископаемых в неосвоенных ранее районах, детальном изучении строения земных недр при проектировании транспортных магистралей, гидротехнических сооружений и т. п.

Для решения этих задач перспективными являются аэрогеофизические методы, позволяющие получать информацию о строении исследуемых территорий на основе анализа измерений физических полей, получаемых с помощью оборудования, размещаемого на борту летательного аппарата. В процессе полета удается за короткое время покрыть сетью измерений значительную территорию, что выгодно отличает данные методы от технологии сложных и трудоемких наземных полевых работ. Среди аэрометодов особое место занимает низкочастотная индуктивная аэроэлектроразведка, доставляющая важную с точки зрения геологической интерпретации информацию о свойствах электропроводящих приповерхностных слоев земных недр и неоднородностях в их распределении.

Первая экспериментальная аэроэлектроразведочная система была создана и опробована Гансом Лундбергом в 1946 г. На борту небольшого вертолета была размещена классическая для наземной электроразведки установка дипольного индуктивного профилирования. Практическую же историю аэроэлектроразведки принято отсчитывать от основополагающего патента Стэнли Дэвидсона, заявленного в 1948 г. и устанавливающего права изобретателя на метод электромагнитной индуктивной разведки на подвижном носителе для выполнения аэросъемки, который был экспериментально проверен и внедрен в практику совместно компаниями International Nickel Co. of Canada и McPhar (аэроэлектроразведочный комплекс INCO). Исследование электропроводящих свойств земных недр осуществлялось методом зондирования низкочастотным магнитным полем, возбуждаемым искусственным источником на борту летательного аппарата, отклик от проводящих слоев среды регистрировался приемником, размещаемым в выпускной буксируемой гондоле.

Результаты проекта INCO послужили мощным стимулом к теоретическим исследованиям, опытно-конструкторским и опытно-методическим работам в разных странах. В 50 – 70-е годы создано более десятка совершенно разных приборов. Получены и опробованы инженерные решения, вошедшие в современный арсенал разработчиков электроразведочного оборудования.

Тогда же, в 50-е, появился и сразу же стал популярным на многие годы очень важный аэроэлектроразведочный метод и связанный с ним принцип технической реализации, получивший название INPUT (INDuced PULse Transient). Запатентованная доктором Энтони Р. Бэрринджером установка отличалась тем,

что зондирование осуществлялось разнополярными импульсами, а измерение отклика – в паузе между ними. Системы этого типа получили название «Transient-Domain», в России – МПП (по методу переходных процессов). Этот класс систем сегодня является преобладающим в западной аэроэлектроразведке.

В области аэроэлектроразведки хорошо известны и отечественные разработки: МПП-2 (Ф.М.Каменецкий, Московский геологоразведочный институт), ДИП-А (ГНПП «Аэрогеофизика», С.И.Петров, В.Д.Новак, В.И.Суцев). Современные российские системы Импульс-Аэро («Аэрогеофизическая Разведка», Россия), ЕМ4Н и «Экватор» («ГеоТехнологии», Россия) сегодня успешно конкурируют с лучшими зарубежными системами.

Параллельно с зондирующими системами развивались и технологии их применения, объединяющие в единый комплекс навигационное обеспечение работ, контроль и регистрацию бортовой информации, методы и алгоритмы вычислительной обработки и визуализации бортовых данных, алгоритмы и программы для качественной и количественной оценки и картирования геоэлектрических параметров зондируемой среды (пакеты программ компаний Geosoft (Канада) и Intrepid (Австралия)), методы моделирования сигналов отклика, алгоритмы решения прямых и обратных задач. Значительное развитие в этом направлении получено трудами М.Г.Персовой, Ю.Г.Соловейчика (НГТУ НЭТИ), Д.Б.Авдеева (ИЗМИРАН), J.McNae (RMIT University), D.Oldenburg, S.R.Napier (University of British Columbia).

Стремление к наиболее полному и детальному решению геологических поисковых задач на основе данных аэроэлектроразведки и повышению достоверности прогнозов геологической перспективности полезных ископаемых уже на протяжении 70 лет определяет постоянно растущую интенсивность научных исследований и поиска новых направлений развития данного метода.

**Объект диссертационного исследования:** Аэроэлектроразведочные системы и комплексы.

**Предмет диссертационного исследования:** Разработка методов и алгоритмов проектирования и функционирования аэроэлектроразведочных систем и комплексов.

**Целью диссертационной работы** является разработка методов и алгоритмов, повышающих эффективность аэроэлектроразведочных систем и комплексов. Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие **задачи:**

- 1) На основе системного подхода исследовать базовые принципы функционирования аэроэлектроразведочных установок и основные факторы, влияющие на их поисковую и производственную эффективность, определить пути их совершенствования.
- 2) Исследовать методы обработки и оценки качества информации, получаемой при зондировании, сформулировать единый критерий оценки чувствительности аэроэлектроразведочных зондирующих систем к свойствам исследуемой среды.

- 3) Разработать методы и алгоритмы стабилизации параметров зондирующей установки путем непрерывного контроля частотных характеристик зондирующей системы и адаптивной коррекции результатов измерений.
- 4) Разработать метод и алгоритмы, повышающие поисковую эффективность путем контроля условий зондирования за счет определения взаимного пространственного и углового расположения возбуждающей и приемной систем.
- 5) Разработать метод и алгоритм определения полного значения комплексного вектора поля отклика от проводящей зондируемой среды на фоне непосредственного воздействия на датчики приемной системы первичного зондирующего поля.
- 6) Разработать структуру, схему вычислительной обработки и алгоритмы функционирования разнесенных аэроэлектроразведочных зондирующих систем с комбинированным (одновременно частотным и временным) представлением геофизически значимой информации.
- 7) Разработать структуру и алгоритмы информационной системы поддержки навигационных режимов аэросъемочных полетов, обеспечивающие повышение точности соответствия движения летательного аппарата-носителя заданным линиям пути и экономию летного времени.
- 8) Применить разработанные методы и алгоритмы в структуры производственных аэроэлектроразведочных комплексов и показать на практике их эффективность.

**Методы исследований:** в работе применяются методы линейной алгебры, теории электромагнитного поля, теории функций комплексных переменных, теории дифференциальных уравнений, уравнений в частных производных, теории оптимизации динамики управляемых систем, вычислительной математики.

**Научная новизна** полученных результатов заключается в следующем:

- 1) Сформулирован новый оригинальный критерий априорной оценки чувствительности различных аэроэлектроразведочных систем к геоэлектрическому разрезу.
- 2) Разработан новый подход к решению задачи стабилизации измерительных систем аэроэлектроразведочных установок, найден метод непрерывного контроля частотных характеристик, основанный на введении дополнительных источников эталонных воздействий, предложен алгоритм адаптивной коррекции, позволяющий определить параметры спектральной и временной характеристик среды в процессе зондирования.
- 3) Предложен метод и базовый алгоритм относительного позиционирования и определения пространственных и угловых координат приемной системы относительно возбуждающей на основе измерения параметров переменного магнитного поля системы компактно размещенных дипольных излучателей.

- 4) Предложен алгоритм, позволяющий определить спектр и временную форму поля отклика в широком диапазоне свойств зондируемой среды при использовании разнесенной зондирующей системы.
- 5) Обоснован принципиально новый подход к созданию перспективных комбинированных аэроэлектроразведочных систем, объединяющих преимущества частотных методов зондирования и метода переходных процессов, предложены структура и алгоритмы, обеспечивающие их функционирование.
- 6) Разработаны алгоритмы калибровки разнесенных зондирующих систем, включающие калибровку системы относительного позиционирования.
- 7) Разработана структура, методы и оригинальные алгоритмы информационной системы поддержки навигационных режимов аэросъемочного полета.

**Соответствие шифру специальности:**

Работа соответствует специальности 2.3.1 – «Системный анализ, управление и обработка информации (технические науки)» по пунктам: 1. Формализация и постановка задач системного анализа, оптимизации, управления, принятия решений и обработки информации. 3. Разработка критериев и моделей описания и оценки эффективности решения задач системного анализа, оптимизации, управления, принятия решений и обработки информации. 4. Разработка методов и алгоритмов решения задач системного анализа, оптимизации, управления, принятия решений и обработки информации.

**Теоретическая значимость работы** заключается в разработке научно обоснованных методов формирования структур технических и программных средств аэроэлектроразведочных комплексов, обеспечивающих их эффективное применение в широком диапазоне условий зондирования на принципах частотного и временного представления геофизически значимой информации.

Предложенные в работе метод и алгоритм контроля частотной характеристики зондирующей системы и адаптивной коррекции результатов измерений может быть использован для обеспечения стабильности функционирования не только аэроэлектроразведочных, но и других измерительных систем.

Теоретические результаты, полученные в части алгоритмов относительного позиционирования в ближней зоне, могут быть использованы при разработке систем автоматической посадки, контроля взаимодействия подвижных объектов.

Предложенный метод и алгоритм определения полного значения вектора поля отклика от зондируемой среды открывает новые возможности интерпретации результатов зондирования с применением разнесенных аэроэлектроразведочных установок.

Предложенные алгоритмы информационной поддержки навигационных режимов аэросъемочного полета, основанные на взаимодействии информационной системы с пилотом, могут быть применены и для управления движением автономных беспилотных аппаратов.

**Реализация и внедрение результатов работы:** Результаты работы использованы в ОАО «Геотехнологии», ФГУП «ВСЕГЕИ» и компании «НордГолд», что подтверждается актами о внедрении результатов диссертационной работы.

На основе теоретических результатов диссертационной работы построены и широко используются при аэрогеофизических съемках аэроэлектроразведочные комплексы ЕМ4Н и «Экватор».

### **Практическая значимость результатов**

Предложенные методы и алгоритмы составили основу системы технических решений, позволивших создать две принципиально новые аэроэлектроразведочные системы – ЕМ4Н и «Экватор», в реальных аэросъемочных работах демонстрирующие высокие показатели эффективности как в части полноты и достоверности результатов зондирования, так и в части технологичности, производительности и экономической эффективности применения:

- получена возможность корректного вычисления значений кажущих удельных сопротивлений в широком их диапазоне – от долей до десятков тысяч Ом·м;
- для обеих систем достигнута детальность зондирования по латерали, соответствующая темпу 6,61 измерение в секунду;
- подтверждена возможность использования данных зондирования комплекса «Экватор» для корректного построения модели геоэлектрического разреза до глубины более 250 м;
- для обеих систем достигнута рекордная производительность съемочных работ – более 90 пог. км съемочных маршрутов за летный час;
- для системы «Экватор» получена возможность получения корректных данных в широком диапазоне скоростей движения разнесенной установки от 40 до 240 км/час;
- для обеих систем обеспечены предельно низкие потери летного времени на производство контрольно-настроечных и калибровочных операций (калибровки выполняются в продолжении 2–3 минут при подлете к участку съемки и при возврате на аэродром);
- достигнута возможность выполнения работ на участках с предельно сложным рельефом местности – с превышениями до 500 м на километр;
- при выполнении работ с обеими системами обеспечена точность соответствия фактических линий пути заданным на уровне 2–2,5 м;

### **Основные результаты и положения**

На защиту выносятся следующие основные результаты и положения:

- 1) Базовый метод формирования структуры и алгоритмов функционирования аэроэлектроразведочной зондирующей системы с универсальным представлением геофизически значимой информации – частотным и временным.
- 2) Метод и адаптивные алгоритмы, позволяющие контролировать и стабилизировать измерительные характеристики зондирующей системы.

- 3) Метод, схема технической реализации и алгоритмы системы относительного позиционирования в ближней зоне на основе измерений параметров переменного магнитного поля трех диполей.
- 4) Метод и алгоритм определения параметров полного вектора отклика от зондируемой среды как при высоком, так и низком ее удельном сопротивлении.
- 5) Методики и алгоритмы калибровки аэроэлектроразведочных зондирующих систем.
- 6) Алгоритмы информационной поддержки навигационных режимов аэро съемочного полета в условиях применения различных летательных аппаратов.
- 7) Результаты разработки общей схемы, аппаратной и программной структуры двух аэроэлектроразведочных систем – частотной разнесенной ЕМ4Н и комбинированной (частотной и временной одновременно) «Экватор» с использованием разработанных методов и алгоритмов.
- 8) Результаты практического применения в структуре аэроэлектроразведочных систем производственного применения аэроэлектроразведочных систем, реализующих предложенные методы и алгоритмы.

#### **Достоверность полученных научных результатов**

Достоверность полученных результатов обеспечивается строгостью применяемого математического аппарата, результатами математического и компьютерного моделирования, подтверждается при анализе результатов обработки данных, полученных в процессе испытательных и производственных работ.

**Апробация результатов работы:** Результаты работы докладывались и обсуждались на следующих всероссийских и международных конференциях: Международной конференции по аэроэлектромагнитным системам (Финляндия, Хайко Маннор, 2008 г., ЮАР Мпумаланга, 2013 г.); 35-й сессии Международного семинара им. Д.Г. Успенского «Вопросы теории и практики геологической интерпретации гравитационных, магнитных и электрических полей» (Ухта, 2008 г.); Международной конференции, посвященной 50-летию Института геофизики УрО РАН «Геофизические исследования Урала и сопредельных регионов» (Екатеринбург, 2008 г.); 16-й (2009 г.) и 20-й (2013 г.) Санкт-Петербургских Международных конференциях по интегрированным навигационным системам (Санкт-Петербург, ЦНИИ «Электроприбор»); 4-й и 5-й Всероссийской школах-семинарах им. М.Н. Бердичевского и Л.Л. Ваньяна по электромагнитным зондированиям Земли (Москва, 2009 г. и Санкт-Петербург, 2011 г.); с 74-го по 79-й Международные съезды Ассоциации геологоразведчиков и разработчиков Канады – PDAC International Convention (Канада, Торонто, 2006-2011 гг.); с 6-го по 9-й Международные геофизические научно-практические семинары «Применение современных электроразведочных технологий при поисках и разведке месторождений полезных ископаемых» (Санкт-Петербург, Горный университет, 2008–2011 гг.); 14-й Конференции по управлению в технических, эргатических, организационных и сетевых системах (УТЭОС) (2012 г.); 14-й



(2018 г.), 15-й (2019 г.) Конференциях (EAGE) по инженерной и рудной геофизике; IX конференции «Идентификация систем и задачи управления» (2012 г.); 4-й (2009 г.), 5-й (2011 г.) и 6-й (2013 г.) Всероссийских школах-семинарах им. М.Н.Бердичевского и Л.Л. Ваньяна по электромагнитным зондированиям Земли; XXXVII (2011 г.) и XXXVIII (2012 г.) Конференциях по управлению движением корабля и специальных подводных аппаратов; 3-й конференции «Технические и программные средства систем управления, контроля и измерения (УКИ) (2012 г.)»; 4-й (2011 г.) и 14-й (2021 г.) Мультиконференциях по проблемам управления (МКПУ).

**Публикации.** По теме диссертации опубликовано две монографии, глава в книге (в соавторстве с Р.Смитом и А.А.Кауфманом), пять статей и докладов из перечня Web of Science/Scopus, 12 статей в ведущих рецензируемых научных журналах, 22 работы в сборниках трудов российских и международных конференций, научно-технических журналах.

**Структура работы.** Диссертационная работа состоит из введения, шести глав, заключения, списка публикаций, списка литературы и приложения. Работа изложена на 304 страницах, содержит 83 иллюстрации, 8 таблиц. Список цитируемой литературы включает 69 наименований.

**Введение** посвящено обоснованию актуальности темы, теоретической и практической значимости исследования. Дан краткий исторический очерк истории аэроэлектроразведки. Формулируются цель и задачи исследования, изложена структура, основные положения работы и краткое содержание ее разделов.

**Глава 1** посвящена рассмотрению основных принципов функционирования аэроэлектроразведочных систем, особенностям структуры получаемой геофизически значимой информации, ее информативности и удобства интерпретации при различных формах представления.

В первом разделе показан общий принцип действия низкочастотной индуктивной аэроэлектроразведочной системы, заключающийся в регистрации чувствительным приемником параметров магнитного поля отклика от зондируемой среды. Приемник и источник поля являются частями единой аэроэлектроразведочной зондирующей системы, устанавливаемой на борту летательного аппарата (Рис. 1).

Согласно рисунку, регистрируемый приемником вектор напряженности магнитного поля, определяется совместным влиянием композиции вихревых токов, возникающих в зондируемой среде, и непосредственным воздействием на чувствительный датчик первичного поля, создаваемого источником.

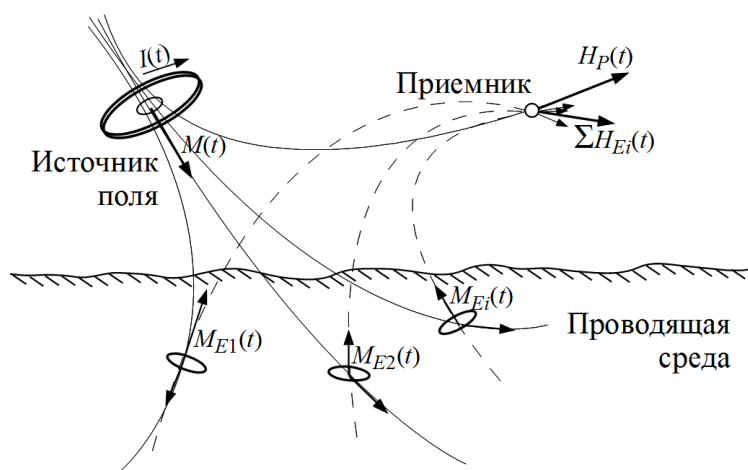


Рисунок 1. Аэроэлектроразведочные измерения

Это совокупное влияние во временном представлении может быть выражено в виде:

$$\mathbf{H}_{\Sigma}(t) = \int_0^{\infty} \mathbf{h}_{\Sigma}(\tau) \mathbf{M}(t-\tau) d\tau + \mathbf{G}_P(\mathbf{x}_R, \mathbf{x}_T) \mathbf{M}(t), \quad (1)$$

где:  $\mathbf{h}_{\Sigma}(\tau)$  – матричная функция – совокупная кажущаяся импульсная характеристика влияния всей композиции вторичных источников с учетом условий на момент наблюдения: пространственного положения источника поля  $\mathbf{x}_T$ , положения точки наблюдения  $\mathbf{x}_R$ ;  $\mathbf{M}(t) = \mathbf{n} N S I(t)$  – изменяющийся во времени ( $t$ ) вектор дипольного момента индуктивного излучателя – плоской катушки индуктивности, содержащей  $N$  витков площадью  $S$  в плоскости с вектором нормали  $\mathbf{n}$ , и питаемой током  $I(t)$ ; параметр  $\mathbf{G}_P(\mathbf{x}_R, \mathbf{x}_T)$  определяет зависимость от геометрии разнесенной установки непосредственного влияния первичного поля источника на чувствительный датчик приемника.

С учетом периодичности возбуждения зондирующего поля и предположения постоянства условий зондирования применение к обеим частям равенства преобразования Лапласа позволяет получить частотное (спектральное) представление результатов измерений:

$$\check{\mathbf{H}}_{\Sigma}(j\omega) = \left\{ \check{\mathbf{W}}_{\Sigma}(\mathbf{x}_R, \mathbf{x}_T, j\omega) \right\} \check{\mathbf{M}}(j\omega) + \mathbf{G}_P(\mathbf{x}_R, \mathbf{x}_T) \check{\mathbf{M}}(j\omega). \quad (2)$$

Здесь  $\check{\mathbf{H}}_{\Sigma}(j\omega)$  – частотный спектр поля в точке расположения приемника;  $\check{W}_i(j\omega)$  – частотная характеристика, спектр импеданса  $i$ -го вторичного источника, элемента зондируемой среды;  $\check{\mathbf{W}}_{\Sigma}(\mathbf{x}_R, \mathbf{x}_T, j\omega)$  – комплексная матрица ( $3 \times 3$ ), коэффициент связи между источником поля с частотным спектром вектора момента  $\check{\mathbf{M}}(j\omega)$  и вектором поля в точке расположения приемника.

Формулы (1) и (2) отражают классическое геофизическое представление о процессе зондирования с помощью индуктивной активной аэроэлектроразведочной установки с контролируемым точечным источником поля.

Во втором разделе рассматривается задача получения при зондировании геофизически значимой информации; приведение результатов измерений сигналов в зондирующей аппаратуре к формам, определенным образом зависящим от свойств зондируемой среды и не зависящим от влияния изменчивости геометрических параметров установки (в приведенных формулах – значения матричного коэффициента  $\mathbf{G}_p$ ). С учетом (1) и (2) в результатах измерений информацию такого рода отчасти доставляют формы наблюдаемых в измерениях спектров или временных графиков поля отклика  $\mathbf{H}_S$ .

$$\begin{aligned} \mathbf{H}_S(t) &= \int_0^{\infty} \mathbf{h}_{\Sigma}(\tau) \mathbf{M}(t-\tau) d\tau; \\ \check{\mathbf{H}}_S(j\omega) &= \check{\mathbf{W}}_{\Sigma}(j\omega) \check{\mathbf{M}}(j\omega), \end{aligned} \quad (3)$$

Результаты зондирования содержат геофизически значимую информацию, если в них удастся выделить фрагменты хотя бы одной из этих функций. Если при этом в процессе измерений считать известным поведение во времени вектора дипольного магнитного момента  $\mathbf{M}(t)$ , то на основании (3) при значащих  $\mathbf{H}_S$  и  $\mathbf{M}$  могут быть вычислены параметры связи «источник поля  $\rightarrow$  среда  $\rightarrow$  приемник» в форме частотной  $\check{\mathbf{W}}_{\Sigma}(j\omega)$  или импульсной  $\mathbf{h}_{\Sigma}(\tau)$  характеристик. Приведена оценка информативности результатов зондирования и значимости для геофизической интерпретации обеих форм представления (3).

Для оценки информативности частотного представления рассмотрена частотная характеристика одиночного индуктивно-резистивного витка:

$$I(j\omega) = \mu_0 \check{H}_0 \frac{j\omega S}{R + j\omega L} = \mu_0 \check{H}_0 \frac{S(j\omega + \omega^2 \tau)}{(1 + \omega^2 \tau^2) R}. \quad (4)$$

Здесь  $\tau^{LR} = L/R$  – постоянная времени цепи  $LR$ -витка,  $S$  – его площадь,  $\mu_0$  – масштабный коэффициент системы СИ (магнитная проницаемость вакуума).

Показано, что необходимым для эффективного исследования геологической среды является диапазон 10 Гц – 30 кГц. В низкочастотной области ограничение связано с малым значением ЭДС, вызывающей вихревые токи, а в высокочастотной – с малым значением мощности скин-слоя для большинства геоэлектрических разрезов.

Приведена классическая схема обнаружения удаленного существенно низкоомного объекта ( $\tau_1^{LR}$ ) на фоне маскирующего его ближнего слабо проводящего ( $\tau_2^{LR}$ ,  $\tau_2^{LR} < \tau_1^{LR}$ ) путем зондирования полем в виде ступенчатой функции. Временная форма поля отклика от каждого из рассмотренных объектов будет:

$$H_i(t) = D_i M_0 \exp(-t/\tau_i^{LR}), \quad i=1,2, \quad (t>0), \quad (5)$$

где амплитудный фактор  $D_i$  зависит от расстояния до объекта как  $1/d^3$ . Соотношение амплитуд поля отклика от приповерхностного и заглубленного объектов:

$$r(t) = \frac{|H_2(t)|}{|H_1(t)|} = \left(\frac{d_1}{d_2}\right)^3 \exp\left[-t\left(1/\tau_2^{LR} - 1/\tau_1^{LR}\right)\right] \quad (6)$$

определяет степень влияния маскирующего объекта применительно к задаче поиска глубинного проводника. Величина  $r$  со временем экспоненциально убывает, таким образом, наличие поля отклика по истечении некоторого времени после выключения тока зондирующего диполя свидетельствует о присутствии проводящего объекта, что и определяет метод поиска.

В третьем разделе рассмотрены сопровождающие процесс зондирования искажающие факторы и ограничения полноты получаемой информации:

- 1) искажения и помехи при измерениях поля (тепловой шум, неконтролируемые изменения измерительных характеристик, микрофонный эффект);
- 2) искажения, возникающие при возбуждении поля: неконтролируемое влияние вихревых токов, возникающих в элементах несущей конструкции возбуждающей системы;
- 3) искажения, обусловленные неконтролируемым влиянием изменчивости условий зондирования (параметров взаимного положения приемной и возбуждающей систем);
- 4) влияние помех эфира.

В четвертом разделе приведена традиционная классификация типов аэроэлектроразведочных зондирующих систем.

По форме представления геофизически значимой информации системы принято делить на частотные и временные.

По схеме компоновки – на жесткие (приемник и источник поля располагаются вблизи друг друга и связаны единой жесткой конструкцией), сосредоточенные (приемник и источник сближены, но не связаны жестко) и разнесенные (источник поля и приемник удалены друг от друга на значительное расстояние и связаны лишь гибким тросом). На примере рассмотрения системы жесткого типа показано, что отнесение системы к тому или иному классу фактически определяется принципом исключения из результатов измерений изменчивости геометрических параметров зондирующей установки.

В пятом разделе кратко рассмотрена необходимость выполнения калибровок для зондирующих систем вне зависимости от их типа.

В шестом разделе приведены принципы оценки эффективности аэроэлектроразведочных систем и технологий с их применением. Рассмотрены два аспекта эффективности систем: поисковая (определяющая информативность получаемой информации в контексте исследования свойств геоэлектрического разреза) и производственная (определяющая целесообразность применения систем и технологий для решения тех или иных геологических задач). Показана

взаимосвязь технических характеристик зондирующих систем с показателями эффективности.

На основании материала данной главы сформулированы базовые подходы к созданию перспективных аэроэлектроразведочных систем:

1) Снижение непроизводительных затрат летного времени следует обеспечить за счет повышения долговременной стабильности измерительных преобразований и исключения необходимости многократного выполнения процедур калибровки в процессе аэросъемочного полета.

2) Повышение поисковой эффективности следует обеспечить за счет максимальной полноты получаемой информации и возможности ее интерпретации как в частотной, так и во временной формах представления.

3) Повышение достоверности интерпретации результатов зондирования следует обеспечить за счет дополнения структуры получаемой информации данными контроля изменчивости геометрических параметров условий зондирования.

4) Экономию летного времени необходимо обеспечить, минимизируя продолжительность процедур калибровки.

5) Для обеспечения высоких экономических показателей съемки следует использовать методы и алгоритмы информационной поддержки навигационных режимов работы аэросъемочного полета.

Решение приведенных выше задач наиболее органично достигается в принципиально наиболее сложной для технической реализации структуре установки – разнесенной.

**Глава 2** посвящена разработке метода и алгоритма непрерывного контроля и адаптивной частотной коррекции, обеспечивающих стабильность при измерениях параметров квазистационарных периодических процессов.

В первом и втором разделах схематически приведена последовательность преобразований в аэроэлектроразведочных системах: от значений напряженности переменного магнитного поля к значениям амплитуд электрических сигналов, их оцифровке, а затем и предварительной вычислительной обработке: осреднению, накоплению, свертке и регистрации. Завершает процесс содержательная обработка – получение геофизически значимой информации.

Для предварительной вычислительной обработки информации в системах с временным представлением характерно накапливающее преобразование вида:

$$\tilde{U}(t, \tau) = \frac{1}{mT} \sum_{i=-m}^{m-1} (f(iT + \tau)u(t + iT + \tau)), \quad (7)$$

где:  $\tilde{U}(t, \tau)$  – функция, определенная на отрезке, протяженностью в один период зондирующего сигнала  $T$ ;  $\tau$  – непрерывное время изменения сигнала (т. н. «быстрое время»),  $f$  – весовая функция (фильтр) накопления;  $t$  – дискретное значение времени, относящееся к центральной точке фильтра (т. н. «медленное время»);  $m$  – число периодов в половине интервала стационарности;  $u$  – входной сигнал. Для современных систем интервал стационарности обычно состав-

ляет 500 – 1000 мсек (определяется скоростью изменения условий зондирования) при периоде зондирующего процесса 7 – 40 мсек. Такое соотношение позволяет перейти от потока данных «в быстром времени» к относительно редкой последовательности кадров сверток накопления. Более того, график  $\tilde{U}(t, \tau)$  обычно представляется в виде набора результатов осреднения в т. н. окнах накопления ( $\tau_i, \tau_{i+1}$ ):

$$\tilde{U}_i(t) = \int_{\tau_i}^{\tau_{i+1}} \tilde{U}(t, \tau) d\tau; \quad i=1, 2 \dots r. \quad (8)$$

Накапливающее преобразование в системах с частотным представлением традиционно выполняется в форме набора сверток когерентного накопления:

$$\check{U}(t, j\omega_i) = \frac{1}{2nT} \int_{t-mT}^{t+mT} f(t) e^{j\omega_i \tau} u(t+\tau) d\tau \quad (9)$$

В приведенном выражении:  $\check{U}(t, j\omega_i)$  – набор комплексных чисел, результат когерентного накопления для каждой из частот  $\omega_i$ ,  $m$  – число периодов в половине интервала стационарности;  $u$  – входной сигнал.

В третьем разделе рассмотрена взаимосвязь параметров точности и чувствительности при измерениях сигналов в зондирующих системах с чувствительностью этих систем к полю отклика от зондируемой среды.

Представление о чувствительности системы к разрезу может быть получено на основе соотношения амплитуд поля отклика и первичного возбуждающего поля, непосредственно воздействующего на датчик приемника.

Величина первичного поля ( $\mathbf{H}_p$ ) определяется исключительно геометрией установки:

$$\mathbf{H}_p = \frac{\mu_0}{4\pi} \frac{3(\mathbf{M}^T \mathbf{r})\mathbf{r} - (\mathbf{r}^T \mathbf{r})\mathbf{M}}{|\mathbf{r}|^5}, \quad (10)$$

где  $\mathbf{r}$  – радиус-вектор точки наблюдения поля в системе координат с началом в точке расположения источника;  $\mathbf{M}$  и  $\mathbf{H}_p$  – векторы дипольного магнитного момента источника и напряженности первичного поля в точке наблюдения соответственно.

Оценку максимально возможной амплитуды поля отклика ( $\mathbf{H}_s$ ) дает метод отраженного диполя. Соотношение амплитуд поля отклика и первичного поля  $R = |\mathbf{H}_s|/|\mathbf{H}_p|$ , а также величина минимально различимой доли максимально возможного значения величины поля отклика  $\beta$  вычисляются исходя из геометрических параметров установки, ее расположения над зондируемой средой и динамического диапазона приемной системы ( $D$ ):  $\beta = 1/(DR)$ . Для современных аэроэлектроразведочных систем параметр чувствительности  $\beta$  обычно составляет от  $10^{-3}$  до  $10^{-2}$ . По этому принципу выполнен расчет значения параметра  $\beta$  для трех хорошо известных аэроэлектроразведочных

установок: HeliTEM (CGG, Канада), EM4Н и «Экватор» (Геотехнологии, Россия). Первая из представленных систем построена по сосредоточенной схеме (приемник расположен в центре петли возбуждающего диполя), две последних – являются разнесенными. В Табл. 1 представлены технические характеристики систем и вычисленное для каждой из них значение критерия чувствительности к полю отклика  $\beta$ .

Таблица 1.

Технические характеристики и чувствительность к полю отклика аэроэлектроразведочных систем

Обозн.	Параметр	HeliTEM	EM4Н	«Экватор»
a	Расстояние от центра диполя-излучателя до датчика приемной систем (м)	0	75	35
r	Радиус диполя-излучателя (м)	15	3,6	8,0
M	Дипольный магнитный момент излучателя (Ам <sup>2</sup> )	700 000	200 000	20 000
s	Паспортная чувствительность приемной системы (ppm)	5	100	20
h	Высота над землей нижней части системы (м)	50	50	50
z	Расстояние от центра отраженного диполя до «не отраженного» приемника (м)	100	175	135
D	Динамический диапазон измерительной системы (ед. МЗР)	200 000	10 000	50 000
$\beta$	Чувствительность к полю отклика (%)	0,23	0,12	0,11

Из данных, приведенных в таблице, видно, что критерий чувствительности системы к отклику ( $\beta$ ) для двух разнесенных систем – «Экватор» и EM4Н оказывается примерно вдвое лучше, чем у сосредоточенной системы HeliTEM. Заметим также, что для достижения этого потребовался весьма скромный динамический диапазон  $D$ .

Обеспечение стабильности измерительных характеристик на уровне чувствительности ( $s=1/D$ ) порядка 5–20 ppm аппаратно возможно лишь на коротком интервале времени. Соответственно, задача стабилизации параметров измерительных преобразований является актуальной для установок любого типа.

В четвертом разделе ставится задача адаптивной коррекции, решение которой обеспечивает стабильность измерительных преобразований при определении параметров квазистационарных периодических процессов в аэроэлектроразведочных системах.

При воздействии на вход измерительной системы квазистационарного на интервале  $2nT$  периодического процесса ( $n$  – число периодов  $T$ )  $x(t+\tau)$  с изме-

няющимся во времени спектром  $\check{X}(t, j\omega_i)$  в условиях непостоянства коэффициента преобразования –  $\check{W}(t, j\omega_i)$  результатом преобразования будет:

$$\check{U}(t, j\omega_i) = \check{W}(t, j\omega_i) \check{X}(t, j\omega_i). \quad (11)$$

В формуле (11) из параметров  $\check{X}$  и  $\check{W}$  ни один нельзя считать известным, так как первый является предметом исследования, а второй, согласно предположению, зависит от различных внешних факторов и для разных отсчетов «медленного» времени  $t$  принимает разные значения. Для вычисления комплексной амплитуды сигнала  $u(t+\tau)$  на частоте  $\omega$  используется когерентное накопление (синхронное детектирование) с весовой функцией ( $f$ ):

$$\check{U}(t, j\omega) = \frac{1}{2nT} \int_{t-nT}^{t+nT} f(\tau) e^{j\omega\tau} u(t+\tau) d\tau. \quad (12)$$

Форма весовой функции  $f(\tau)$  определяет спектральную чувствительность детектора при детектировании на частоте  $\omega_0$ :  $A(\omega_0, \omega)$  (Рис. 2). Если в качестве весовой функции использован фильтр с конечной импульсной характеристикой, то  $A(\omega_0, \omega \pm \delta) = 0$ . На частотах  $\omega_0 \pm \delta$  воздействие на вход измерительной системы не влияет на результат детектирования на частоте  $\omega_0$ , соответственно, такое воздействие можно использовать в качестве эталонного.

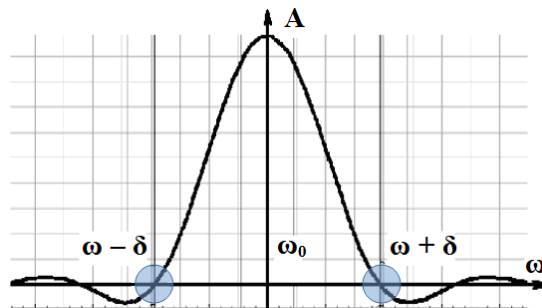


Рисунок 2. АЧХ синхронного детектора

Метод адаптивной коррекции заключается в непрерывном контроле параметров функции преобразования измерительной системы  $\check{W}(t, j\omega)$  на частотах эталонного воздействия  $\omega_0 \pm \delta$  в ходе наблюдения исследуемого процесса на частоте  $\omega_0$  с последующим введением адаптивной поправки (частотная характеристика измерительного преобразования предполагается гладкой вблизи  $\omega_0$ ).

В пятом разделе детально рассмотрен алгоритм адаптивной коррекции для монохроматического исследуемого процесса. Если в качестве эталонного подано воздействие  $x_s$ :

$$x_s(t+\tau) = \text{Re} \left( \check{X}_L e^{j(\omega-\delta)(t+\tau)} \right) + \text{Re} \left( \check{X}_R e^{j(\omega+\delta)(t+\tau)} \right), \quad (13)$$



то результатом детектирования на трех частотах получившегося триплета будет:

$$\begin{aligned} \frac{1}{2nT} \int_{-nT}^{+nT} f(\tau) u_3(t+\tau) e^{j\omega(t+\tau)} d\tau &= \check{U}(t) = \check{W}(t, j\omega) \check{X}(t, \omega); \\ \frac{1}{2nT} \int_{-nT}^{+nT} f(\tau) u_3(t+\tau) e^{j(\omega-\delta)(t+\tau)} d\tau &= \check{U}_L(t) = \check{W}(t, \omega-\delta) \check{X}_L; \\ \frac{1}{2nT} \int_{-nT}^{+nT} f(\tau) u_3(t+\tau) e^{j(\omega+\delta)(t+\tau)} d\tau &= \check{U}_R(t) = \check{W}(t, \omega+\delta) \check{X}_R. \end{aligned} \quad (14)$$

Полагая  $\delta$  малой и  $\check{W}(t, \omega) \approx (\check{W}(t, \omega-\delta) + \check{W}(t, \omega+\delta))/2$ , согласно (14) получаем:

$$\check{W}(t, \omega) = \frac{\check{U}_L(t)}{2\check{X}_L} + \frac{\check{U}_R(t)}{2\check{X}_R}, \quad (15)$$

что позволяет обратить действие измерительного преобразования, приближенно вычислив исходное значение комплексной амплитуды исследуемого процесса:

$$\check{X}(t, \omega) = \frac{\check{U}(t, \omega)}{\check{W}(t, \omega)}; \quad \check{X}(t, \omega) \approx \check{X}(t, \omega). \quad (16)$$

В шестом разделе показано, что приведенный алгоритм может быть применен ко всем гармоникам спектра полигармонического процесса, во временной области являющегося периодическим квазистационарным. В этом случае в последовательности вычислений может быть изменен порядок суммирования:

$$\check{U}(t, j\omega) = \frac{1}{nT} \int_0^T e^{j\omega\tau} \left( \sum_{k=-n}^{n-1} f(kT+\tau) u(t+kT+\tau) \right) d\tau = \int_0^T v(t, \tau) e^{j\omega\tau} d\tau, \quad (17)$$

Сначала осуществляется временное накопление сигнала с весовой функцией  $f(\tau)$  на отрезке, соответствующем периоду  $T$ , а по его завершению – свертка на интервале  $(0, T)$  с частотой  $\omega$  и единичной весовой функцией. Результатом когерентного накопления на частоте  $\omega$  сигнала, подвергнутого чисто вычислительной процедуре модуляции косинусом частоты  $\delta$ :  $u_M(t+\tau) = u(t+\tau) \cos(\delta(t+\tau))$  будет:

$$\check{U}_M(t, \omega) = \frac{1}{2} \left( \check{W}(t, j(\omega-\delta)) \check{X}_L(j\omega) + \check{W}(t, j(\omega+\delta)) \check{X}_R(j\omega) \right). \quad (18)$$

Если при этом  $\check{X}_L(j\omega) = \check{X}_R(j\omega) = \check{X}_0(j\omega)$ , то:

$$\frac{\check{U}_M(t, j\omega)}{\check{X}_0(j\omega)} = \frac{\check{W}(t, j(\omega-\delta)) + \check{W}(t, j(\omega+\delta))}{2} = \check{W}(t, j\omega). \quad (19)$$

Получено приближенное значение частотной характеристики на частоте  $\omega$ . Если  $4\delta < \omega_0$ , спектры основного и эталонного воздействий не пересекаются и для всех триплетов с центральной частотой  $\omega_k$ , а следовательно, и ко всему сложному периодическому сигналу применима коррекция:

$$\tilde{X}(t, j\omega_k) = \frac{\tilde{U}(t, j\omega_k)}{\tilde{W}(t, j\omega_k)}, \quad (20)$$

что дает основания для вычисления приближенного значения временной формы исследуемого входного воздействия:

$$\tilde{x}(t+\tau) = \sum_k \left( \operatorname{Re} \left( \tilde{X}(t, j\omega_k) e^{j\omega_k(t+\tau)} \right) \right). \quad (21)$$

В седьмом разделе приведены особенности и ограничения метода и алгоритма адаптивной коррекции.

В восьмом разделе рассмотрены аспекты технической реализации метода.

В девятом разделе с использованием экспериментально полученных данных показана эффективность применения метода и алгоритма адаптивной коррекции. На Рис. 3 приведены данные, относящиеся к началу и завершению съемочного полета.

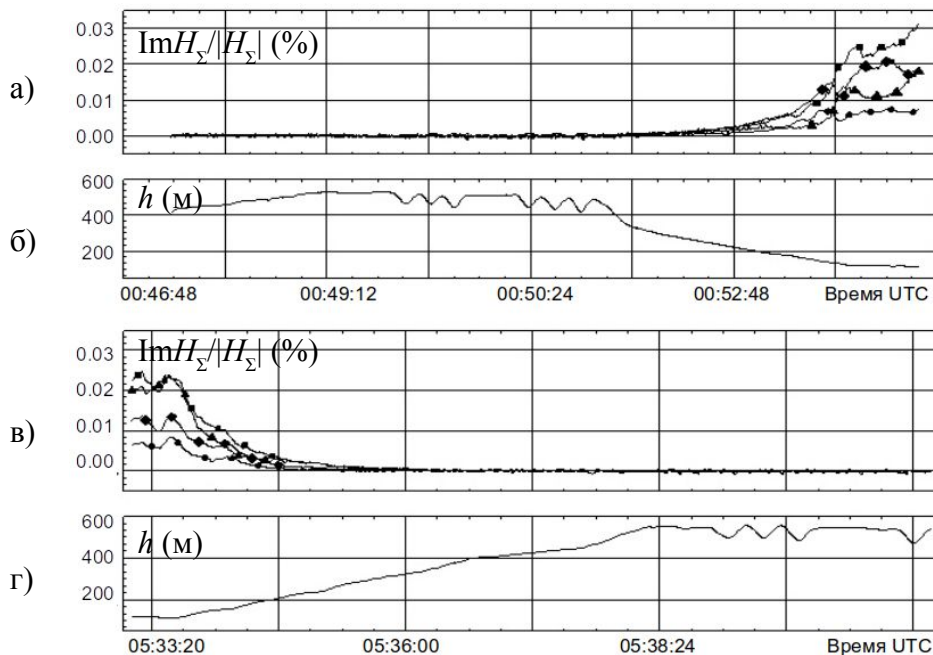


Рисунок 3. Эффективность алгоритма адаптивной коррекции

На графиках а) и в) приведены в процентах значения амплитуды мнимых компонент сверток сигналов приемных рамок по четырем частотам зондирующего спектра, нормированные на амплитуду суммарного поля: а) в начале полета, в) – в конце. На графиках б) и г) показано значение высоты установки над землей. За пять часов полета (время отложено по горизонтальной оси) скоррек-

тированные измерительные характеристики зондирующей системы остаются неизменными, о чем свидетельствует корректность нулевых значений в отсутствие влияния земли при большой высоте установки над землей.

**Глава 3** посвящена разработке метода и алгоритма определения геометрических параметров условий зондирования для установок разнесенного типа.

В первом разделе приведен анализ известных средств и методов углового и пространственного позиционирования подвижных объектов. Показано, что применительно к работе зондирующей установки наиболее перспективными представляются методы электромагнитного позиционирования, представленные в работах М.В.Желамского и Р.Смита. Следует заметить, что в приведенных работах возможности метода существенно ограничены.

Второй раздел посвящен позиционированию подвижного объекта в поле сосредоточенной системы трех низкочастотных магнитных дипольных излучателей.

Поле точечного диполя с вектором момента  $\mathbf{M}$ , расположенного в начале системы координат, в произвольной точке пространства с радиус-вектором  $\mathbf{r}$  определяется выражением:

$$\mathbf{H} = \frac{1}{4\pi|\mathbf{r}|^3} (3\mathbf{e}_R\mathbf{e}_R^T - \mathbf{I})\mathbf{M} = \mathbf{\Omega}(\mathbf{r})\mathbf{M}. \quad (22)$$

Здесь:  $\mathbf{e}_R = \mathbf{r}/|\mathbf{r}|$ ;  $\mathbf{\Omega}(\mathbf{r})$  – действительная матрица, определяющая связь между вектором напряженности поля  $\mathbf{H}$  в точке с радиус-вектором  $\mathbf{r}$  и вектором момента возбуждающего диполя  $\mathbf{M}$ . Поле дипольного излучателя во всех точках пространства не равно нулю, следовательно матрица  $\mathbf{\Omega}(\mathbf{r})$  является невырожденной во всех точках пространства (кроме точки расположения диполя), следовательно, всюду не вырождена обратная к ней матрица

$$\mathbf{\Theta}(\mathbf{r}) = [\mathbf{\Omega}(\mathbf{r})]^{-1} = 2\pi|\mathbf{r}|^3 (3\mathbf{e}_R\mathbf{e}_R^T - 2\mathbf{I}). \quad (23)$$

Задача позиционирования решается в следующей постановке: пусть в начале базовой системы координат расположены три точечных источника переменного магнитного поля, работающие на разных частотах, с тем расчетом, чтобы вектор поля каждого из них был измерим независимо от двух других (Рис. 4). Пусть также в произвольной точке пространства, определяемой в базовой системе координат радиус-вектором  $\mathbf{r}$ , располагается измеритель векторов магнитного поля, оси чувствительности которого взаимно перпендикулярны и задают систему координат приемника, в общем случае развернутую относительно осей базовой системы координат на углы, определяемые ортогональной матрицей  $\mathbf{R}$ , ( $\mathbf{R}^{-1} = \mathbf{R}^T$ ).

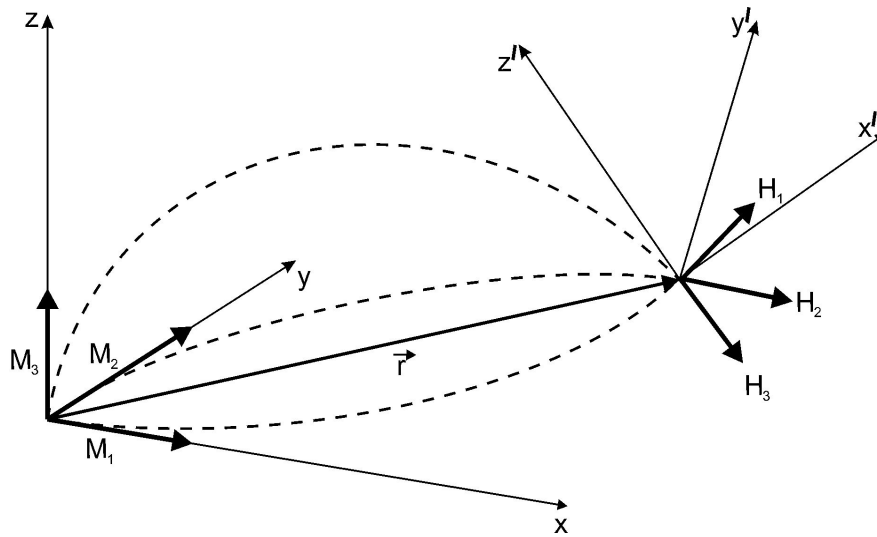


Рисунок 4 . Условия решения задачи позиционирования

Тогда векторы поля каждого из трех передающих диполей, измеряемые этим приемником, определяется выражением:

$$\mathbf{H}_i = \mathbf{R} \mathbf{\Omega}(\mathbf{r}) \mathbf{M}_i, \quad i=1,2,3 \quad (24)$$

Для каждого из трех векторов измеренного поля значение вектора возбуждающего момента в системе координат приемника определяется соотношением:

$$\mathbf{M}_i = \mathbf{\Theta}(\mathbf{r}) \mathbf{R}^T \mathbf{H}_i, \quad i=1,2,3 \quad (25)$$

Если значения матриц  $\mathbf{R}^T$  и  $\mathbf{\Theta}$  определены по отдельности, то соответственно по отдельности определены и параметры вектора  $\mathbf{r}$  (на основе матрицы  $\mathbf{\Theta}$ ), и углы поворота системы координат измерителя (на основе матрицы  $\mathbf{R}$ ).

Пользуясь тем, что значения скалярных произведений векторов не зависят от поворота системы координат, а также соотношением (25), выпишем выражения для шести скалярных произведений:

$$\mathbf{M}_i^T \mathbf{M}_j = (\mathbf{H}_i^T \mathbf{\Theta}^T(\mathbf{r}) \mathbf{R}^T) (\mathbf{R} \mathbf{\Theta}(\mathbf{r}) \mathbf{H}_j) = \mathbf{H}_i^T (\mathbf{\Theta}(\mathbf{r}))^2 \mathbf{H}_j; \quad (26)$$

$$i, j=1,2,3; j \geq i.$$

Система уравнений (26) интересна тем, что уравнения справедливы при любом значении ортогональной матрицы  $\mathbf{R}$ , т. к. скалярное произведение векторов и квадраты их длин инвариантны к любому повороту системы координат. Полученные выражения содержат только известные величины и искомые коэффициенты матрицы  $\mathbf{\Theta}$ . После раскрытия скобок и необходимых тождественных преобразований система (26) приобретает вид:

$$\begin{aligned}
 & 3e_x e_x (H_{ix} H_{jx}) + 3e_x e_y (H_{ix} H_{jy} + H_{jx} H_{iy}) + 3e_x e_z (H_{ix} H_{jz} + H_{jx} H_{iz}) + \\
 & \quad + 3e_y e_y (H_{iy} H_{jy}) \quad \quad \quad + 3e_y e_z (H_{iy} H_{jz} + H_{jy} H_{iz}) + \\
 & \quad \quad \quad \quad \quad \quad \quad \quad \quad + 3e_z e_z (H_{iz} H_{jz}) + \\
 & \quad \quad \quad \quad \quad \quad \quad \quad \quad + \frac{(\mathbf{M}_i^T \mathbf{M}_j)}{4\pi^2 |\mathbf{r}|^6} = \quad (27) \\
 & = 4(H_{ix} H_{jx} + H_{iy} H_{jy} + H_{iz} H_{jz}); \\
 & \quad \quad \quad i, j = 1, 2, 3; j \geq i,
 \end{aligned}$$

включая условие нормировки:

$$e_x e_x + e_y e_y + e_z e_z = 1. \quad (28)$$

Полученная система уравнений, нелинейна и избыточна, поскольку имеется семь уравнений при четырех неизвестных  $e_x, e_y, e_z, |\mathbf{r}|$ . Однако при замене переменных вида:

$$v_1 = e_x e_x, \quad v_2 = e_x e_y, \quad v_3 = e_x e_z, \quad v_4 = e_y e_y, \quad v_5 = e_y e_z, \quad v_6 = e_z e_z, \quad v_7 = \frac{1}{4\pi |\mathbf{r}|^6} \quad (29)$$

система (27) превращается в систему линейных уравнений и может быть однозначно решена относительно этих новых переменных любым удобным методом, после чего с точностью до знака будут получены значения  $e_x = \pm v_1^{1/2}$ ,  $e_y = \pm v_4^{1/2}$ ,  $e_z = \pm v_6^{1/2}$ . Найденные абсолютные значения направляющих косинусов, с учетом возможных вариантов расстановки знаков задают в базовой системе координат возбуждающих диполей восемь возможных направлений расположения приемника. Так как полученные значения переменных  $v_2 = e_x e_y, v_3 = e_x e_z, v_5 = e_y e_z$  не должны противоречить выбираемым знакам направляющих косинусов, единственному решению системы уравнений (27) относительно системы переменных (29) удовлетворяют две симметрично расположенные точки.

Располагая информацией о пространственном положении каждой из двух получившихся точек в системе координат, связанной с диполями-излучателями, нетрудно определить и параметры матрицы поворота  $\mathbf{R}$ . Для этого следует решить систему уравнений поля (25) относительно коэффициентов матрицы  $\mathbf{R}$ , полагая на этот раз известными коэффициенты оператора  $\Theta(\mathbf{r})$ . Для обеих точек возможного положения приемника матрица поворота  $\mathbf{R}$  оказывается одинаковой.

В отношении полученных выводов приведено доказательство теоремы о существовании и единственности решения линейной системы (27) относительно переменных (29).

В третьем разделе приведена общая схема алгоритма и определены требования к технической реализации метода, показаны особенности и ограничения

в его использовании для позиционирования приемника аэроэлектроразведочной зондирующей установки в поле системы возбуждающих диполей.

В четвертом разделе представлен метод и алгоритм калибровки электромагнитной системы относительного позиционирования, основанный на модели искажений приемной и возбуждающей систем.

Результат измерения вектора поля приемной системой может быть представлен в виде:

$$\check{\mathbf{H}}(j\omega) = \check{\chi}(j\omega) \check{\mathbf{H}}(j\omega). \quad (30)$$

Здесь:  $\check{\chi}(j\omega)$  – зависящий от частоты комплексный матричный коэффициент, определяющий несовершенство линейной приемной системы: рассогласование параметров чувствительности для трех компонент датчика, неортогональность его осей и влияние измерительных каналов друг на друга. Эти искажения по ряду отмеченных в работе причин не могут быть скорректированы при адаптивной коррекции.

Несовершенство работы возбуждающей системы связано с ограниченной точностью определения параметров, составляющих ее диполей-излучателей, а также возникновением вихревых токов в ее несущей конструкции. Расхождение предполагаемого расчетного и истинного значений векторов дипольного момента излучателей представимо в форме добавочного точечного источника поля, расположенного также в центре возбуждающей системы, обладающего дипольным моментом –  $\Delta \check{\mathbf{M}}$ . Проведенные эксперименты в полной мере подтвердили справедливость этого допущения. Для тройки, составленной из векторов момента диполей, истинный вектор момента в системе координат, связанной с системой излучателей, представим линейной комбинацией:

$$\check{\mathbf{M}}_i = \check{\mathbf{M}}'_i + \Delta \check{\mathbf{M}}_i = \check{\mathbf{M}}'_i + \sum_{j=1}^3 \check{k}_{ij} \check{\mathbf{M}}'_j, \quad (31)$$

где:  $\check{\mathbf{M}}'_i$  – расчетное значение векторов дипольного магнитного момента;  $i, j = 1, 2, 3$  – номер дипольного излучателя;  $\check{k}_{ij}$  – коэффициенты линейной комбинации для соответствующего вектора поправки  $\Delta \check{\mathbf{M}}_i$ .

С учетом линейности преобразования (22) по вектору момента, а также согласно (30), значение, полученное на выходе приемной системы будет:

$$\check{\mathbf{H}}_i(\omega_m) = \check{\chi}_i(j\omega_m) \left( \check{\mathbf{H}}'_i + \sum_{j=1}^3 \check{k}_{ij} \check{\mathbf{H}}'_j \right). \quad (32)$$

Определение значений коэффициентов  $\check{k}_{ij}$  и матриц  $\check{\chi}_i(\omega_m)$  в рамках данной модели искажений и составляет предмет задачи калибровки системы относительно позиционирования, целью которой является введение соответствующих корректирующих поправок в результаты измерений.

В пятом разделе представлен алгоритм калибровки системы относительного позиционирования, которая проводится в следующей последовательности:

1) Приведение комплексных векторов поля к действительным. В качестве действительнозначных векторов для каждого из диполей принимаются векторы больших полуосей соответствующих комплексных векторов.

2) Этап I: вычисление поправок приведения результатов измерений к линейно поляризованному полю виртуального дипольного излучателя. Коэффициенты поправки вычисляются по серии измерений, полученных при различных пространственных и угловых положениях приемника относительно возбуждающей системы, методом наименьших квадратов:

$$\sum_r \left[ \text{Im}(\check{\mathbf{H}}'_i) + \sum_{j=1}^3 \check{k}_{ij}^I \mathbf{H}_{Aj} \right]^2 \rightarrow \min \quad (33)$$

Никакой точно измеренной априорной информации не требуется.

3) Этап II: определение масштабных коэффициентов приемной системы, углов между векторами момента и поправок к ним. Эти коэффициенты можно подобрать методом наименьших квадратов по серии измерений в различных точках поля с известными координатами относительно системы диполей-излучателей:

$$\sum_s \left( \check{\mathbf{H}}_i^T \check{\mathbf{H}}_j - \mathbf{M}_i^T \boldsymbol{\Omega}^2(\mathbf{r}) \mathbf{M}_j - \sum_{l=1}^3 k_{il}^{\text{II}} \mathbf{M}_i^T \boldsymbol{\Omega}^2(\mathbf{r}) \mathbf{M}_l - \sum_{m=1}^3 k_{jm}^{\text{II}} \mathbf{M}_m^T \boldsymbol{\Omega}^2(\mathbf{r}) \mathbf{M}_j \right)^2 \rightarrow \min \quad (34)$$

Введение поправок согласно вычисленным коэффициентам приводит результаты измерений к полю виртуальной сосредоточенной системы трех точечных дипольных излучателей, векторы моментов которых взаимно перпендикулярны и имеют заданную амплитуду, с точностью до поворота этой системы на малый угол:

$$\mathbf{M}_i = \mathbf{X} \mathbf{M}_i^C, \quad (35)$$

где  $\mathbf{M}_i^C$  соответствует системе диполей, полученных после калибровки;  $\mathbf{X}$  – действительная матрица  $3 \times 3$ .

4) Этап III: определение поправки к матрице ориентации приемной системы. Для этой цели требуется поместить приемную систему в известную точку с известной ориентацией относительно диполей-излучателей. Если матрица ориентации, полученная по априорной информации, есть  $\mathbf{R}$ , а вычисленная по решению задачи относительного позиционирования –  $\mathbf{R}'$ , то матрица малого поворота будет:

$$\mathbf{X}^T = \mathbf{R}' \mathbf{R}^T \quad (36)$$

Комбинация из коэффициентов, полученных на всех трех этапах калибровки дает окончательную оценку поправочных коэффициентов к параметрам

$\check{k}_{ij}$ . В работе приведена общая схема вычислений для алгоритмов системы относительного позиционирования, включающая вычисление координат и углов ориентации, а также все этапы калибровки.

В шестом разделе проведена оценка точности и эффективности применения метода и алгоритма относительного позиционирования для работы аэроэлектроразведочной системы.

Оценка точности углового и пространственного относительного позиционирования выполнена путем сравнения с результатами обработки данных дифференциального режима счисления вектора базовой линии между антеннами двух СНС-приемников, одна из которых устанавливалась на борту самолета-носителя, другая – на корпусе буксируемой гондолы. Результаты сравнения приведены на графиках (Рис. 5). На графиках сплошной линией показаны результаты электромагнитного позиционирования, пунктиром – по данным дифференциального режима СНС, точками – по методу Р.Смита, предполагающему постоянство направлений вертикальных осей систем координат источника поля и приемника. Данные получены экспериментально, для проверки метода аэродинамика буксируемой гондолы была нарушена, что привело к рассогласованию изменений углов направления на гондолу и ее ориентации.

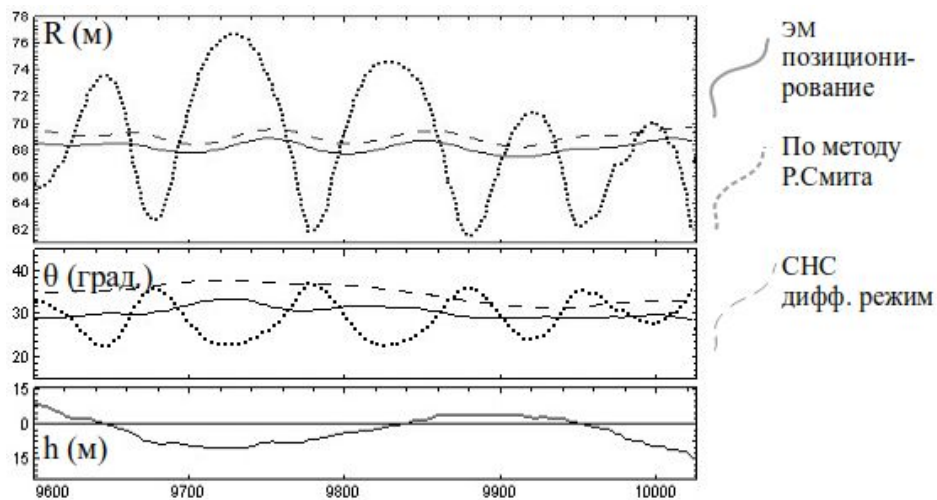


Рисунок 5. Сравнение параметров позиционирования, вычисленных различными методами.

$R$  – расстояние «источник ↔ приемник»;  $\theta$  – угол возвышения;  $h$  – высота

Из рисунка видно, что результаты определения взаимного положения приемной и возбуждающей систем с применением предложенных алгоритмов хорошо соответствуют результатам счисления базовой линии в дифференциальном режиме СНС, незначительные расхождения обусловлены тем, что взаимная угловая ориентация не может быть определена по данным одной дифференциальной пары. Кроме того, видно, что предположение о возможности определе-



ния геометрии разнесенной зондирующей системы на основании предположения Р. Смита не вполне корректно.

Проведенное сравнение позволило оценить чувствительность системы относительного позиционирования к изменению расстоянию между источником и приемником поля, как 2–5 см и 0,3–0,5 град. Точность счисления координат зависит от точности калибровки и для рассмотренных разнесенных составляет не более 0,2–0,4 м и не более 1,0 град при измерении углов взаимной ориентации.

**Глава 4** посвящена разработке метода и алгоритма определения полного значения поля отклика в системах разнесенного типа во временном и частотном представлениях.

В первом разделе рассмотрены методы получения фрагментарной геофизически значимой информации, традиционно используемые для разнесенных аэроэлектроразведочных систем: в частотном представлении – вычисление спектра только квадратурных компонент поля отклика; во временном представлении – наблюдение кривой спада поля отклика после спадающего фронта зондирующего импульса.

Для частотных систем с квадратурным представлением сигнал, снимаемый с приемных рамок, представляется выражением:

$$\check{U}_{\Sigma}(j\omega) = \check{\chi}(j\omega) \left( \frac{j\omega}{(1+\omega^2\tau^2)R} + \frac{\omega^2\tau^2}{(1+\omega^2\tau^2)R} \right) \mathbf{G}_S \mathbf{M} + \check{\chi}(j\omega) \mathbf{G}_P \mathbf{M}. \quad (37)$$

В приведенном выражении матричный коэффициент  $\mathbf{G}_P$  определяется взаимным положением источника поля и приемника,  $\mathbf{G}_S$  – свойствами зондируемой среды и расположением установки над землей. Из композиции  $\check{U}_{\Sigma}(j\omega)$  не зависящая от первичного поля мнимая компонента может быть выделена синхронным детектированием, однако лишь при условии идеальности значения матрицы коэффициента измерительного преобразования  $\check{\chi}(j\omega)$ . Если же  $\check{\chi}(j\omega)$  по аппаратурным причинам содержит мнимые компоненты, квадратурная часть поля отклика в результатах измерений уже не является чисто мнимым вектором. Выделяемая в сигнале квадратурная часть оказывается зависящей от величины и направления первичного поля в точке расположения приемной системы.

Сходные сложности возникают при фрагментарном выделении геофизически значимой информации во временном представлении. Согласно базовому принципу, после мгновенного выключения поля временная форма поля, регистрируемая приемником на определенном отрезке времени повторяет форму переходной характеристики связи «источник → среда → приемник». Первичное поле предполагается исключенным по самому принципу измерения.

Очевидная простота и лаконичность базового принципа метода по сравнению с частотным зондированием во многом предопределила повышенный интерес к построению систем, его реализующих. Хотя переходная характеристика связи «источник → среда → приемник», безусловно, составляет

геофизически значимую информацию в полном объеме, как следствие из рассмотренных в работе особенностей технической реализации зондирующие системы, построенные по указанному принципу, также выделяют лишь фрагмент переходной характеристики. Их возможности в решении геологических задач оказываются ограниченными диапазоном свойств зондируемой среды. Безоговорочно эффективны эти системы только при поисках ярко выраженных мощных проводников на значительной глубине под слоем слабо проводящих пород.

Во втором разделе рассмотрены предпосылки определения полного значения поля отклика и создания систем с комбинированным (одновременно частотным и временным) представлением геофизически значимой информации. Для такого определения в частотной системе необходимо корректно измерить частотную характеристику связи «источник поля → среда → приемник». Полученные данные необходимо привести к условиям равенства амплитуд момента зондирующего поля на всех частотах спектра – к полю виртуального  $\delta$ -излучателя. Метод основан на алгоритмах, полученных для системы относительного позиционирования. По серии измерений, выполненных в режиме калибровки, методом наименьших квадратов вычисляются коэффициенты поправок  $\check{k}_j(j\omega_k)$  и коэффициенты матриц  $\check{\xi}(j\omega_k)$  для всех частот зондирующего спектра, такие что согласно (33):

$$\sum_r \left( \check{\xi}(j\omega_k) \check{\mathbf{H}}'_\Sigma(j\omega_k) - \mathbf{H}_1 - \sum_{j=1}^3 \check{k}_j(j\omega_k) \mathbf{H}_j(j\omega_k) \right)^2 \rightarrow \min. \quad (38)$$

После введения приведения в действие поправок, согласно:

$$\check{\mathbf{H}}(j\omega_k) = \check{\xi}(j\omega_k) \check{\mathbf{H}}'_\Sigma(j\omega_k) - \sum_{j=1}^3 \check{k}_j(j\omega_k) \mathbf{H}_j(j\omega_k), \quad (39)$$

значения векторов поля на всех частотах зондирующего спектра оказываются с достаточной точностью близки к чисто действительному значению единого вектора направления, полученного при работе системы относительного позиционирования.

При таком приведении скомпенсированными оказываются: искажения, обусловленные несовершенством приемной системы на всех частотах зондирующего спектра, и искажения, обусловленные влиянием вихревых токов, возникающих в конструкциях установки. Показанные на Рис. 6 экспериментальные данные подтверждают высокую точность приведения. Затемненная область соответствует участку полета на большой высоте в отсутствие поля отклика. Хорошо видно, что в этой области значения разностей амплитуд действительных частей векторов измеряемого поля со значением опорного вектора (графики а) близки к нулю (поле отклика отсутствует), так же, как и мнимые компоненты (б). Среднее относительное значение отклонения по всем частотам не превышает 20 ppm.

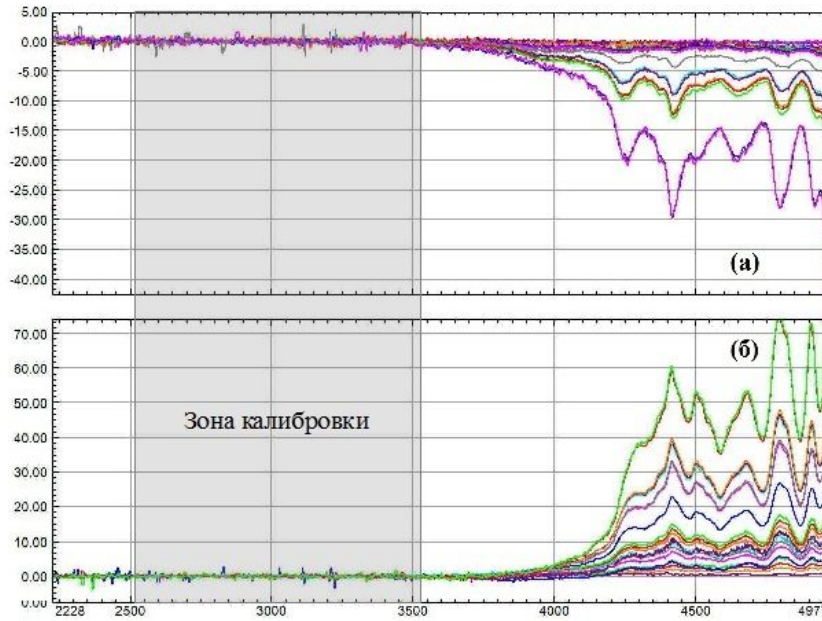


Рисунок 6. Результаты приведения к полю идеального  $\delta$ -излучателя

В третьем и четвертом разделах приведены алгоритмы приближенного вычисления параметров поля отклика для высокоомной и низкоомной зондируемой среды соответственно, основанные на вырождении спектра в зонах малого параметра. Для высокоомной среды – в низкочастотной части (малый параметр –  $\omega\tau \ll 1$ ), для низкоомной, в области асимптотического приближения поля отклика и индуктивному пределу –  $\tau/\omega \ll 1$ . Для высокоомной среды:

$$\begin{aligned} \operatorname{Re}\left(\check{\check{H}}_S(j\omega_0)\right) &\approx \frac{\omega_0^2}{\omega_1^2 - \omega_0^2} \left[ \operatorname{Re}\left(\check{H}_\Sigma(j\omega_1)\right) - \operatorname{Re}\left(\check{H}_\Sigma(j\omega_0)\right) \right]; \\ \check{W}_\Sigma(\mathbf{x}_R, \mathbf{x}_T, j\omega) \mathbf{M}_0 &\approx \check{H}_\Sigma(j\omega) - \operatorname{Re}\left[\check{H}_\Sigma(j\omega_0)\right] + \operatorname{Re}\left\{\check{\check{H}}_S(j\omega_0)\right\}. \end{aligned} \quad (40)$$

Для низкоомной среды:

$$\operatorname{Re}\left(\check{\check{H}}(j\omega_R)\right) \approx \lim_{\omega \rightarrow \infty} \operatorname{Re}\left(\check{H}(j\omega)\right) - \left(\frac{\omega_R^2}{\omega_L^2} - 1\right)^{-1} \left[ \operatorname{Re}\left(H(j\omega_R^2)\right) - \operatorname{Re}\left(H(j\omega_L^2)\right) \right], \quad (41)$$

то есть – значение действительной компоненты вычисляется последовательным отсчетом от величины индуктивного предела (Рис. 7).

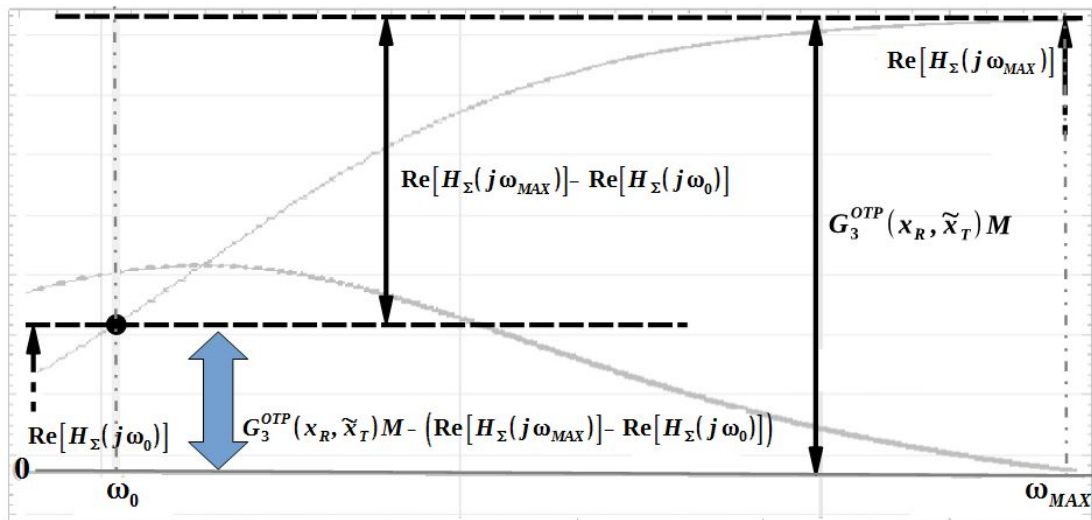


Рисунок 7. Вычисление действительной компоненты поля отклика от низкоомной среды

В пятом разделе рассмотрены аспекты определения временной формы поля отклика, вычисляемой с помощью обратного преобразования Фурье с использованием полученного значения спектра. Показано, что хотя вычисление импульсной характеристики связи «источник поля → среда → приемник» в корректной постановке невозможно по причине неизбежной при технической реализации неполноты спектра зондирующих частот, вполне эффективным оказывается вычисление временной формы обратным преобразованием Фурье в свертке со спектром импульсного сигнала, по форме сходного с реально возбуждаемым зондирующим полем  $\check{M}(j\omega_k)$ . Импульсную характеристику получить не удастся, но удастся рассчитать отклик от зондирующего импульса подходящей формы. Выражение:

$$\check{H}_S(\tau) = \sum_k \left[ \text{Re}(\check{H}_S(j\omega_k) \check{M}(j\omega_k)) \right] \cos(\omega_k \tau) + \sum_k \left[ \text{Im}(\check{H}_S(j\omega_k) \check{M}(j\omega_k)) \right] \sin(\omega_k \tau). \quad (42)$$

дает расчетное значение временной формы поля отклика при зондировании полем со спектром источника  $\check{M}(j\omega_k)$  (Рис. 8).

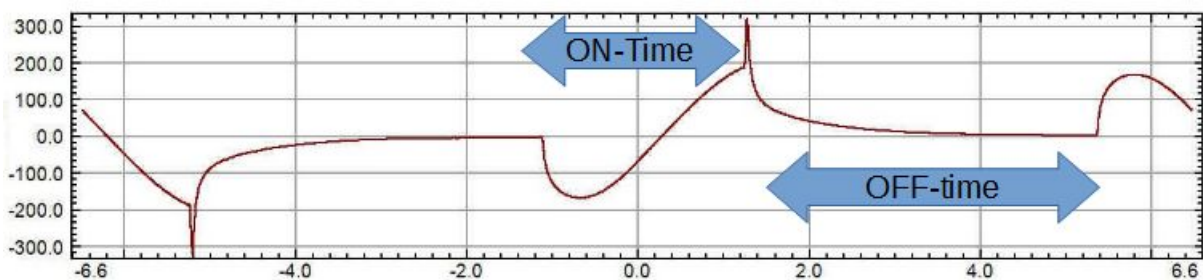


Рисунок 8. Поле отклика (временное представление)

На рисунке стрелками показаны отрезки, относящиеся ко времени действия зондирующих импульсов (ON-Time) и паузе между ними (OFF-Time).

Общая схема вычислений поля отклика в частотном и временном представлении приведена на Рис. 9

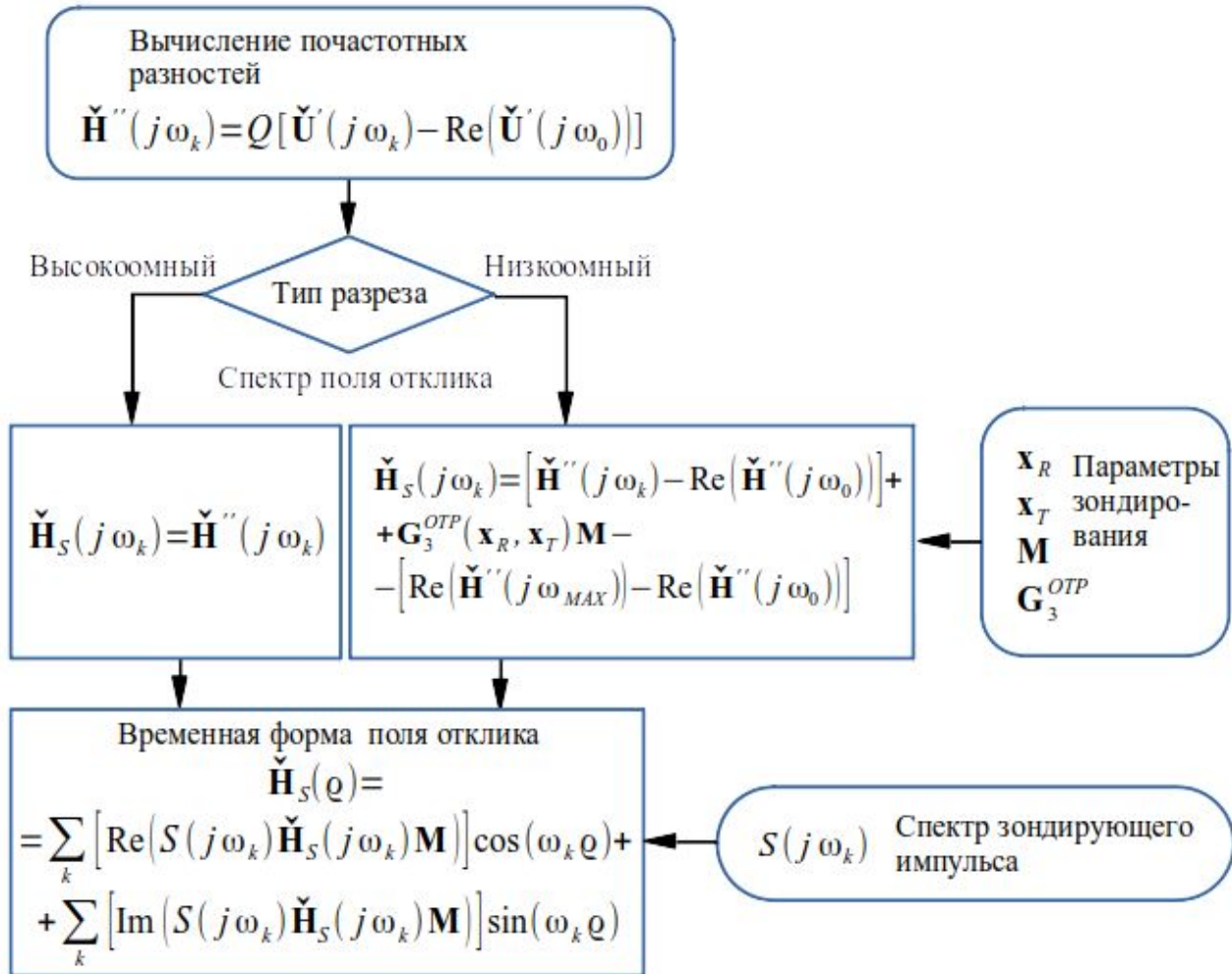


Рисунок 9. Схема вычислений при определении поля отклика

В Главе 5 рассмотрены результаты разработки алгоритмов информационной поддержки навигационных режимов аэросъемочного полета, целью которой является создание технологических возможностей повышения эффективности использования летного времени при выполнении аэроэлектроразведочных исследований при одновременном повышении точности покрытия исследуемых территорий точками зондирования.

В первом разделе дано краткое описание традиционной технологической схемы и основных особенностей организации полетов с использованием аэроэлектроразведочных систем, приведены ссылки на нормативные документы, определяющие условия их выполнения как особо сложные и опасные с категорическим запретом использования каких-либо приборов и систем

автоматического воздействия на органы управления движением летательного аппарата.

Рассмотрена классическая схема последовательности прохождения летательным аппаратом цепочки съемочных маршрутов с зонами перехода с пройденного маршрута на следующий. Показано, что такая технологическая схема может быть представлена цепочкой последовательно сменяющих друг друга трех режимов, каждому из которых соответствует свой тип задачи управления.

Режим полета на точку. Наведение объекта на неподвижную цель по неопределенной траектории. В качестве критерия в этом режиме используется расхождение значений путевого угла и направления визирования объекта наведения, что соответствует задаче стабилизации относительно нулевого значения параметра углового расхождения.

Режим стабилизации при движении по маршруту. Этому режиму соответствует задача регулирования с минимизацией параметра линейного бокового отклонения аппарата-носителя от заданной линии пути.

Режим захода на маршрут. Приведение летательного аппарата по неопределенной траектории к началу съемочного маршрута, то есть – к входному ориентиру заданного отрезка стабилизации в заданную точку с заданным значением путевого угла. Задача управления для данного режима – классическая задача слабого терминального управления. Начальным состоянием очевидно следует считать текущее положение и параметры движения летательного аппарата, целью – следующую окрестность:

- летательный аппарат должен находиться вблизи входного ориентира маршрута наведения;
- летательный аппарат должен находиться на достаточно малом удалении от заданной линии пути (или ее продолжения);
- летательный аппарат должен двигаться с путевым углом, лишь незначительно отличающимся от направления маршрута.

Во втором разделе рассмотрены принципы и схемы информационного воздействия на пилота в условиях требований невмешательства в непосредственное управление летательным аппаратом. На основе обобщений результатов теоретических и экспериментальных исследований в области теории и практики человеко-машинных систем, а также значительного опыта проведенных производственных аэрогеофизических работ сформулирован основной принцип информационного взаимодействия, то есть – объективной инструментальной оценки состояния съемочного процесса и представления пилоту управляющей информации, достаточной для эффективного выполнения аэросъемочного полета. Показано, что при имеющихся ограничениях может быть использована только очень лаконичная подсказка в форме параметра отклонения от заданной траектории, однозначно и интуитивно воспринимаемая пилотом и не осложненная необходимостью интерпретации с отвлечением внимания от контроля безопасности при полете на малой высоте с зондирующей системой на внешней подвеске.

Третий раздел посвящен выработке критерия отклонения текущего состояния съёмочного процесса от заданного для каждого из трех рассмотренных режимов.

Представим вектор и уравнение состояния системы «управляемый пилотом летательный аппарат» в следующей форме:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} t \\ x/v \\ y/v \\ \varphi R_0/v \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 \\ \cos \varphi \\ \sin \varphi \\ 0 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ u \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ w \end{pmatrix}, \quad (43)$$

где:  $t$  – время;  $x, y$  – прямоугольные координаты;  $\varphi$  – путевой угол;  $u$  – управляющее воздействие;  $w$  – возмущения (включая ошибки пилота);  $R_0, v = \sqrt{\dot{x}^2 + \dot{y}^2}$  – согласованные значения радиуса движения в развороте и скорости движения (компоненты вектора состояния приведены к единой размерности – единицы времени).

Управление  $u$  в уравнении (43) понимается как команда пилоту на расчетное увеличение или уменьшение путевого угла. Возмущение  $w$  – как результат совокупного влияния неконтролируемых внешних факторов и ошибок пилота в восприятии параметра управления. Значение  $R_0$  будем полагать согласованным радиусом разворота: не кратчайшим из технически возможных, но все же, с одной стороны, достаточно малым для сокращения времени маневров, а с другой – таким, чтобы пилот мог уверенно управлять машиной при движении по дуге этого радиуса. Таким же согласованным с пилотом значением является значение скорости  $v$ .

Решается задача: построить алгоритм управления, доставляющий минимум функционалу  $J$  для режима захода на маршрут:

$$J = (x - x_T)^2 + (y - y_T)^2 + (\varphi - \varphi_T)^2 + (t - t_0)^2 \rightarrow \min, \quad (44)$$

а для режима стабилизации на маршруте:

$$J = \tilde{y}^2 + \tilde{\varphi}^2 + (t - t_0)^2 \rightarrow \min \quad (45)$$

$$(\tilde{y} = -(x - x_S) \cdot \sin \varphi_S + (y - y_S) \cdot \cos \varphi_S, \quad \tilde{\varphi} = \varphi - \varphi_S).$$

В приведенных выражениях  $t_0$  – время включения режима проводки,  $x_S, y_S, \varphi_S$  – координаты начальной точки и угол направления маршрута. Таким образом, на каждый отсчет координат движения расчетное значение управляющего воздействия  $u$  должно быть выработано так, чтобы обеспечить движение по достаточно короткой траектории.

Важнейшим требованием к создаваемым алгоритмам является обеспечение информационной поддержки даже в тех случаях, когда пилот сознательно уклоняется от следования выдаваемой ему управляющей информации. Очевидно, что в такой постановке, вне зависимости от причин, работа алгоритма должна быть начата заново с любого текущего значения вектора состояния. Это

означает, что из соображений общности параметры траектории в каждой точке счисления вектора состояния должны быть рассчитаны заново. В качестве «наилучшей» траектории представляется достаточно очевидным выбрать кратчайшую с учетом согласованных ограничений. С задачей построения кратчайших траекторий связана очень популярная чисто кинематическая модель, известная как «машина Дубинса». В каждой точке расчета управляющего воздействия «наилучшей» будем считать траекторию Дубинса, кратчайшую при согласованном значении радиуса, а управляющее воздействие  $u$  вычислять как величину рассогласования текущих параметров движения с расчетной траекторией. Соответственно, для каждого из режимов полета при каждом определении параметров состояния должно быть выработано значение параметра рассогласования  $F(x, y, \varphi)$ , используемое при формировании управления  $u$ :

$$F = k(\dot{\varphi} - \xi_r(x, y, \varphi)). \quad (46)$$

В приведенном выражении:  $k$  – масштабный коэффициент;  $\xi_r$  – функция вектора состояния. Во избежание возникновения скачка управления, поведение функции  $\xi_r$  должно быть гладким, за исключением случаев принудительного переключения (при старте режима или при решительном уклонении пилота от следования управляющему воздействию). Таким образом, для каждого из режимов должна быть выработана схема вычисления значений параметра  $F$ .

В четвертом разделе представлены разработанные с учетом вышеизложенного алгоритмы формирования управляющей информации для указанных режимов. На Рис. 10 представлены кинематические схемы расчета параметра  $F$ .

В режиме захода на маршрут (Рис. 10-а) для каждой точки определения параметров движения строится кинематическая схема, состоящая из: двух окружностей, касательных в точке текущего положения ( $P0$ ) к линии с направлением текущего вектора скорости ( $v$ ); двух окружностей, касательных в начальной точке маршрута ( $P3$ ) с заданным направлением ( $T$ ); точек концов отрезков прямых ( $P_1^{XX}, P_2^{XX}$ ) для четырех возможных траекторий  $XX \in \{LL, LR, RL, RR\}$ , из которых в качестве актуальной выбирается кратчайшая. Для актуальной траектории определяется положение точки на заданной дистанции упреждения ( $P1$ ), и расчетное угловое расхождение между направлением касательной к окружности в этой точке и расчетным значением путевого угла. Полученная разность и является параметром расхождения.



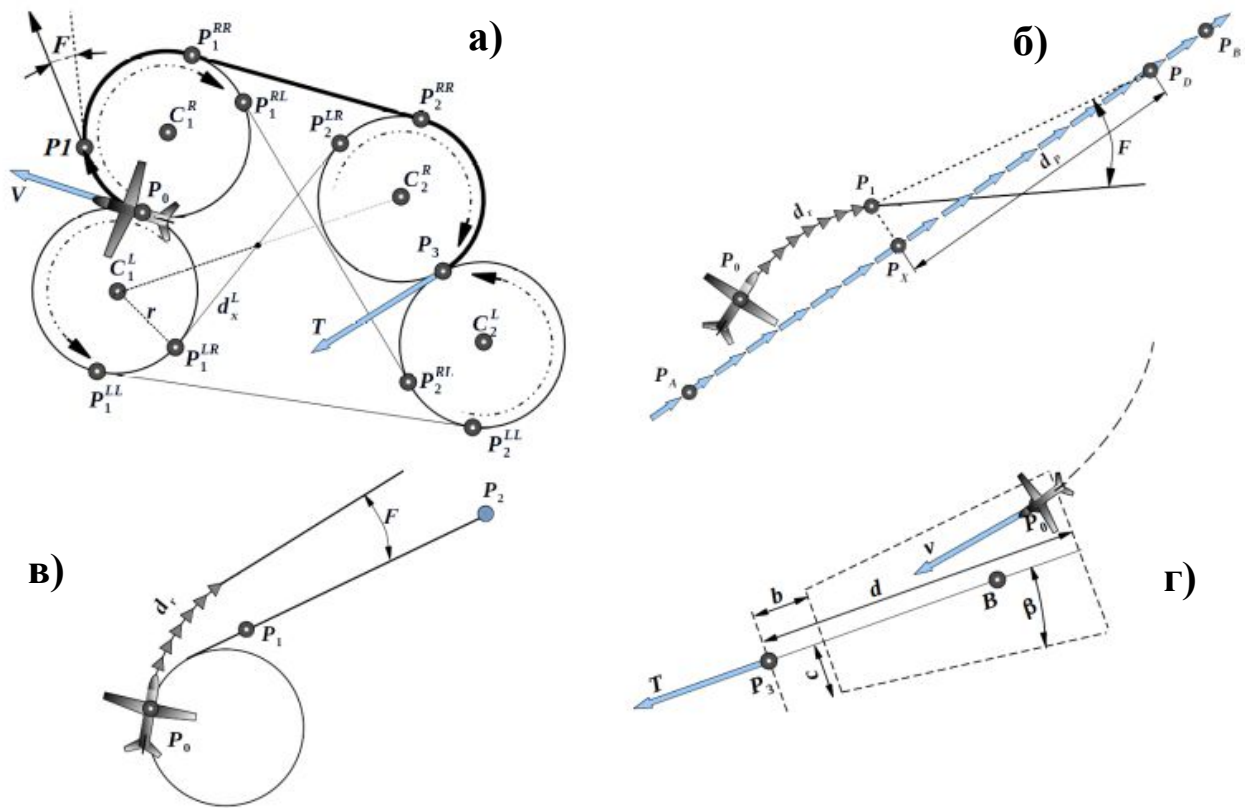


Рисунок 10. Кинематические схемы расчета параметра управления

В режиме стабилизации на маршруте значение параметра  $F$  вычисляется согласно схеме Рис. 10-б, исходя из текущих значений положения ( $P_0$ ), линейной скорости, скорости приращения путевого угла, а также заданных значений дистанций упреждения ( $d_r$  и  $d_p$ ), в следующей последовательности: вычисляются точка  $P_1$  предполагаемого положения при упреждении  $d_r$ , точка  $P_x$  ее проекции на заданную линию пути и точка нацеливания ( $P_D$ ) на дистанции упреждения  $d_p$  по линии маршрута. Значение параметра  $F$  определяется как угловое расхождение расчетных значений направлений линейной скорости и пеленга на точку  $P_D$ , вычисленных для точки  $P_1$ .

Вычисление параметра расхождения  $F$  и параметра управления  $u$  для этого режима полета на точку осуществляется, согласно схеме Рис. 10-в, так же, как для режима захода на маршрут, с тем лишь отличием, что на первом шаге расчета траекторий строится только первая пара окружностей (за точку  $P_2$  принимается точка назначения).

Переключение алгоритмов информационной поддержки при переходе от одного режима к другому выполняется следующим образом. Режим проводки на точку завершается принудительно при приближении к точке назначения на расстояние, меньше  $2r$ . Сразу же включается алгоритм захода на маршрут по схеме (Рис. 10-а).

Переход от режима захода на маршрут в режим стабилизации на маршруте происходит при одновременном соблюдении следующих условий (Рис. 10- г):

- а) текущий путевой угол с учетом прогнозируемого движения будет отличаться от направления маршрута не более, чем на угол  $\beta$ ,
- б) точка окажется от линии траверса входного ориентира не ближе, чем расстояние  $b$ , но при этом не дальше, чем на расстояние  $d$ ,
- в) точка будет находиться внутри трапеции, заданной шириной створа  $2c$  и углом при основании  $\beta$ .

В алгоритме режима захода на маршрут при старте проводки нацеливание производится на точку (на рисунке – точка  $B$ ), расположенную на заданном расстоянии перед точкой  $P_3$  на линии маршрута. В процессе проводки в определенный момент проведение соответствующей касательной оказывается невозможным. Алгоритм автоматически переключает тип цепочки (например с RL на LL) со значительным увеличением длины. Во избежание этого перед переключением точка предварительного нацеливания  $B$  смещается по направлению точки  $P_3$ . В большинстве случаев этого достаточно для успешного захода на маршрут (выполнения условий переключения режима).

По завершению прохождения съёмочного маршрута включается либо режим захода на следующий маршрут, либо проводка на точку для возврата или в зону следующего съёмочного участка.

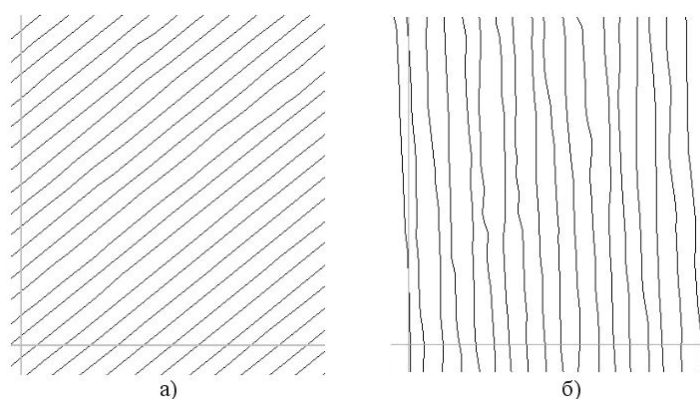
В пятом разделе рассмотрены аспекты программной и аппаратной реализации методов информационной поддержки навигационных режимов. Рассмотрена структура данных формального полетного задания в виде таблиц-списков, задающих последовательность прохождения маршрутов и составляющих их точек с возможностью переключения направлений прочтения и, соответственно, схем покрытия площади сеткой маршрутов.

Рассмотрен принцип работы пилотского индикатора и ПИД-регулятор управления его показаниями, учитывающий задержку реакции пилота на информационное воздействие:

$$u_j = k_p F_j + k_i \sum_{n=0}^j F_n + k_d (F_j - F_{j-1}). \quad (47)$$

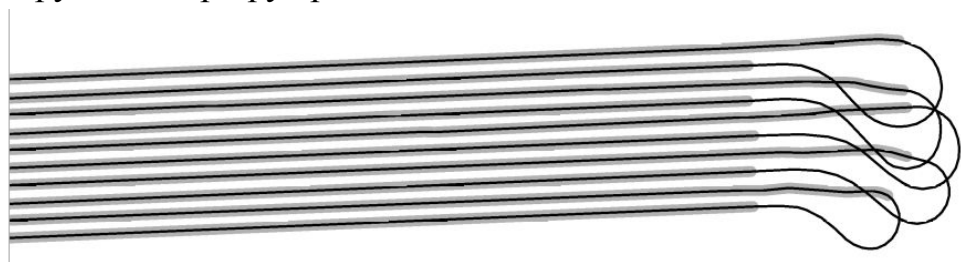
Коэффициенты регулятора выбираются исходя из субъективных особенностей человека-пилота.

Шестой раздел посвящен оценке эффективности применения алгоритмов информационной поддержки навигационных режимов аэросъёмочного полета. Рис. 11 позволяет оценить качество следования заданным линиям пути при проводке с использованием представленных алгоритмов (а) и при работе штурмана-съёмщика (б). Межмаршрутное расстояние одинаково.



*Рисунок 11. Фактические линии пути при различных режимах управления аэросъемочным полетом*

Рис. 12 позволяет оценить точность проводки при высокоточной высокоточной съемке. Расстояние между маршрутами составляет 50 м, серым показан «коридор» допустимых отклонений от заданной линии, реальное среднеквадратическое значение которых составляет 2,3 м при среднем времени перехода с маршрута на маршрут равном 80 сек.



*Рисунок 12 Работа алгоритмов информационной поддержки при выполнении детальной аэросъемки*

**Глава 6** посвящена рассмотрению практической реализации предложенных методов и алгоритмов в структурах используемых на практике аэроэлектро-разведочных комплексов, особенностям технической реализации и оценке их поисковой и производственной эффективности.

В первом разделе рассмотрено техническое устройство аэроэлектро-разведочной зондирующей системы и комплекса ЕМ4Н. Комплекс эксплуатируется в двух вариантах: самолетном (в качестве носителя используется самолет Ан-2) и вертолетном (используется вертолет Ми-8). Устройство разнесенной частотной зондирующей системы одинаково для обоих вариантов.

Технологичность и высокая производительность съемки системой ЕМ4Н обеспечена применением в его структуре методов и алгоритмов информационной поддержки навигационных режимов и алгоритмов стабилизации измерительных характеристик методом адаптивной коррекции. Высокое качество зондирования и поисковая эффективность – за счет использования методов и алго-

ритмов относительного позиционирования. Полученные при съемках результаты в полной мере подтверждают высокую эффективность систем разнесенного типа при условии контроля условий зондирования.

В Табл. 2 приведены основные технические характеристики зондирующей системы ЕМ4Н.

Таблица 2

Технические характеристики аэроэлектроразведочной системы ЕМ4Н

Летательный аппарат	Самолет Ан-2 (Ан-3), Вертолет Ми-8
Частоты возбуждающей системы (Гц)	130, 520, 2080, 8320, (667, 833 – дополнительные)
Магн. момент диполей (кАм <sup>2</sup> )	18,0; 7,2; 1,5; (1,0; 1,0 – дополнительные)
Приемная система	3D векторный индукционный датчик (X, Y, Z)
Измеряемые параметры	1) Комплексный 3D вектор измеряемого поля 2) Инварианты эллипса поляризации
Темп измерений	6,6 изм. в сек
Длина троса-кабеля	75м
Точность измерения отношения полуосей эллипса поляризации	0,01%
Метод исключения влияния первичного поля	Электромагнитное позиционирование и вычисление поля полного отклика

Чувствительным элементом приемника зондирующей системы ЕМ4Н является трехкомпонентный компактный индукционный датчик с катушками на стержнях из пресс-пермаллоя, составленный из трех ортогональных пар приемных рамок. В центр мраморного корпуса датчика вмонтирована девятивитковая катушка диполя – источника эталонного поля системы адаптивной коррекции.

На Рис. 13 показано устройство диполей-излучателей возбуждающей системы комплекса ЕМ4Н.

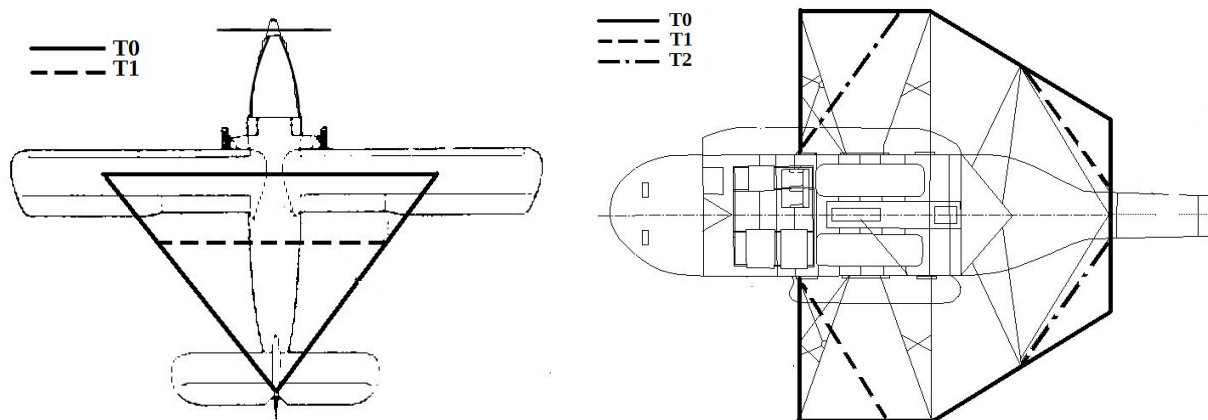


Рисунок 13. Размещение диполей возбуждающей системы ЕМ4Н на самолете Ан-3 и вертолете Ми-8

Во втором разделе рассмотрено устройство и технические характеристики аэроэлектроразведочной зондирующей системы и комплекса «Экватор». На Рис. 14 показано общее устройство, а в Табл. 3 приведены технические характеристики этой разнесенной, полностью буксируемой зондирующей системы с комбинированным (одновременно частотным и временным) представлением результатов зондирования.

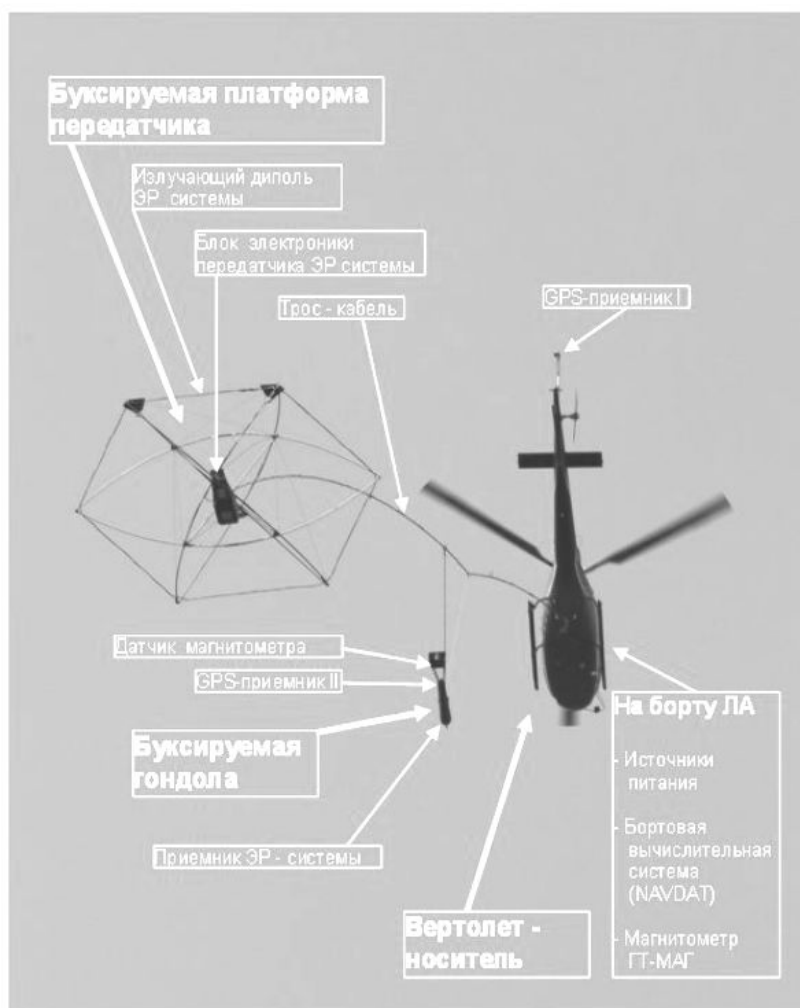


Рисунок 14. Общее устройство и вид комплекса «Экватор»

Таблица 3.

Технические характеристики комплекса «ЭКВАТОР»

Техническая характеристика, параметр	Значение
Тип установки	Буксируемая, разнесенная с нижним расположением источника поля
Диаметр основного зондирующего дипольного излучателя	7,5 м
Число витков зондирующего диполя	4

Продолжение Таблицы 3.

Техническая характеристика, параметр	Значение
Расположение приемника	На буксировочном кабеле, 35 м вверх от источника поля
Эффективный магнитный момент возбуждающей системы	100 000 Ам <sup>2</sup>
Форма зондирующего сигнала	Двухполярный полусинус с дополнительными гармониками
Частота повторения зондирующего сигнала	77 Гц
Частота дискретизации сигналов приемной системы	200 кГц (непрерывно)
Темп счисления геофизически значимых параметров регистрируемых сигналов	6,6 счислений в секунду
Каналы регистрируемой информации (временное представление)	$B(t)$ , $dB(t)/dt$ («быстрое время») 14 «окон» накопления: 5–4500 мкс
Каналы регистрируемой информации (частотное представление)	Синфазные и квадратурные компоненты синхронного детектирования $B(\omega)$ на 100 частотах, $((2n+1)*77$ Гц): 77–16000 Гц
Чувствительность при временном представлении	20 ppm
Чувствительность при частотном представлении	50 ppm
Энергопотребление	3500 Вт от борт-сети 28В
Общая масса	300 кг (не более)
Скорость буксировки	40–220 км/час

Для зондирующей системы комплекса «Экватор» применен принцип дополнения спектра классической временной формы зондирующего импульса дополнительными импульсами, исключающий непосредственное наблюдение спада поля отклика. На Рис. 15 представлены временные и спектральные формы для тока зондирующего диполя:

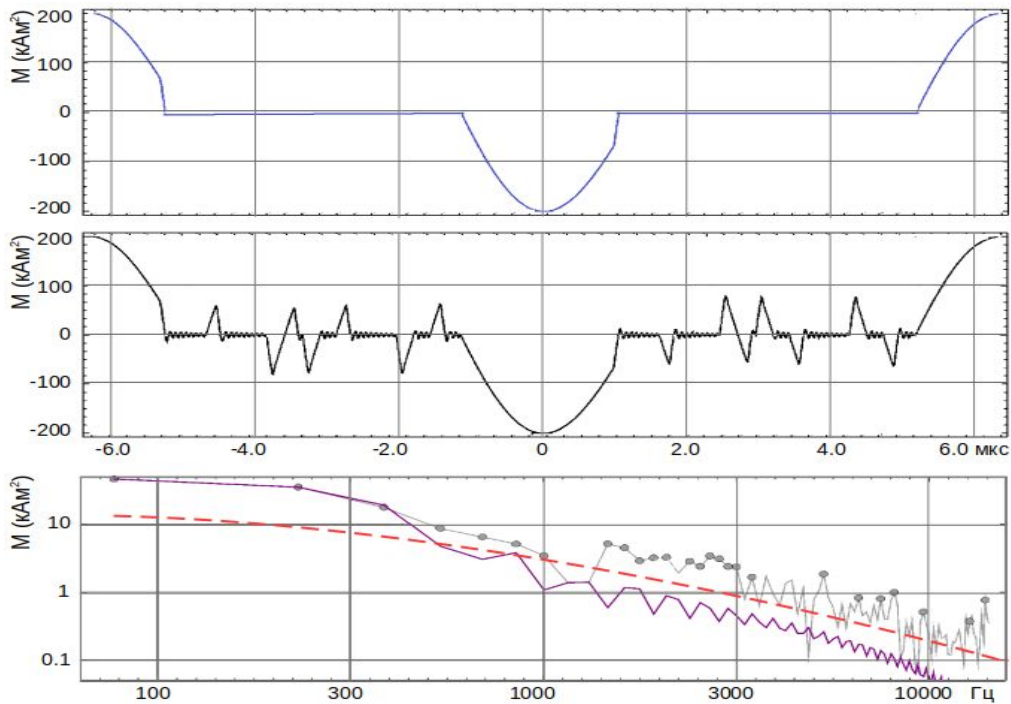


Рисунок 15. Форма тока и спектры зондирующего поля: (а) – начальная временная форма; (б) – дополненная временная форма; (в) – спектры представленных временных форм

Третий раздел посвящен оценке геологической значимости и эффективности производственного применения аэроэлектроразведочных систем ЕМ4Н и «Экватор». Показана возможность представления результатов зондирования одновременно во временной и частотной формах. Рис. 16 иллюстрирует эффективность геологического применения аэроэлектроразведочных систем.

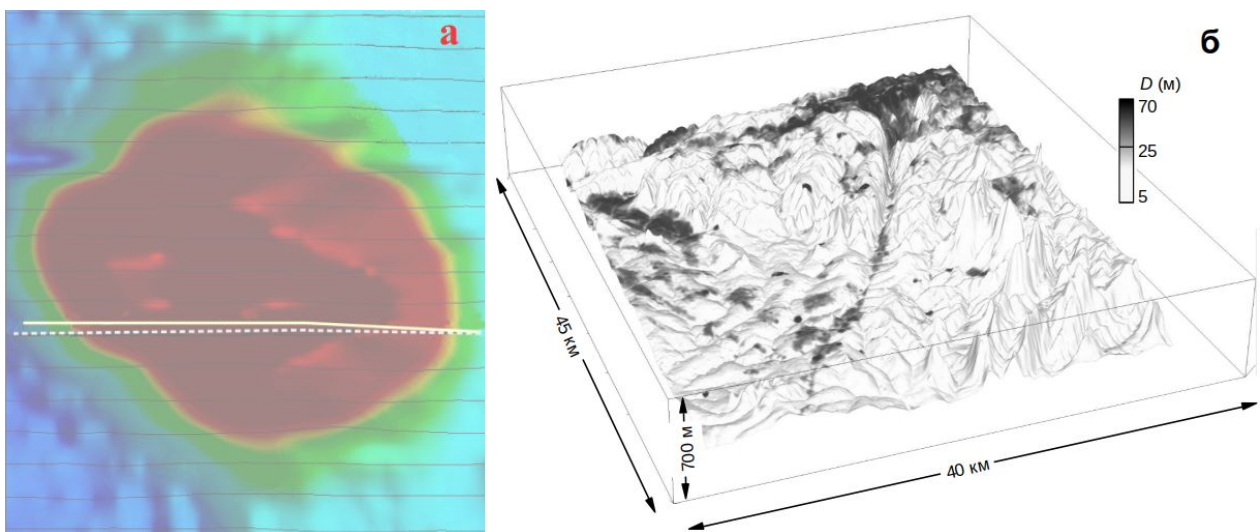


Рисунок 16. Эффективность геологического применения аэроэлектроразведочных систем  
а) – при поисках алмазов; б) – при оценке мощности отложений

Рис. 16-а отражает эффективность комплекса «Экватор» при поисках коренных месторождений алмазов (приведена карта значений кажущейся электропроводности (частота 231 Гц) для известной кимберлитовой трубки «Лорелей» (Ангола)). На Рис. 16-б показан результат расчета и картирования мощности рыхлых отложений (Китубия, Ангола). Расчетным значениям мощности соответствуют цвета раскраски поверхности 3D-модели рельефа.

## ВЫВОДЫ

1) На основе системного подхода исследованы базовые принципы функционирования аэроэлектроразведочных установок и основные факторы, влияющие на их поисковую и производственную эффективность, и определены пути их совершенствования.

2) Исследованы методы обработки и оценки качества информации, получаемой при зондировании, сформулирован критерий оценки чувствительности аэроэлектроразведочных зондирующих систем различной геометрии к свойствам исследуемой среды.

3) Разработан метод стабилизации параметров зондирующей установки путем непрерывного контроля частотных характеристик зондирующей системы, основанный на дополнении ее структуры системой контролируемых источников эталонного воздействия, предложен алгоритм контроля истинных параметров спектра возбуждающего поля и частотной характеристики приемной системы, последующей адаптивной коррекции результатов зондирования.

4) Разработан метод и алгоритмы, повышающие поисковую эффективность путем контроля условий зондирования за счет определения пространственных и угловых координат приемной системы относительно источника возбуждающего поля на основе измерения параметров электромагнитного поля системы компактно размещенных дипольных излучателей.

5) Разработан метод и алгоритм определения полного значения комплексного вектора поля отклика от проводящей зондируемой среды на фоне непосредственного воздействия на датчики приемной системы первичного зондирующего поля, позволяющий корректно определить спектр и временную форму поля отклика как над преимущественно изолирующим, так и над проводящим разрезом.

6) Обоснован принципиально новый подход к созданию перспективных комбинированных разнесенных аэроэлектроразведочных систем – разработана структура, схема вычислительной обработки и алгоритмы, реализующие принцип двойного – как частотного, так и временного – представления геофизически значимой информации.

7) Разработаны алгоритмы калибровки разнесенных зондирующих систем, включающие калибровку системы относительного позиционирования.

8) Разработана структура и алгоритмы информационной системы поддержки навигационных режимов аэросъемочных полетов, обеспечивающие по-



вышение точности соответствия движения летательного аппарата-носителя заданным линиям пути и экономию летного времени.

9) На основе разработанных методов и алгоритмов построены две принципиально новые аэроэлектроразведочные системы: ЕМ4Н и «Экватор» (ГеоТехнологии, Россия), в реальных аэросъемочных работах демонстрирующие высокие показатели эффективности как в части полноты и достоверности результатов зондирования, так и в части технологичности, производительности и экономической эффективности применения:

- получена возможность корректного вычисления значений кажущихся удельных сопротивлений в широком их диапазоне – от долей до тысяч Ом·м;
- для обеих систем достигнута детальность зондирования по латерали, соответствующая темпу 6,61 измерение в секунду;
- подтверждена возможность использования данных зондирования комплекса «Экватор» для корректного построения модели геоэлектрического разреза до глубины более 250 м;
- для обеих систем достигнута рекордная производительность съемочных работ – более 90 пог. км съемочных маршрутов за летный час;
- для системы «Экватор» получена возможность получения корректных данных в широком диапазоне скоростей движения разнесенной установки от 40 до 240 км/час;
- для обеих систем обеспечены предельно низкие потери летного времени на производство контрольно-настроечных и калибровочных операций (калибровки выполняются в продолжение 2–3 минут при подлете к участку съемки и при возврате на аэродром);
- достигнута возможность выполнения работ на участках с предельно сложным рельефом местности – с превышениями до 500 м на километр;
- при выполнении работ с обеими системами обеспечена точность соответствия фактических линий пути заданным на уровне 2–2,5 м.

Результаты, полученные в данной работе – новые методы и алгоритмы, а также технические решения, полученные на их основе, открывают перспективы создания новых аэроэлектроразведочных систем, новых подходов к интерпретации данных низкочастотного индуктивного зондирования, позволяют расширить класс задач, эффективное решение которых может быть получено с использованием аэроэлектроразведочных технологий в область инженерных исследований. Отдельные методы, представленные в данной работе, являются универсальными и могут найти успешное применение не только в структурах аэроэлектроразведочных комплексов, но и при решении многих других задач.

## ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

### Монографии

- {1} Волковицкий А.К., Гольдин Д.А., Каршаков Е.В., Павлов Б.В. Принципы построения, структуры и алгоритмы аэроэлектроразведочных комплексов: монография в двух частях. Часть 1. Состояние, проблемы и теоретические основы // М.: ИПУ РАН. – 2013. – 142 с.
- {2} Волковицкий А.К., Гольдин Д.А., Каршаков Е.В., Павлов Б.В. Принципы построения, структуры и алгоритмы аэроэлектроразведочных комплексов: монография в двух частях. Часть 2. Пути и методы реализации // М.: ИПУ РАН. – 2013. – 114 с.

### Статьи в журналах из перечня Web of Science/Scopus

- {3} Volkovitsky A.K. Adaptive Algorithm of Quasi-Stationary Periodic Processes Measurements Control // Automation and Remote Control. – 2021. – Vol. 82, – № 3. – С. 516–525.  
Волковицкий А.К. Адаптивный алгоритм управления измерениями квазистационарных периодических процессов // Проблемы управления. – 2019. – № 5. – С. 60–67.
- {4} Pavlov B.V., Volkovitskii A.K., Karshakov E.V. Low Frequency Electromagnetic System of Relative Navigation and Orientation // Gyroscopy and Navigation. – 2010. – Vol. 1, – № 3. – P. 201–208.

### Статьи в рецензируемых журналах

- {5} Каршаков Е.В., Волковицкий А.К., Мойланен Е.В. Аэроэлектроразведочные измерительные комплексы // Автоматизация в промышленности. – 2020. – № 4. – С. 60–64 (1-5).
- {6} Павлов Б.В., Волковицкий А.К. Аэроэлектроразведочные измерительные комплексы и пути повышения их эффективности // Управление большими системами. – 2015. – № 54. – С. 134–165.
- {7} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Мойланен Е.В. Высокоразрешающая аэроэлектроразведка в масштабе 1:5000 // Записки Горного института. – 2013. – Т. 200. – С. 19–22.
- {8} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Павлов Б.В. Структура алгоритмов управления проводкой летательного аппарата // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2013. – № 3 (140). – С. 217–225.
- {9} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Павлов Б.В. Позиционирование подвижных объектов в низкочастотном электромагнитном поле. Ч. 1. Базовый алгоритм относительного позиционирования // Проблемы управления. – 2013. – No 1. – С. 57–62.

- {10} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Павлов Б.В. Позиционирование подвижных объектов в низкочастотном электромагнитном поле. Ч. 2. Особенности технической реализации // Проблемы управления. – 2013. – № 2. – С. 58–64.
- {11} Волковицкий А.К., Вовенко Т.А., Каршаков Е.В., Павлов Б.В. Электромагнитная система относительного позиционирования в аэроэлектроразведочных комплексах // Датчики и системы. – 2013. – № 6. – С. 44–52.
- {12} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Павлов Б.В. Управление проводкой атмосферного летательного аппарата // Вопросы оборонной техники. Серия 9. Специальные системы управления, следящие приводы и их элементы. – 2012. – Вып. 5(257). – С. 49–56.
- {13} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Мойланен Е.В. Новая вертолетная электроразведочная система «Экватор» для аэрометода переходных процессов // Записки Горного института. – 2011. – Т.194. – С. 154–157.
- {14} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Мойланен Е.В. Использование синфазной компоненты отклика для низкочастотной аэроэлектроразведочной системы EM-4H // Записки Горного института. – 2011. – Т. 194. – С. 150–153.
- {15} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Попович В.В. Низкочастотная индуктивная аэроэлектроразведочная система EM-4H // Записки Горного института. – 2009. – Т. 183. – С. 224–227.

#### **Доклады из перечня Web of Science|Scopus**

- {16} Kertsman V.M., Moilanen E.V., Podmogov Yu.G. Volkovitskiy A.K. Airborne Electromagnetic System Equator. The Comparison of Geological Information in Electromagnetic Soundings in Time Domain and Frequency Domain // Proceedings of the 15th Conference and Exhibition Engineering and Mining Geophysics 2019. European Association of Geoscientists & Engineers, – 2019. – Volume 2019. – С. 1–10 (836–845).
- {17} Moilanen E.V., Pavlov B.V., Karshakov E.V., Volkovitskiy A.K., Garakoev A.M. Airborne Geophysical Technologies as a Basis for Diamond Field Prognoses in Regional and State Scale // Proceedings of the 12th International Conference "Management of Large-Scale System Development" (MLSD). – Moscow: IEEE, 2019. – С. 1–4.
- {18} Volkovitskiy A.K., Kertsman V.M., Moilanen E.V., Podmogov Yu.G. Different scale complex airborne geophysical survey in the Central African ridge area // Труды 14-й научно-практической конференции «Инженерная и рудная геофизика 2018» (Алматы, Казахстан). – Алматы: The European Association of Geoscientists and Engineers (EAGE), – 2018. – С. 1–9.

**Публикации в сборниках трудов и тезисов конференций**

- {19} Волковицкий А.К. Угловое и пространственное позиционирование в разнесенной аэроэлектроразведочной системе. Материалы 14-й Мультиконференции по проблемам управления (МКПУ-2021). – Ростов-на-Дону – Таганрог: Издательство Южного федерального университета, – 2021. – Т. 3. – С. 76–77.
- {20} Volkovitskiy A.K., Karshakov E.V., Pavlov B.V. Algorithm of relative electromagnetic positioning // 20th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems. – Saint-Petersburg. – 2013. – P. 249–251.
- {21} Karshakov E., Volkovitsky A., Tkhorenko M. Receiver Positioning by Means of EM Field Measurements // Papers of the 13th SAGA Biennial & 6th International AEM Conference AEM-2013. – Mpumalanga, South Africa. – 2013. – P. 4.
- {22} Moilanen E., Karshakov E., Volkovitsky A. Time Domain Helicopter EM System «Equator»: Resolution, Sensitivity, Universality // Papers of the 13th SAGA Biennial & 6th International AEM Conference AEM-2013, Mpumalanga, South Africa. – Mpumalanga, 2013. – P. 4.
- {23} Мойланен Е.В., Волковицкий А.К. Новые возможности квадратурных аэроэлектроразведочных систем // Труды 6-й Всероссийской школы-семинара по электромагнитным зондированиям Земли имени М.Н. Бердичевского и Л.Л. Ваньяна (Новосибирск, 2013). – Новосибирск: Институт вычислительных технологий СО РАН, 2013. – С. 1–4.
- {24} Volkovitsky A., Karshakov E. Airborne EM Systems Variety: What is the Difference? // Papers of the 13th SAGA Biennial & 6th International AEM Conference AEM-2013, Mpumalanga, South Africa. – Mpumalanga, 2013. – P. 4.
- {25} Волковицкий А.К. Методы и средства бортовых электромагнитных измерений // Труды 3-й Всероссийской конференции с международным участием «Технические и программные средства систем управления, контроля и измерения» (УКИ-2012, Москва). – М.: ИПУ РАН, 2012. – С. 416–420 (CD).
- {26} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Павлов Б.В. Особенности обработки сигналов в низкочастотной электромагнитной системе относительного позиционирования // Труды IX международной конференции «Идентификация систем и задачи управления». – М.: ИПУ РАН, 2012. – С. 279–286.
- {27} Волковицкий А.К. Позиционирование подвижных объектов в поле низкочастотного магнитного маяка. Труды XXXVIII Всероссийской конференции «Управление движением морскими судами и специальными аппаратами», пос. Новомихайловский, Краснодарский край. – М.: ИПУ РАН, 2012. – С. 47–53.

- {28} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Павлов Б.В. Измерение относительного положения тел в магнитном поле. // Материалы конференции «Управление в технических, эргатических, организационных и сетевых системах» УТЭОСС-2012, Санкт-Петербург. – СПб, 2012. – С. 642–645.
- {29} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Вовенко Т.А. Возможности вертолетной системы Экватор, реализующей метод переходных процессов // Материалы Всероссийской школы-семинара им. М.Н. Бердичевского и Л.Л. Ваньяна по электромагнитным зондированиям Земли (ЭМЗ-11). – СПб – 2011. – С. 437–440.
- {30} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Павлов Б.В. Задача управления проводкой летательного аппарата // Труды XXXVII Всероссийской конференции «Управление движением корабля и специальных подводных аппаратов», Геленджик. – М.: ИПУ РАН, 2011. – С. 52–58.
- {31} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Павлов Б.В. Эргатическая система управления проводкой летательного аппарата // Материалы 4-й Всероссийской мультikonференции по проблемам управления МКПУ-2011, Таганрог. – Таганрог, 2011. – Т. 2. – С. 36–39.
- {32} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Попович В.В., Трусов А.А. Низкочастотная индуктивная аэроэлектроразведочная система ЕМ-4Н в самолетном и вертолетном вариантах // Приборы и системы разведочной геофизики. – 2010. – № 2 (32). – С. 49–52.
- {33} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Мойланен Е.В. Новая вертолетная электроразведочная система «Экватор» для метода АМПП // Приборы и системы разведочной геофизики. – 2010. № 2(32). – С. 27–29.
- {34} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Павлов Б.В. Определение навигационных параметров с использованием электромагнитных источников // Тезисы докладов научно-технической конференции «Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами». – Москва, 2010. – С. 62–63.
- {35} Pavlov B.V., Volkovitskiy A.K., Karshakov E.V.. Low Frequency Electromagnetics System of Relative Navigation and Orientation // 16th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, Saint Petersburg. – Saint-Petersburg. 2009. – P. 236–243.
- {36} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Мойланен Е.В. Определение полного вектора отклика в частотных аэроэлектроразведочных системах с нежесткой базой // Труды IV Всероссийской школы-семинара по электромагнитным (ЭМ) зондированиям Земли (ЭМЗ-2009, Москва). – Москва, 2009. – С. 210.
- {37} Волковицкий А.К., Каршаков Е.В., Попович В.В. Компенсация влияния наведенных токов в низкочастотной индуктивной аэроэлектроразведочной системе ЕМ-4Н // Материалы Международной конференции, посвященной 50-летию Института геофизики УрО РАН. – Екатеринбург: ИГФ УрО РАН. – 2008. – С. 40–43.

- {38} Volkovitskiy A., Karshakov E., Trusov A. Four Frequency AEM System EM-4H // 5th International Conference on Airborne Electromagnetics AEM – 2008. – Haikko Manor, Finland. – 2008. – P. 02 – 04.

#### **Главы в книгах**

- {39} Smit R., Volkovitskiy A. Airborne Electromagnetic Prospecting Systems // In Kaufman A. Principles of Electromagnetic Methods in Surface Geophysics. – Amsterdam: Elsevier B.V., – 2014. – С. 679–710.

#### **Диссертации**

- {40} Волковицкий А.К. Структура и алгоритмы бортовых электромагнитных систем относительного позиционирования. Диссертация на соискание ученой степени к.т.н. по специальности 05.13.01, руководитель: к.ф.-м.н. Е.В. Каршаков. – Москва, 2012. – 115 с.

#### **Вклад автора в совместные публикации**

{1}, {2} – исторический очерк, методология и аспекты технической реализации аэроэлектроразведочных систем, идея методов и алгоритмов: относительного позиционирования, проводки летательного аппарата.

{13}, {15}, {16}, {22}, {23}, {29}, {32}, {33}, {37}, {38} – базовые принципы, устройство, алгоритмы аэроэлектроразведочных систем EM4H и «Экватор».

{5}, {6}, {25}, {39} – принципы технической реализации аэроэлектроразведочных систем, анализ особенностей.

{4}, {9}, {10}, {11}, {19}, {20}, {21}, {26}, {27}, {28}, {34}, {35} – идея и реализация метода и алгоритма относительного позиционирования.

{8}, {12}, {30}, {31} – кинематические схемы, программная реализация алгоритмов проводки летательного аппарата, результаты.

{24}, {39} – обзор и сравнительный анализ аэроэлектроразведочных систем.

{14}, {36} – анализ методов обработки сигналов в аэроэлектроразведочных системах, идея метода и алгоритма адаптивной коррекции, выделения полного отклика.

{7}, {16}, {17}, {18} – аспекты технической реализации, верификация результатов.

Подписано в печать: 20.06.2022  
Заказ №19041. Тираж 120 экз.  
Бумага офсетная. Формат 60x90/16.  
Типография «11-й ФОРМАТ»  
ИНН 7726330900  
115230, Москва, Варшавское ш., 36  
(977) 518-13-77 (499) 788-78-56  
[www.avtoreferat.ru](http://www.avtoreferat.ru)      [riso@mail.ru](mailto:riso@mail.ru)

