

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«ТВЕРСКОЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ»

На правах рукописи



МОРОЗОВ АНДРЕЙ КОНСТАНТИНОВИЧ

Метод испытания радиолокационных станций с использованием тестовой
системы на основе беспилотного летательного аппарата

Специальность 2.3.1 – «Системный анализ, управление и обработка информации
(технические науки)»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:

д.ф.-м.н., профессор

Калабин А.Л.

Тверь – 2022

Содержание

Введение	5
Глава 1. Анализ существующих методов проведения испытаний наземных РЛС и постановка научной задачи	15
1.1. Классификация и роль испытаний в производственном процессе.	15
1.2. Метод натурных испытаний.....	22
1.3. Лабораторные испытания	27
1.4. Анализ существующих методов проведения испытаний наземных РЛС	29
1.5. Схема проведения испытаний с использованием БПЛА	32
1.6. Постановка научной задачи.....	38
1.7. Выводы по главе	39
Глава 2. Метод испытания РЛС с использованием тестовой системы на основе БПЛА	41
2.1. Используемые системы координат.....	41
2.2. Расчёт траектории носителя по траектории имитируемой цели	47
2.3. Расчёт параметров сигнала генератора	49
2.4. Определение условий проведения испытаний	54
2.5. Оценка параметров моделируемых целей	64
2.6. Определение плана проведения испытаний и постановка задачи	70
2.7. Выводы по главе	76
Глава 3. Методики проведения испытаний с использованием тестовой системы на основе БПЛА.....	77
3.1. Испытания на определение дальности обнаружения	77
3.1.1. Методика проведения испытаний для оценки дальности обнаружения с использованием одной имитируемой цели	77

3.1.2. Методика расчёта плана испытаний для оценки дальности обнаружения с использованием нескольких имитируемых целей	83
3.1.3. Методика проведения испытаний для оценки дальности обнаружения с изменением угловых координат нескольких имитируемых целей.....	88
3.2. Испытания на определение разрешающей способности по дальности	94
3.2.1. Методика проведения испытаний для оценки разрешающей способности по дальности с использованием одной пары имитируемых целей	94
3.2.2. Методика проведения испытаний для оценки разрешающей способности по дальности с использованием нескольких имитируемых целей	97
3.2.3. Методика проведения испытаний для оценки разрешающей способности по дальности с изменением угловых координат нескольких имитируемых целей	102
3.3. Выводы по главе	109
Глава 4. Вычислительный эксперимент с использованием разработанного программно-аппаратного макета.....	111
4.1. Программно-аппаратный отладочный макет	113
4.2. Подготовка к моделированию проведения всего цикла испытаний.....	117
4.3. Испытания по измерению дальности с использованием одной моделируемой цели	119
4.3.1. Расчёт плана проведения измерений.....	119
4.3.2. Моделирование хода проведения испытаний	120
4.3.3. Анализ результатов моделирования.....	124
4.3.4. Оценка эффективности	124

4.4. Испытания по измерению дальности с изменением углового положения нескольких моделируемых целей	127
4.4.1. Расчёт плана проведения измерений.....	127
4.4.2. Моделирование хода проведения испытаний	132
4.4.3. Анализ результатов моделирования.....	136
4.4.4. Оценка адекватности моделирования.....	137
4.4.5. Оценка эффективности	140
4.6. Выводы по главе	143
Заключение	144
Список сокращений и условные обозначения	146
Список литературы	147
Приложение 1. Акт о внедрении от АО «ВНИИРТ».....	159
Приложение 2. Акт о внедрении от ФГБУ «ЦНИИ ВКС» Минобороны России	160
Приложение 3. Патент на изобретение №2703998	161
Приложение 4. Патент на изобретение №2666493	162
Приложение 5. Патент на изобретение №2736754	163
Приложение 6. Свидетельство на программу №2020665123	164
Приложение 7. Свидетельство на программу №2021613624	165

Введение

Актуальность темы исследования. При производстве радиолокационных станций (РЛС) одной из основных проблем является определение её характеристик и функциональных возможностей.

Основным методом, с помощью которого можно получить наиболее достоверную информацию о функционировании РЛС и её характеристиках на заключительных этапах производства и при проведении приёмо-сдаточных испытаний, является метод натурных испытаний – облётный метод. Недостатком облётного метода является необходимость привлечения реальных воздушных средств, что увеличивает стоимость и сложность проведения и координации работ, и как следствие накладывает ограничение на количество и частоту их проведения.

Развитие технологий за последние 20 лет в области цифровой обработки и генерации цифровых сигналов [3, 49, 70, 74], развитие беспилотной авиации [8, 96, 98] позволяет формировать заданные условия испытаний без привлечения реальной техники (самолётов). Благодаря этому уменьшаются стоимостные, организационные и временные затраты, что, как следствие, способствует увеличению количества и частоты проводимых работ.

Также при производстве РЛС используется метод лабораторных испытаний [89, 91, 92, 94]. На данный момент существуют способы формирования заданной целевой обстановки для испытаний РЛС в лабораторных условиях. Недостатком лабораторных испытаний является то, что приёмник РЛС проверяется отдельно от всей системы. Тестовые сигналы вводятся в приёмник по тракту, а в процессе испытаний анализируется выходной сигнал приёмника, что даёт представление о работе приёмника, но не обо всей системе в целом. В частности, в испытаниях подобного плана исключается антенная система РЛС.

Предлагаемый метод оценки характеристик РЛС можно отнести к полунатурному моделированию. В работе также рассматриваются вопросы планирования проведения испытаний предлагаемым методом.

Результаты исследования могут быть полезны, например, для измерения тактических характеристик первичных радиолокаторов управления воздушным движением (УВД): посадочных, обзорных и трассовых [4, 13, 35, 75]. На сегодняшний день в качестве основных средств УВД используются аэродромные и трассовые РЛС, которые предназначены для радиолокационного обзора воздушного пространства и выдачи информации о воздушной обстановке в целях обеспечения контроля за движением в зоне аэродромного и районного центров УВД. Жизненный цикл современной РЛС состоит из этапов, связанных с ее проектированием, изготовлением и эксплуатацией. Во время каждого этапа жизненного цикла необходимо решать задачи контроля, измерения характеристик и калибровки как отдельных блоков и узлов, так и станции в целом.

Указанные обстоятельства позволяют говорить о том, что имеет место несоответствие в практике между текущим уровнем развития технологий в области малогабаритных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), цифровой обработки и генерации сигналов и тем, что указанные технологии совокупно не используются при проведении испытаний наземных РЛС.

Цель диссертации повысить эффективность проведения испытаний за счет применения метода определения характеристик наземных РЛС с использованием тестовой системы на основе БПЛА.

Объектом исследования является приёмная система наземной активной импульсной РЛС.

Предмет исследования – метод испытания наземной активной импульсной РЛС с использованием тестовой системы на основе БПЛА.

Создание перспективных РЛС, в том числе и активных импульсных, невозможно без проведения исследований, направленных совершенствование методов их испытаний. Анализ рассматриваемой и смежных предметных областей показал, что методы испытаний РЛС и оценки их эффективности, ранее исследовались в ряде работ НИУ и ВУЗах Минобороны России, организациях промышленности АО «НПО «ЛЭМЗ», ОАО «Концерн «Вега», ПАО «Радиофизика» [39, 41, 71], а также различных исследованиях и диссертациях [1-

3, 5-7, 10-17, 26-29, 32-44, 56, 68-71, 82-86]. Среди которых можно отметить работы Я.Д. Ширмана, В.П. Бердышева, Ю.А. Гатчина, П.А. Бакулева, Н.П. Балабухи, М.С. Боброва, А.С. Бокова, Ю.П. Большакова, А.В. Богданова, С.Ф. Боева, В.С. Васильева, А.А. Дятко, В.Ф. Зюкина, С.П. Калениченко, А.И. Леонова, М.В. Максимова, А.А. Монакова, Л.Т. Перевезенцева, В.М. Свистова, М. Сколника, В.С. Вербь, А.С. Солонара, А.Н. Фомина, Н.М. Цейтлина, А.В. Черноусова, К.А. Мазлова, В.Ю. Кузьменкова, А.О. Могильникова и др. ученых.

Анализ этих исследований показывает, что:

1. Проведение натурных испытаний для оценки характеристик РЛС требует значительных затрат материальных и временных ресурсов.

2. Отсутствует научно-методический аппарат оценки характеристик наземных РЛС с использованием БПЛА с бортовым тестовым оборудованием.

3. Преднамеренные помехи на приёмник РЛС рассматриваются с точки зрения влияния на помехозащищенность как результат нежелательного влияния со стороны других работающих средств, либо по каким-то иным причинам.

4. Большинство методов оценки выполняются в лабораторных условиях для отдельного модуля РЛС, что не даёт полного представления о работе всей системы в целом.

Кроме этого в приведенных выше работах рассмотрены общие подходы к выполнению процедур измерения характеристик и параметров различных типов РЛС в процессе проведения их испытаний. При этом особое внимание уделялось системному подходу. Поэтому рассмотренные методы могут лишь ограниченно использованы для достижения цели диссертации.

Таким образом, анализ существующего научно-методического аппарата испытаний активных импульсных РЛС показывает, что ему присущи определенные недостатки и существует несоответствие в научном плане между необходимостью разработки метода испытания РЛС с использованием тестовой системы на основе БПЛА и несовершенством существующего научно-методического аппарата на основе традиционных методов для получения оценок

характеристик испытываемой наземной РЛС, используемых при проведении её испытаний

Несоответствия в науке и практике предопределили актуальность научной задачи – разработать метод испытания РЛС с использованием тестовой системы на основе БПЛА для получения оценки испытываемой характеристики на основе компьютерных методов обработки информации в условиях, приближенных к реальным, в интересах повышения эффективности проведения испытаний наземных РЛС при заданных ресурсных ограничениях.

В связи с этим существует необходимость разработки метода проведения испытаний для оценки функциональных характеристик РЛС с приемлемым расходом ресурсов для подготовки к приёмо-сдаточным испытаниям. В рамках исследования:

1. Рассматриваются наземные радиолокационные станции управления воздушным движением (РЛС УВД) с перспективой их развития до 2030 года.

2. Используется БПЛА вертолетного типа.

3. Выбранная позиция РЛС УВД однозначно обеспечивает приём отраженного сигнала, отражение от местных предметов не учитывается.

4. При оценке эффективности в качестве прототипа РЛС используется компьютерная модель наземной РЛС кругового обзора, характеристики которой основаны на характеристиках трассовой РЛС УВД кругового обзора «ЛИРА-1». Оценка эффективности будет выполняться с точки зрения затрачиваемых ресурсов. Планируется оценивать эффективность использования БПЛА в сравнении с самолётом при достижении тех же условий испытаний.

5. В качестве испытательного оборудования для подготовки к приёмо-сдаточным испытаниям предполагается использование БПЛА вертолётного типа, малогабаритного бортового программируемого векторного генератора сигналов, одноплатного компьютера.

В процессе решения общей научной задачи проведена её декомпозиция на следующие частные задачи:

1. Разработать методики проведения испытаний с использованием малогабаритного БПЛА и бортового тестового оборудования для получения оценок характеристик РЛС: дальности обнаружения, разрешающей способности по дальности.

2. Разработать программное обеспечение для моделирования процесса проведения испытаний на основе разработанных методик и получения численной оценки испытываемой характеристики в случае, когда определены параметры предлагаемой системы «РЛС–БПЛА–Объективный контроль».

3. Выполнить компьютерное моделирование процесса получения оценки испытываемой характеристики РЛС с использованием разработанных методик для предлагаемой системы «РЛС–БПЛА–Объективный контроль».

4. Выполнить оценку эффективности предлагаемой системы «РЛС–БПЛА–Объективный контроль» в сравнении с системой «РЛС–Самолёт–Объективный контроль».

В качестве методического аппарата исследования используются методы системного анализа: композиции и декомпозиции, макетирования, математического и компьютерного моделирования, разработки программного обеспечения и теории радиолокации.

На защиту выносятся:

1. Метод испытания РЛС с использованием тестовой системы на основе БПЛА для получения оценки испытываемой характеристики с использованием компьютерных методов обработки информации, включающий:

– методику оценки дальности обнаружения воздушных объектов с использованием: а) одной имитируемой цели с изменяющейся координатой дальности на фиксированных угловых координатах; б) с использованием нескольких имитируемых целей, распределенных на заданных дальностях, с фиксированными угловыми координатами в) нескольких имитируемых целей, распределенных на заданных дальностях, с изменяющимися угловыми координатами;

– методику оценки разрешающей способности по дальности для воздушных объектов с использованием: а) одной пары имитируемых целей на фиксированных угловых координатах с изменяющимся расстоянием между целями; б) с использованием нескольких пар имитируемых целей, распределенных на заданных дальностях, с фиксированными угловыми координатами и заданным расстоянием между целями; в) нескольких пар имитируемых целей, распределенных на заданных дальностях, с изменяющимися угловыми координатами и с заданным расстоянием между целями.

2. Программно-аппаратный отладочный макет, результаты компьютерного моделирования для системы «РЛС–БПЛА–Объективный контроль».

Научная новизна характеризуется следующими результатами:

1. Разработан новый метод испытания наземных РЛС, отличающийся от известных, использованием БПЛА и бортового тестового оборудования для получения оценки испытываемой характеристики на основе компьютерных методов обработки информации. Суть метода заключается в излучении тестовых сигналов, соответствующих условиям в которых предполагается функционирование РЛС, с борта БПЛА, с целью определения и подтверждения характеристик РЛС. Преимущества использования предлагаемого метода в том, что тестовые сигналы вводятся в систему РЛС через антенну, а не по тракту (кабелю). При приёме сигнала через антенну в принимаемом сигнале содержатся все искажения, присущие месту развертывания РЛС. Например, такие как: наличие переотражений от местных предметов, индустриальных шумов; помехи от других средств, работающих на смежных частотах, влияние погодных условий и другие внешние факторы, которые не присутствуют в лаборатории, но в какой-то степени присутствуют при работе РЛС.

2. Разработана методика оценки дальности обнаружения воздушных объектов, на основе использования имитируемых целей с различными характеристиками.

3. Разработана методика оценки разрешающей способности по дальности для воздушных объектов, на основе использования различных пар имитируемых целей с заданными характеристиками.

4. Проведено компьютерное моделирование для оценки эффективности системы «РЛС–БПЛА–Объективный контроль» в сравнении с системой «РЛС–Самолёт–Объективный контроль» на разработанном программно-аппаратном отладочном макете.

Новизна определяется разработанным новым методом испытания наземных РЛС с использованием БПЛА и бортового тестового оборудования для получения оценки испытываемой характеристики на основе компьютерных методов обработки информации.

Новизна результатов подтверждается 3 патентами РФ: на сигнально-помеховый комплекс, беспилотный летательный аппарат, устройство измерения параметров диаграммы направленности [66, 9, 78].

Обоснованность и достоверность полученных результатов, положений и выводов основаны на ясной физической интерпретации полученных результатов, использовании достоверных исходных данных, сходимости полученных теоретических результатов с данными имитационного моделирования, не противоречивости известным результатам, полученным другими авторами в рассматриваемых и смежных предметных областях.

Теоретическая значимость результатов состоит в дальнейшем развитии методов испытания наземных РЛС с использованием БПЛА.

Практическая значимость научных результатов состоит в возможности использования разработанного метода для решения актуальных практических задач, связанных с испытанием и калибровкой наземных РЛС. Предлагаемый метод эффективнее решает задачу проведения испытаний и калибровки наземной РЛС в условиях эксплуатации с точки зрения затрачиваемых ресурсов в сравнении с облётным методом. Практическая значимость результатов исследования подтверждается актом от предприятия АО «ВНИИРТ» о рекомендации использования предложенного метода в качестве технических

решений при проведении испытаний радиотехнического оборудования. В работе предложены методики для оценки дальности и разрешающей способности по дальности, реализованные с использованием разработанного программно-аппаратного макета. Также с использованием БПЛА и бортовой тестовой системы можно выполнять испытания для получения оценки других показателей. Например, параметров диаграммы направленности антенны РЛС, точности определения координат станцией.

Апробация. Научные результаты, полученные в диссертации, докладывались и обсуждались на следующих конференциях: I Всероссийская научно-практическая конференция «Беспилотная авиация: состояние и перспективы развития» (Воронеж, 5 марта 2019 года); XXXII Международная научная конференция «Математические методы в технике и технологиях-ММТТ-32» (Санкт-Петербург, 4 июня 2019 года); XXXIII Международная научная конференция «Математические методы в технике и технологиях-ММТТ-33» (14 – 18 сентября 2020 г. Казань); XXIV Московский международный Салон изобретений и инновационных технологий «Архимед» (Москва, 23 – 26 марта 2021 г); XII региональная специализированная выставка «Молодой изобретатель и рационализатор – 2021» («МИР–2021»), (Тверь, 11-12 мая 2021 г.); XXXIV Международная научная конференция «Математические методы в технике и технологиях-ММТТ-34» (1 – 4 июня 2021 г. Санкт-Петербург); Международный военно-технический форум «АРМИЯ-2021» (22-28 августа 2021 г. Москва).

Публикации. По материалам диссертации всего опубликовано 11 научных работ, из них: 2 публикации в изданиях, входящих в перечень ВАК [66,9,78]; 5 публикаций, приравняемых к публикациям в изданиях из списка ВАК (3 патента на изобретение и 2 свидетельства государственной регистрации программы для ЭВМ) [55, 56]; 4 публикации в других научных журналах и материалах конференций [31, 45, 46, 47].

Объем и структура диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и одиннадцати приложений. Список литературы содержит 107 наименований. Представленный материал изложен на 165

страницах машинописного текста, в том числе 158 страниц основного текста, содержит 60 рисунков и 43 таблицы.

Во введении сформулированы основные цели, задачи исследования, обосновывается актуальность, научная новизна и практическая значимость диссертации, приводятся положения, выносимые на защиту; краткий перечень публикаций, содержащих основные результаты диссертации; и список конференций и выставок, на которых апробировались результаты исследования. Кратко излагается содержание диссертации.

Первая глава «Анализ существующих методов проведения испытаний наземных РЛС и постановка научной задачи» содержит анализ существующей проблематики в вопросах испытания РЛС на заключительных этапах производства и эксплуатации. Приводится схема проведения испытаний с использованием тестовой системы на основе БПЛА, краткий анализ технической возможности и целесообразности использования предлагаемой системы. Приводится постановка научной задачи.

Во второй главе «Метод испытания РЛС с использованием тестовой системы на основе БПЛА» разрабатывается метод испытания РЛС с использованием тестовой системы на основе БПЛА, который в дальнейшем будет реализован в методиках оценки характеристик РЛС с использованием БПЛА. Для описания разрабатываемых методик определяются следующие составляющие: траектория полёта для БПЛА, траектории моделируемых целей; модель тестового сигнала, отсчёты которого зависят от координат носителя и координат точек траекторий моделируемых целей. Также были определены уравнения и неравенства, включающие в себя ограничения, существенные с точки зрения проведения испытаний. Ограничения содержат: характеристики используемого оборудования, носителя, известных характеристик РЛС и т.д. Решение уравнений с учётом ограничений используется для расчёта точек траектории носителя, моделируемых целей, определяющих вид тестового сигнала.

В третьей главе «Методики проведения испытаний с использованием тестовой системы на основе БПЛА» приводятся разработанные методики для

измерения дальности обнаружения и разрешающей способности по дальности. Каждая из методик оценки характеристики имеет 3 вариации:

а) методика оценки дальности обнаружения (разрешающей способности по дальности) с применением одной имитируемой цели (одной пары целей) на заданных угловых координатах;

б) методика оценки дальности обнаружения (разрешающей способности по дальности) с применением нескольких имитируемых целей (нескольких пар целей) на заданных угловых координатах;

в) методика оценки дальности обнаружения (разрешающей способности по дальности) с использованием нескольких имитируемых целей (пар целей) с изменением их угловых координат.

В четвертой главе описывается проведенный вычислительный эксперимент для оценки эффективности методики проведения испытаний в интересах получения оценки дальности обнаружения испытываемой наземной РЛС, с использованием нескольких имитируемых целей с изменением их угловых координат. Для автоматизации и упрощения процесса планирования разработана программа, решающая задачу планирования в соответствии с методиками из главы 3. Для выполнения моделирования в соответствии с получаемыми планами испытаний разработана программа для аппаратной части макета, решающая задачу расчёта требуемого тестового сигнала в соответствии с загружаемым планом испытаний. По данным, полученным в процессе моделирования, выполнена оценка характеристик программной модели РЛС. Приводятся результаты оценки эффективности предлагаемого метода с точки зрения затрачиваемых ресурсов в сравнении с натурным методом проведения испытаний.

В заключении приводятся основные результаты исследования и определяются дальнейшие направления развития.

В приложениях приведены акты о передаче и внедрении результатов исследований.

Глава 1. Анализ существующих методов проведения испытаний наземных РЛС и постановка научной задачи

1.1. Классификация и роль испытаний в производственном процессе.

В соответствии с ГОСТом «Стадии жизненного цикла изделий производственно-технического назначения» выделяются следующие этапы жизненного цикла продукции:

- обоснование разработки
- разработка ТЗ
- проведение ОКР
- производство и испытания
- модернизация
- использование (эксплуатация)
- ликвидация

В соответствии с тем же документом на стадии «производство и испытания» изготовитель должен подтвердить соответствие данной продукции требованиям ресурсосбережения, безопасности, охраны жизни, здоровья и окружающей среды. Результатом работ на стадии «производство и испытания» является оценка достигнутых показателей на соответствие их требованиям ТЗ и (или) контракту (договору) при приёмке работ на стадии с отражением результатов в актах приёмки работ.

Стадия «Разработка» и стадия «Производство» в общем случае предусматривают:

- разработку ТЗ на опытно-конструкторскую работу (ОКР);
- проведение ОКР, включающей разработку конструкторской (КД) и технологической (ТД) документации, изготовление опытных образцов, испытания опытных образцов, приёмку результатов ОКР;
- доработку рабочей КД опытного образца;

– постановку на производство, включающую подготовку производства, освоение производства (изготовление установочной серии, квалификационные испытания).

Достигнутые показатели, соответствие их требованиям ТЗ на ОКР (составную часть ОКР) оценивают при приёмке этапов и отражают в протоколах (актах) испытаний опытных образцов продукции и актах приёмки этапов ОКР и ОКР в целом.

В соответствии с пунктом 6.4 ГОСТа Р 15.301–2016 «Продукция производственно-технического назначения. Порядок разработки и постановки продукции на учёт» для подтверждения соответствия разработанной технической документации исходным требованиям и выбора лучшего решения изготавливают опытные образцы (опытные партии) продукции, если продукция предполагается к серийному изготовлению. Для несерийного производства также изготавливают головные образцы.

Для оценки и контроля качества результатов, полученных на определенных этапах ОКР (составной части ОКР), опытные образцы (опытную партию) продукции (головные образцы продукции) подвергают контрольным испытаниям по следующим категориям:

– предварительные испытания, проводимые с целью предварительной проверки и оценки степени соответствия опытного образца продукции требованиям ТЗ; определения окончательного объёма изменений КД и доработки конструкции, необходимых для обеспечения соответствия опытного образца продукции требованиям ТЗ, а также объёма повторных и/или дополнительных видов испытаний для их включения в программу приёмочных испытаний опытного образца;

– приёмочные испытания, проводимые с целью окончательной проверки и подтверждения соответствия опытного образца продукции требованиям ТЗ и принятия решения о готовности результатов ОКР к предъявлениям приёмочной комиссии для их приёмки.

В ГОСТе «16504-81 Испытания и контроль качества продукции» [18] приводится полная классификация испытаний. На рис. 1.1.1 – 1.1.4 приведена существующая классификация испытаний.

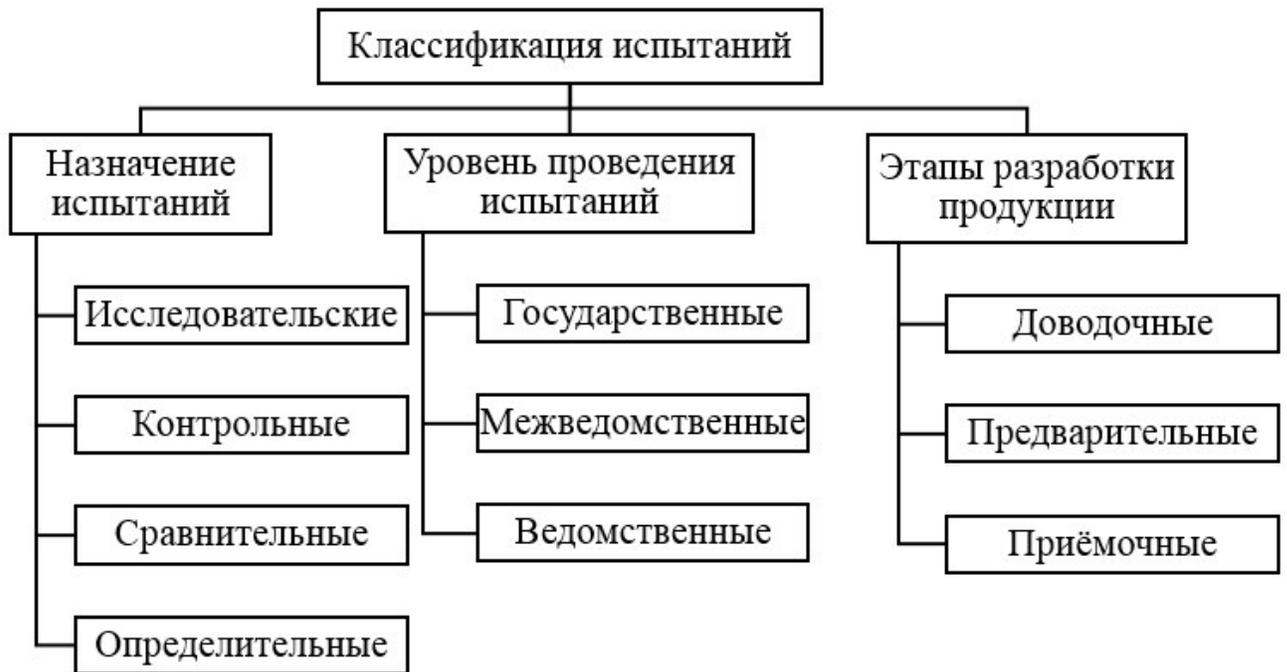


Рис. 1.1.1 – Классификация испытаний



Рис. 1.1.2 – Классификация испытаний (продолжение)



Рис. 1.1.3 – Классификация испытаний (продолжение)



Рис. 1.1.4 – Классификация испытаний (продолжение)

Применительно к РЛС при проведении испытаний решаются следующие основные задачи [40]:

1. Оценка конструктивно-схемных решений для выбора наилучшего по эксплуатационно-техническим и экономическим показателям варианта станции, обеспечивающего выполнение заданных требований.

2. Выявление ошибок, допущенных при проектировании, производственных дефектов и конструктивных отказов, и в соответствии с этим доработка аппаратуры для доведения её эксплуатационно-технических показателей до заданных значений.

3. Проверка соответствия характеристик, показателей, характеризующих реальные свойства и особенности испытываемой РЛС, заранее установленным нормам и требованиям (ГОСТ, техническим заданиям (ТЗ), техническим условиям (ТУ) и т.д.).

4. Выработка рекомендаций о возможности принятия станции в эксплуатацию или о начале серийного производства.

Правильный выбор этапов, методов и средств обеспечения испытаний, организация и непосредственное их проведение для современных РЛС представляет собой сложную задачу, поскольку невозможно оценить характеристики РЛС с помощью только натуральных испытаний. Это объясняется тем, что не всегда удаётся создать все необходимые условия натурального эксперимента, а их проведение требует больших затрат времени и средств.

При выборе этапов испытаний необходимо учитывать возможность проведения натуральных экспериментов, наличие испытательной и измерительной базы, а также средств обработки результатов испытаний.

Обычно вначале испытания проводятся в лабораторных условиях завода-изготовителя или предприятия-разработчика аппаратуры, чтобы проверить устойчивость аппаратуры к воздействию различных внешних факторов (климатических, механических, акустических, радиационных и т.п.), оценить работоспособность аппаратуры в условиях перегрузок, проверить соответствие реальных режимов работы станции расчётным, предварительно определить количественные показатели надёжности и т.д. При этом широко применяют специализированные стенды, на которых с максимально возможной точностью воспроизводят реальные условия эксплуатации отдельных устройств и систем станции и имитируют функционирование внешних устройств и входных воздействий, с которыми сопряжена испытываемая система.

Помимо указанных испытаний на заводах-изготовителях автономно испытывают отдельные устройства РЛС для проверки соответствий их характеристик заданным требованиям и готовности к испытаниям в составе станции.

Испытания станции в целом делятся на предварительные и государственные. Предварительные испытания предназначены для отработки и доводки всего комплекса аппаратуры станции, проверки функционирования её в нормальных и граничных условиях, а также для определения соответствия

характеристик станции заданным значениям и оценки возможности предъявления её на государственные испытания.

В процессе государственных испытаний, проверяют соответствие характеристик станции заданным требованиям при автономной работе и при работе в системе, в которую она входит, в условиях, максимально приближающихся к реальным условиям её функционирования. По результатам государственных испытаний принимают решение о возможности ввода РЛС в эксплуатацию и о начале серийного производства. Кроме того, проверяют полноту и эффективность выполненных доработок, оценивают эксплуатационные качества и ремонтпригодность аппаратуры, корректируют эксплуатационную документацию и вырабатывают рекомендации по составу специалистов для обслуживания станции.

При серийном производстве проводятся приёмосдаточные испытания, задачами которых являются: проверка качества изготовления аппаратуры и соответствия её техническим условиям; проверка эффективности проведенных доработок, направленных на устранение недостатков, которые были выявлены при государственных испытаниях; оценка надежности и работоспособности с учётом особенностей серийного производства.

Подготовка и проведение каждого этапа испытаний предусматривают: планирование и проведение испытаний, обработку и анализ результатов испытаний, выработку решений.

В результате планирования необходимо выяснить, что, когда и как делать. При этом решается вопрос о необходимых средствах обеспечения испытаний, их количестве, возможных сроках испытаний, а также предусматривается решение вопросов, связанных с распределением материальных, временных, финансовых и людских ресурсов.

Основным документом при проведении испытаний являются техническое задание, технические условия, программы и методики испытаний, описание объекта испытаний, порядок проведения и обеспечения испытаний, условия,

объём и методы испытаний, порядок обработки результатов испытаний, участников испытаний, форму и порядок отчётности.

Методика оценки той или иной характеристики в процессе испытаний определяет способ оценки, конкретные условия испытаний, число опытов, необходимые измерения, способ их регистрации и обработки для оценки искомого параметра (характеристик) по результатам непосредственных и косвенных измерений.

Сложность организации и проведения испытаний требует чёткой организации и планирования работ на каждом этапе испытаний. Разработанные планы должны содержать последовательность работ по выполнению программы испытаний и возможности средств обработки результатов испытаний.

1.2. Метод натурных испытаний

Рассмотрим на примере РЛС управления воздушным движением (УВД) существующие способы проведения испытаний. Управление воздушным движением производится с помощью средств радиотехнического обеспечения полётов (РТОП) [54, 67]. Радиотехническое обеспечение полетов воздушных судов и авиационная электросвязь предназначены для предоставления радиолокационной, радионавигационной информации и авиационной электросвязи пользователям воздушного пространства и организации обслуживания воздушного движения. В состав РТОП входят:

- обзорный радиолокатор трассовый (ОРЛ-Т), предназначенный для измерения координат воздушных судов во внеаэродромной зоне;
- обзорный радиолокатор аэродромный (ОРЛ-А), предназначенный для измерения координат воздушных судов в аэродромной зоне;
- вторичный радиолокатор (ВРЛ), предназначенный для обнаружения, измерения координат, запроса и приёма дополнительной информации от воздушных судов, оборудованных самолётными ответчиками;
- посадочный радиолокатор (ПРЛ), предназначенный для обнаружения, измерения координат на пред посадочной прямой;

– радиолокатор обзора лётного поля (РЛС ОЛП), предназначенный для обнаружения и наблюдения за воздушными судами, техническими средствами и другими объектами, находящимися на взлётно-посадочной полосе;

– автоматический радиопеленгатор (АРП), предназначенный для измерения пеленга на воздушное судно относительно места установки антенны радиопеленгатора.

Для успешного решения задач УВД необходимо, чтобы средства РТОП обеспечивали пункты УВД актуальной и достоверной информацией о воздушной обстановке в зоне управления воздушным движением [53]. На рис. 1.1.1 указаны требования к характеристикам первичных РЛС УВД, рекомендуемым международной организацией гражданской авиации ИКАО:

Типы первичных РЛС	Зона работы		Темп выдачи данных, с	Рабочая длина волны, см
	по дальности max/min, км	по высоте H_{\max} , км		
Трассовый радиолокатор	$\frac{360-400}{3}$	25–30	10–12	23
Аэродромный радиолокатор	$\frac{110-120}{0,07-0,9}$	8–10	4–6	~10
Радиолокатор обзора летного поля	$\frac{5-6}{0,1-0,15}$	0,6	1	~2
Метеорологический радиолокатор	$\frac{100 (360^*)}{1}$	25–30	Желательно электронное сканирование с переменным темпом	~5,5
Посадочный радиолокатор	$\frac{20-30}{1}$	3–5	1	~3

* Трассовый вариант.

Рис. 1.2.1 – Основные тактические требования к первичным радиолокаторам УВД, рекомендуемые ИКАО

Для обеспечения этих требований проводятся лётные проверки, и в случае необходимости устраняются недостатки [50]. Лётные проверки выполняются с использованием воздушных судов-лабораторий [53, 62, 63, 64].

В зависимости от задач лётные проверки наземных средств РТОП подразделяются на следующие виды:

– при вводе в эксплуатацию

- периодические
- специальные

Суть метода летных проверок заключается в использовании воздушного судна-лаборатории (СЛ) с необходимым измерительным оборудованием. Облёт осуществляется по заранее согласованному полётному заданию. По окончании испытаний проводится анализ всех собранных данных. По результатам анализа формируется заключение о результатах проведенных испытаний.

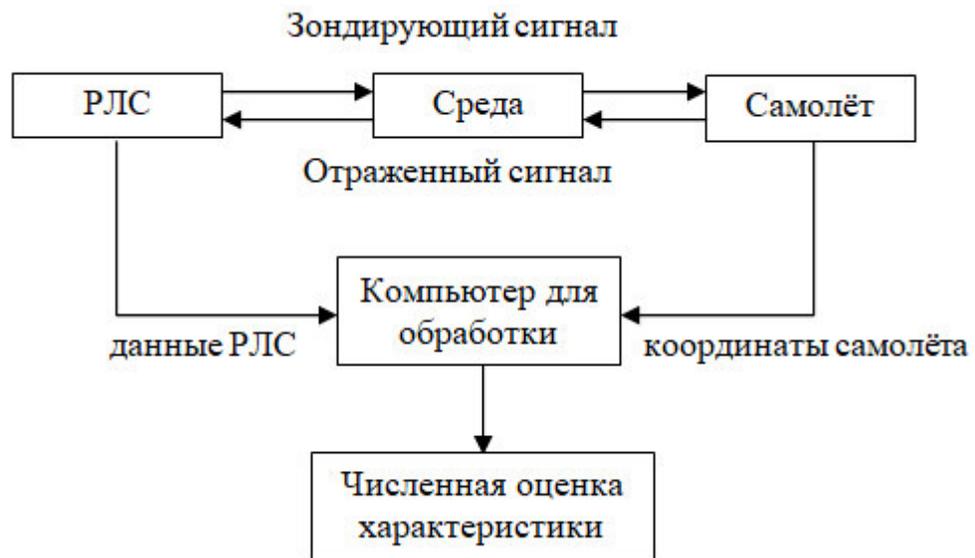


Рис. 1.2.2 – Схема проведения натурных испытаний методом облёта
Схема системы «РЛС–Самолёт–Объективный контроль»

В качестве примеров действующих самолётов-лабораторий можно привести воздушное судно Piaggio P.180 Avanti II (RA-01520), оснащённое автоматизированным комплексом летного контроля российского производства АСЛК-2005.

Например, из программы и методик для средств УВД, по результатам лётных проверок определяются следующие характеристики [57]:

- проверка общей работоспособности и выбор оптимального угла наклона антенны. Выбор оптимального угла наклона антенны РЛС осуществляется при выполнении горизонтального полета воздушного средства (ВС) на высотах (1000) ÷ (1500) м. (но не ниже безопасной) и 3200 ÷ 3800 м. в зависимости от зависимости от местных условий. Полеты выполняются в направлении "ОТ" РЛС

на максимальную дальность, до момента устойчивого пропадания отметки от воздушно средства (ВС) на экране индикатора РЛС, по одному из направлений в соответствии с инструкцией по производству полетов на данном аэродроме и "НА" РЛС с точным пролетом ВС над местом установки РЛС. На каждой высоте выполняется по два захода ВС при работе РЛС на основную и резервную антенны или первого и второго комплектов оборудования.

– Зона действия и вероятность правильного обнаружения РЛС определяются в два этапа. На первом этапе при использовании специально выделенного ВС или СЛ определяются потенциальные характеристики радиолокационного средства УВД, приведенные в эксплуатационной документации на проверяемый тип РЛС – зона действия (дальность действия) по первичному и вторичному каналам. На втором этапе по рейсовым ВС проводится более полный сбор информации для определения вероятностных характеристик РЛС и построения графика зоны действия (дальности действия) РЛС.

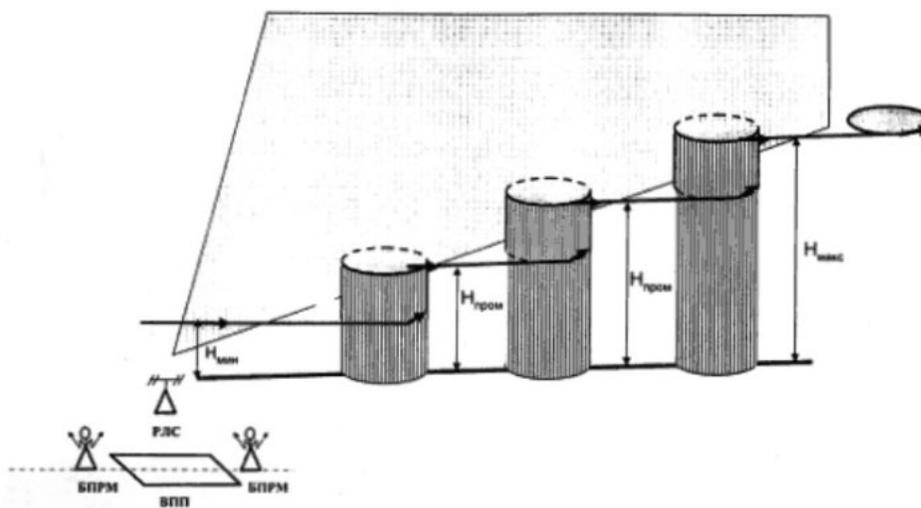


Рис. 1.2.3 – Схема маневрирования ВС при определении зоны действия РЛС

– Определение точностных характеристик. Точностные характеристики могут определяться тремя методами. Метод 1 – среднеквадратическая ошибка измерения координат ВС на экране индикатора РЛС с использованием СЛ, оборудованного спутниковой системой навигации (СНС), определяется при маневрировании СЛ по прямолинейным участкам воздушных трасс, максимально приближенным к радиальным. Метод 2 – выполняется серия сравнений координат

контрольного ориентира, определенных при помощи РЛС, с координатами объекта, определенными по отношению к месту установки РЛС при помощи топографического метода по крупномасштабной карте (масштаб 1:25000 и крупнее) или по каталогам. Пример схемы маневрирования ВС приведен на рис. 1.2.4.

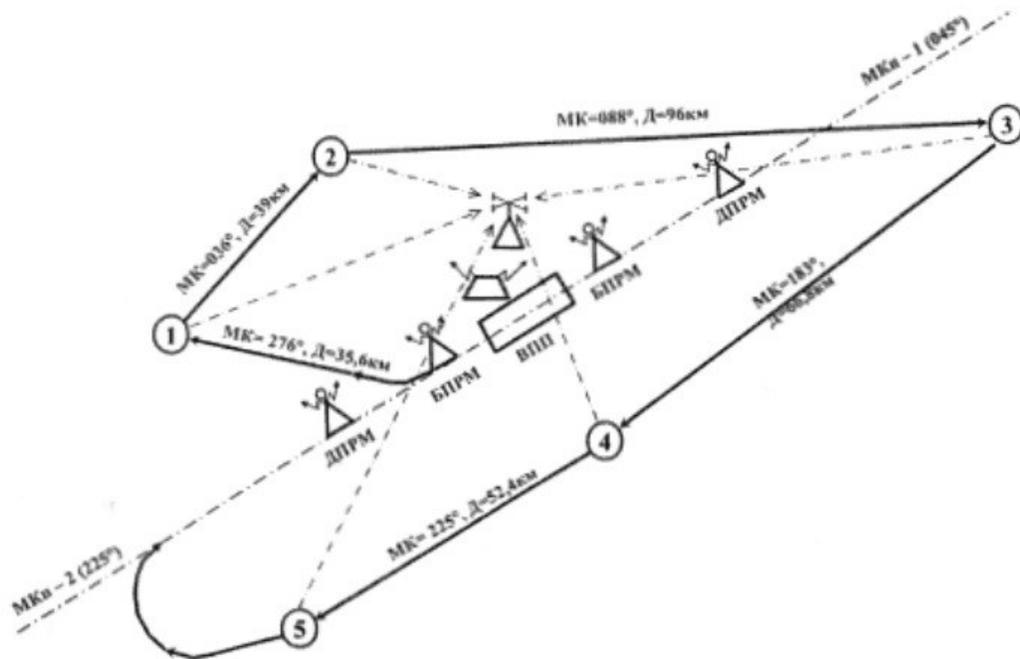


Рис. 1.2.4 – Пример схемы маневрирования ВС при полете над контрольными ориентирами (геодезическими знаками)

Метод 3 – среднеквадратическая ошибка измерения координат ВС, РЛС оснащенных аппаратурой первичной обработки информации (АПОИ), определяется методом сравнения координат отметок от ВС при маневрировании ВС по прямолинейным участкам воздушных трасс, максимально приближенным к радиальным. Из нескольких траекторий этих полетов, данные которых регистрируются по выходу РЛС, анализируются один-два полета ВС с ярко выраженными прямолинейными участками и по этим участкам определяется среднеквадратическая ошибка измерения координат ВС на экране индикатора для РЛС с цифровым выходом.

Основным недостатком натуральных испытаний является то, что для их проведения требуется значительное количество ресурсов.

1.3. Лабораторные испытания

Также при производстве локаторов выполняются лабораторные испытания отдельных блоков [32, 60, 88, 100]. В этом случае производятся замеры технических характеристик приёмника с помощью различного лабораторного оборудования. Измерения выполняются в соответствии с со схемой на рис. 1.3.1:

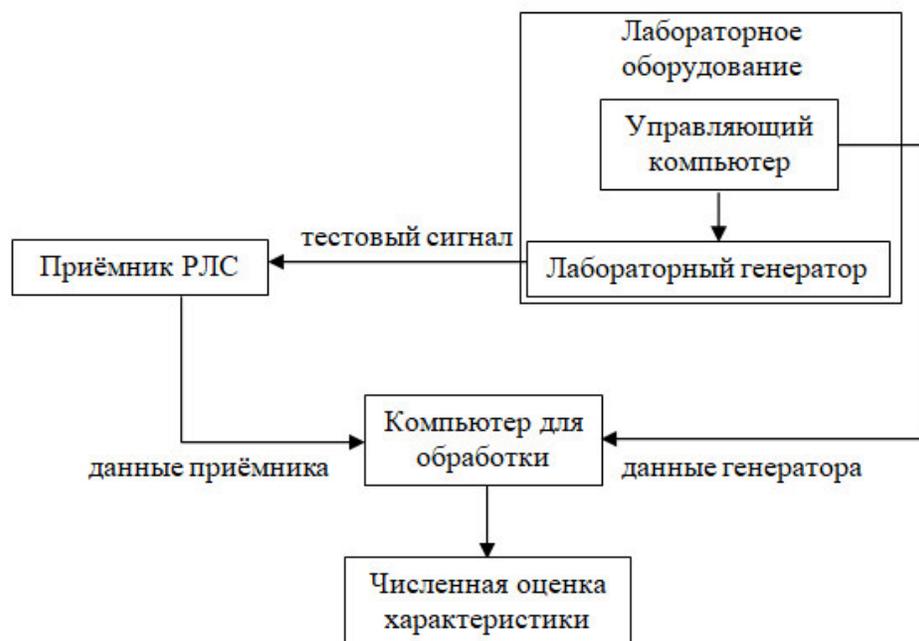


Рис. 1.3.1 – Схема системы «РЛС – Лабораторная установка – Объективный контроль»

Например, для контроля технических характеристик на этапе производства могут применяться векторные генераторы сигналов. Ниже приведены примеры таких генераторов:



Рис. 1.3.2 – Примеры векторных генераторов сигналов

Особенность таких генераторов – создание сигналов произвольной формы, в рамках возможностей оборудования. Подобные приборы применяются для

проведения испытаний в лабораторных условиях. Тестовые сигналы вводятся в приёмник РЛС по тракту, исключая антенную систему, и анализируется выходной сигнал, что даёт представление о качестве работы отдельного модуля. Также измерения могут проводиться на полигоне с использованием антенны и вышки с одного фиксированного направления.

Особенности реализации метода представлены в статьях [16, 41, 71]. Например, в статье [71] представлен четырехканальный комплекс моделирования и испытаний РЛС. В статье [16] рассмотрен способ формирования тестовых сигналов для испытания РЛС. В статье [41] предложено комплексное техническое решение для проведения испытаний бортовых РЛС, включающее имитатор отражённых сигналов. Все эти решения являются модернизацией метода лабораторных испытаний и созданы с целью минимизировать количество натурных испытаний. Также можно отметить, что подобным образом проводятся испытания бортового автопилота автомобилей. На рисунке представлена схема из статьи [97]:

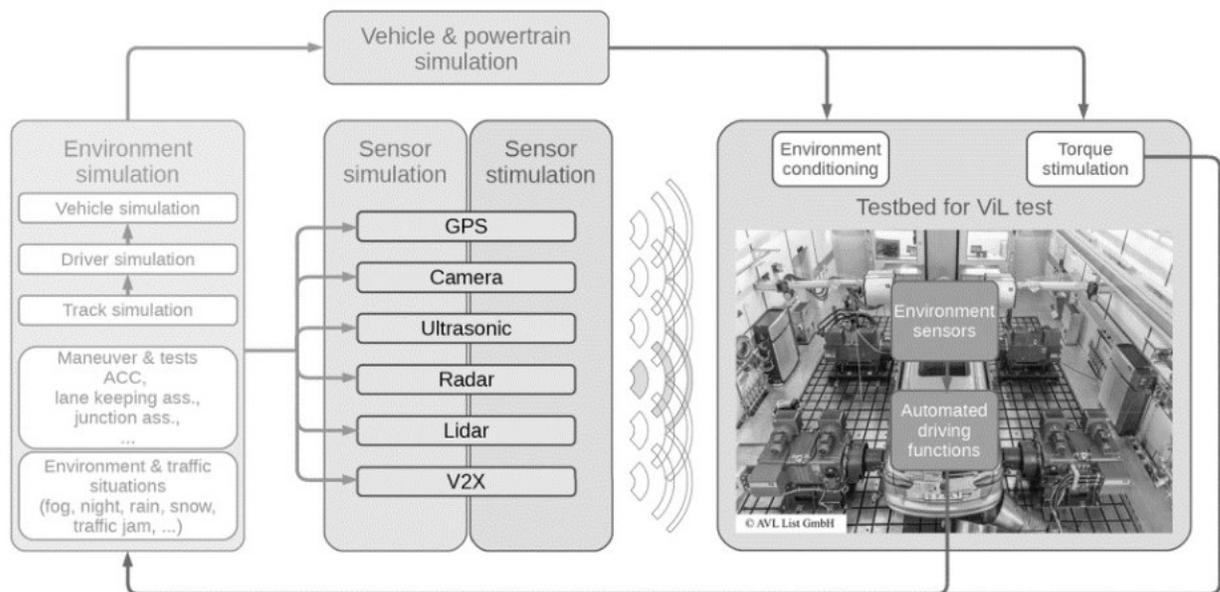


Рис. 1.3.4 – Тестовая камера с оборудованием для генерирования виртуальной среды для проверки функций автопилота автомобиля [97]

В данном случае тестовый сигнал содержит информацию об объектах виртуальной среды для выполнения отладки функций автопилота автомобиля. В

частности, тестовый сигнал для лидара содержит импульсы, время задержки которых изменяется в соответствии с соотношением:

$$\tau = \frac{2R}{c}, \quad (1.3.1)$$

где τ – время задержки импульсов в тестовом сигнале; R – дальность моделируемых объектов; c – скорость света.

Применительно к лабораторным испытаниям РЛС основным недостатком лабораторных методов является то, что тестируется отдельный модуль или группа модулей, а не вся система в целом.

1.4. Анализ существующих методов проведения испытаний наземных РЛС

Проанализируем существующие методы и научно-методический аппарат в рассматриваемой предметной области диссертации.

В предыдущих подразделах отмечалось, что основными традиционными методами испытаний РЛС является использование натуральных или полунатурных (лабораторных) средств испытаний объекта исследования.

При проведении натуральных испытаний используется реальная техника, например, самолёты или самолёты-лаборатории, оснащённые соответствующими средствами измерений. С использованием координат, фиксируемых оборудованием самолёта и оборудованием станции, определяются характеристики РЛС. Такие, например, как дальность обнаружения, точность измерения координат. Преимуществом такого метода является то, что характеристики РЛС определяются в реальных условиях функционирования с использованием реальных объектов, которые РЛС должна обнаруживать. Недостатком является значительное использование ресурсов: денежных, временных, трудовых, административных и прочих. Также большое внимание уделяется безопасности проведения таких работ. Например, для определения разрешающей способности по любой из координат, необходим облёт по траектории двумя самолётами на минимально возможном удалении друг от друга,

что крайне не безопасно. Поэтому некоторые характеристики очень сложно измерить при натурных испытаниях.

Также применяется метод лабораторных (полунатурных) испытаний. Лабораторные испытания могут быть крайне разнообразны по способу проведения. В конечном итоге при таких испытаниях какой-либо модуль РЛС подвергается определённому контролируемому воздействию каким-либо оборудованием. Например, к приёмнику РЛС по кабелю (тракту) подключается генератор тестовых сигналов, который формирует сигнал, соответствующий требуемым условиям испытаний. Преимущества данного метода в том, что он требует значительно меньше ресурсов при проведении испытаний. Однако в большинстве случаев проверяется какой-то отдельный модуль или группа модулей, а не вся система в целом. Например, при испытании приёмника может исключаться антенная система из-за её размеров. Либо при испытаниях на полигоне с использованием вышек с размещаемым оборудованием сигнал излучается с заданного фиксированного направления, что также является ограничением.

Развитие микропроцессорной техники, цифровой обработки и генерации сигналов открывает возможности по модернизации существующих методов и технических решений в рассматриваемой предметной области.

Например, в статье [71] как отмечалось ранее представлен четырехканальный комплекс моделирования и испытаний РЛС. С помощью этого комплекса предлагается воздействовать на приёмник РЛС тестовыми сигналами, соответствующими требуемым условиям испытаний. К ограничениям можно отнести то, что при испытаниях исключается антенная система РЛС, так как сигналы вводятся в приёмник по тракту.

В статье [16] предлагается модель расчёта радиофизической сцены, включающей в себя расчёт излучаемых эхо-сигналов, отражений от земной поверхности и других объектов. К ограничениям можно отнести то, что при работе РЛС могут возникать множество факторов, которые сложно учесть в

рамках одной модели. К тому же учёт каждого дополнительного фактора усложняет модель, что требует больших вычислительных мощностей.

Дополнительно развитие технологий в области БПЛА способствует модернизации существующих методов проведения испытаний наземных РЛС. В статье [39] описывается способ оценивания характеристик РЛС с использованием эталонного отражателя из сетчатой сферы внутри которой расположен БПЛА. Носитель внутри такой сферы имитирует наличие цели с заданной ЭПР на требуемых координатах, которые могут изменяться в процессе проведения испытаний. Преимущества применения такого метода в том, что снижаются материальные затраты и временные затраты за счёт уменьшения числа лётных экспериментов с привлечением авиации. К ограничениям можно отнести то, что координаты имитируемой цели полностью привязаны к положению носителя без возможности их изменения без перемещения носителя.

Также БПЛА применяются и в других областях. Например, в сельскохозяйственных операциях при проведении геодезических работ. В статье [61] рассматривается вопрос взаимодействия БПЛА с наземной роботизированной платформой при транспортировке ресурсов. В другой статье [37] предлагается методика мониторинга изменения берегов водохранилищ с использованием БПЛА.

Исходя из вышесказанного, исследования, направленные на использование беспилотных летательных аппаратов в задаче испытания наземных РЛС к настоящему времени практически не проработаны и имеют высокую практическую и научную значимость.

Создание перспективных РЛС невозможно без проведения исследований, направленных на разработку новых методов проведения их испытаний и оценки эффективности.

Анализ рассматриваемой и смежных предметных областей показал, что методы испытаний РЛС и систем различных типов и оценки их эффективности, ранее исследовались в ряде работ АО «НПО «ЛЭМЗ» [39], ОАО «Концерн «Вега» [41], ПАО «Радиофизика» [71]. В данных работах рассмотрены общие вопросы

проведения испытаний. Особое внимание при этом уделялось системному подходу, основные принципы которого сводятся к следующему. Каждая система рассматривается как часть более общей системы (надсистемы), характеристики средств системы определяются требованиями, предъявляемыми к системе, при построении средств системы должно учитываться взаимодействие их с другими средствами. При использовании системного подхода на первый план выходят изучение обстановки, в которой будут работать средства системы, исследование задач, стоящих перед ними, обеспечение взаимодействия. На основе этого формируются требования, которым должны удовлетворять средства системы.

Поэтому рассмотренные методы могут быть лишь ограниченно использованы для достижения цели диссертации.

1.5. Схема проведения испытаний с использованием БПЛА

В связи с достижением необходимого уровня развития технологий в области БПЛА, микропроцессорной техники, цифровой обработки и генерации сигналов, а также необходимостью модернизации методов проведения испытаний наземных РЛС предлагается метод испытания РЛС с использованием тестовой системы на основе БПЛА, представленный схемой на рис. 1.5.1.

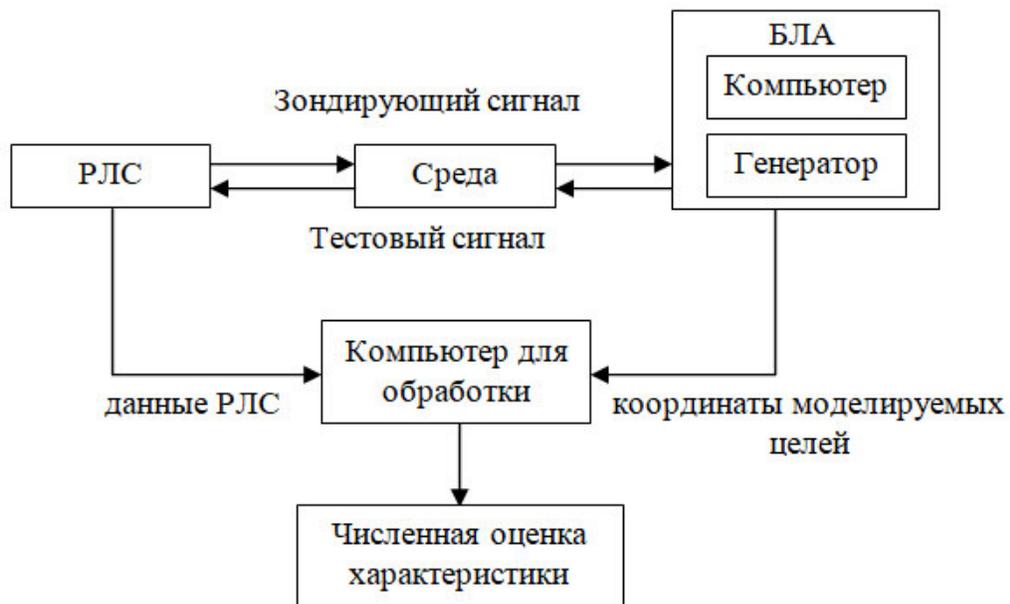


Рис. 1.5.1 – Схема проведения испытаний предлагаемым методом. Схема «РЛС–БПЛА–Объективный контроль»

Суть метода заключается в излучении тестовых сигналов, соответствующих условиям, в которых предполагается функционирование РЛС, с борта БПЛА с целью определения и подтверждения характеристик РЛС. Здесь в первую очередь имеются в виду характеристики, определяющие функциональные возможности радара. Например, максимальная дальность обнаружения целей, разрешающая способность по азимуту, углу места, дальности обнаруживаемых целей, точность определения координат и другие.

Преимущества использования предлагаемого метода в том, что тестовые сигналы вводятся в систему РЛС через антенну, а не по тракту (кабелю). При приёме сигнала через антенну в принимаемом сигнале содержатся все искажения присущие месту развертывания радара. Например, переотражения от местных предметов, промышленные шумы, помехи от других средств, работающих на смежных частотах, влияние погодных условий и других внешних факторов, которые не присутствуют в лаборатории, но в какой-то степени присутствуют при работе РЛС. Оценка перечисленных факторов при компьютерном моделировании возможна, но в упрощённом виде в силу сложности аналитического представления этих факторов. Дополнительно, при использовании БПЛА можно изменять координаты источника тестового сигнала во время испытаний.

Ключевые технологии, которые необходимы при реализации представленного метода: конструкция и комплектующие БПЛА; устройство и алгоритм автопилотирования для БПЛА; технология программно-определяемого радио (SDR); технология квадратурной модуляции (QPSK). Кратко рассмотрим каждую из них.

На рынке присутствуют различные конструкции коптеров, обеспечивающих высокую грузоподъемность и время полёта, например, Matrice 300 RTK и Matrice 600 Pro со следующими характеристиками, представленными в табл. 1.2.2 [80, 81].



Matrice 300 RTK



DJI Matrice 600 PRO

Рис. 1.5.2 – Пример промышленных БПЛА

Табл. 1.5.1 – Характеристики БПЛА

Модель	Matrice 300 RTK	DJI Matrice 600 PRO
Максимальное время полёта	55 минут	18 минут
Максимальная полезная нагрузка	2,7 кг	5,5 кг
Максимальная скорость	17 м/с	17 м/с
Максимальная скорость взлёта/посадки	5 м/с	3 м/с
Точность позиционирования	1,5 м	1,5 м
Цена	900 000 руб.	600 000 руб.

Один из стандартных вариантов использования БПЛА следующий:

- составить полётное задание для БПЛА;
- загрузить полётное задание в полётный контроллер (устройство автопилотирования);
- запуск программы автопилотирования с использованием пульта либо приложения через канал телеметрии.

Существует несколько производителей полётных контроллеров. Например, [51, 103] MultiWii, ArduPilot, PixHawk, Rabbit, DJI, Open Pilot и др. К полётному контроллеру подключаются датчики, такие как GPS приёмник, барометр, магнитометр и другие, по информации от которых осуществляется стабилизация положения и полёт в автоматическом режиме. Сам полётный контроллер программировать не нужно. Чтобы начать его использовать, необходимо выполнить калибровку под раму, двигатели и используемую периферию.



полётный контроллер DJI



полётный контроллер Pixhawk

Рис. 1.5.3 – Пример моделей полётных контроллеров с датчиками в комплекте

Построение полётного задания выполняется с использованием приложения, которое может работать с выбранным полётным контроллером.

Есть 2 варианта для построения траектории: вручную или из имеющихся шаблонов. Результат сохраняется в файл, который затем можно повторно использовать. Спланированное полётное задание загружается в полётный контроллер для осуществления полёта с использованием встроенного алгоритма автопилотирования.

Технология квадратурной модуляции (QAM). Квадратурная модуляция – разновидность амплитудной модуляции сигнала, которая представляет собой сумму двух несущих колебаний одной частоты, но сдвинутых по фазе относительно друг друга на 90° . Каждый из двух сигналов промодулирован по амплитуде своим модулирующим сигналом [105]:

$$S(t) = I(t) \cos(2\pi f_0 t) + Q(t) \sin(2\pi f_0 t), \quad (1.5.1)$$

где $I(t)$, $Q(t)$ – модулирующие сигналы, f_0 – несущая частота.

На рис.1.5.6 представлена типичная схема использования квадратурного модулятора:

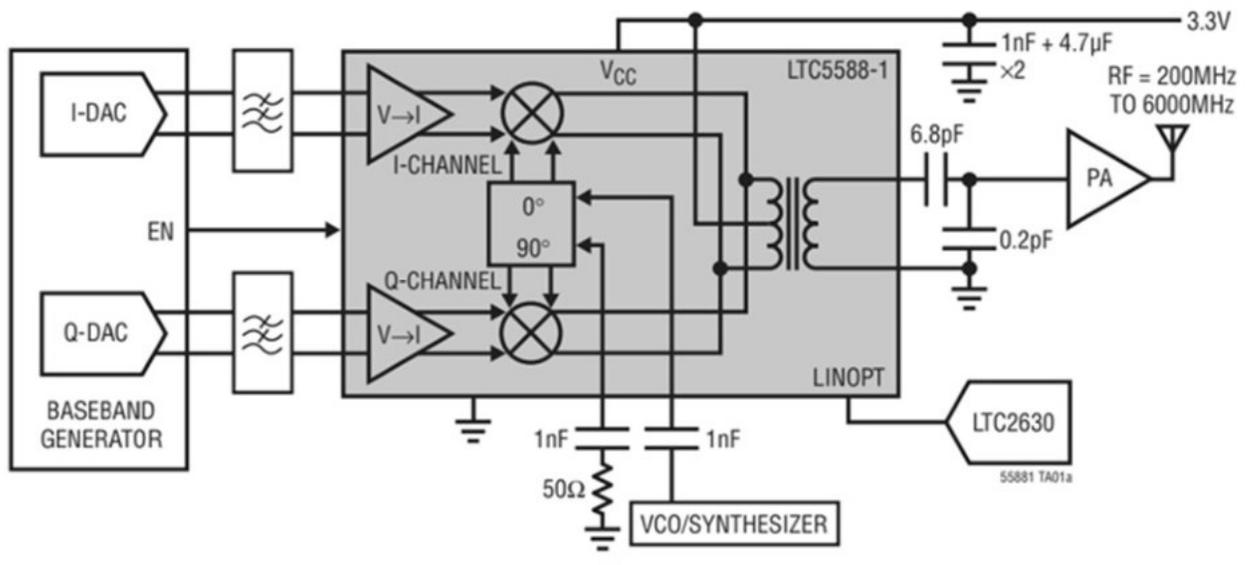


Рис. 1.5.4 – Типичная схема устройства (векторного генератора) на основе квадратурного модулятора LTC5588-1 (из документации к микросхеме [101])

На схеме присутствуют: квадратурный модулятор, осуществляющий преобразование в соответствии с соотношением; микросхемы ЦАП, осуществляющие цифроаналоговое преобразование модулирующих сигналов I , Q . На схеме это не указано, но для полноценной работы такого генератора необходимо формировать модулирующие сигналы внешним вычислителем. Это может быть процессор, микроконтроллер, программируемая логическая интегральная схема (ПЛИС) или какой-либо другой вычислитель. Как видно из схемы, такой генератор может генерировать сигналы на частотах от 200 МГц до 6 ГГц. В выражении (1.5.1) это означает, что есть возможность изменять частоту несущей. Преимущество квадратурной модуляции заключается в том, что можно формировать любые сигналы, изменяя модулирующие сигналы I , Q . Такой генератор/приёмник в составе с вычислителем и программным обеспечением для вычисления/обработки цифрового представления сигналов модулирующих сигналов I , Q получила название программно-определяемой радио системы (ПОР) в английской литературе: software-defined radio (SDR) [93].

Технология программно-определяемого радио (SDR). Система SDR (ПОР) – радиопередатчик и/или радиоприёмник, использующий технологию, позволяющую с помощью программного обеспечения устанавливать или

изменять рабочие радиочастотные параметры, включая, в частности, диапазон частот, тип модуляции или выходную мощность, за исключением изменения рабочих параметров, используемых в ходе обычной предварительно определённой работы с предварительными установками радиоустройства, согласно той или иной спецификации или системы. С использованием похожих систем ПОР на сегодняшний день проводят диагностику автомобильных радаров, GNSS приёмников и других систем [89, 91, 92, 94, 95, 96, 98, 102, 107].

Предварительно можно рассчитать приблизительную стоимость оборудования для проведения испытаний.

Табл. 1.5.2 – Приблизительная стоимость оборудования для проведения испытаний

Наименование	Стоимость	Количество
БПЛА	1 000 000 руб.	1
Генератор	300 000 руб.	1
Вычислитель	100 000 руб.	1
Датчики позиционирования	30 000 руб.	1
Комплект аккумуляторов	20 000 руб.	3
Прочие расходы	50 000 руб.	-
Итого	1 540 000 руб.	

Основную стоимость будет формировать БПЛА и генератор с вычислителем. Обычно комплексы лётных проверок выполняются на базе самолётов. Например, система лётного контроля AD-AFIS-112 размещена на базе самолёта Beechcraft King Air 350i, Piaggio Avanti II [62,63,64] в табл. 1.4.3 представлена их стоимость.

Табл. 1.5.3 – Стоимость самолётов

Наименование	Цена
Beechcraft King Air 350i	4 000 000 \$
Piaggio Avanti II	7 000 000 \$

При оценке экономической эффективности использования будем считать то, что состав рабочей группы что при использовании самолёта, что при использовании БПЛА тот же: пилот и инженер-измеритель (оператор системы лётной проверки/ формирователя целевой обстановки). Поэтому при учёте часа полёта будет считать, что расходы на труд исполнителей в обоих случаях

одинаковы (несмотря на то, что управлять реальным самолётом в разы сложнее, чем небольшим беспилотником).

В табл. 1.5.4. представлен расход топлива [62,63,64] для самолётов из табл. 1.4.3.

Табл. 1.5.4 – Расход топлива самолётами

Наименование	Расход литров топлива за час	Стоимость топлива за час работы (по 30 руб. за литр)
Beechcraft King Air 350i	300 л/час	9 000 руб./час
Piaggio Avanti II	370 л/час	11 100 руб./час

Табл. 1.5.5 – Расход энергии БПЛА

Наименование	Расход энергии за час	Стоимость энергии за час работы (по 4,5 руб. за кВт/ч)
БПЛА	1,6 кВт/ч	7,2 руб./час

Разница стоимости как самого комплекта, так и стоимость использования значительно отличаются, поэтому как минимум экономическая выгода очевидна.

К тому же использовать БПЛА значительно проще, чем самолёт. Дополнительно с помощью одно БПЛА и бортового оборудования можно имитировать наличие нескольких целей для приёмника РЛС. В случае с натурными испытаниями количество целей определяется количеством используемой техники. Подразумевается, что предлагаемый метод не станет полной заменой натурных испытаний, а дополнительным методом отладки алгоритмов функционирования РЛС и подготовки к натурным испытаниям.

1.6. Постановка научной задачи

В формализованном виде научная задача сформулирована следующим образом: разработать метод испытания активных наземных импульсных РЛС ($x_{рлс}$) с использованием БПЛА и бортового тестового оборудования ($x_{уст}$) для получения оценки испытываемой характеристики (x) на основе компьютерных методов обработки информации в условиях функционирования ($x_{усл}$), приближенных к реальным, в интересах повышения эффективности (η) проведения испытаний данных РЛС при заданных ресурсных ограничениях ($R_{дост}$):

$$x_{\text{усл}}^* = \underset{x_{\text{уст}} \in \Omega_{x_{\text{уст}}}}{\operatorname{argmax}} \eta(x, x_{\text{рлс}}, x_{\text{уст}}, x_{\text{усл}}); \quad (1.6.1)$$

при ограничении используемых ресурсов $\rightarrow R_{\text{исп}} \leq R_{\text{дост}}$,

где x – вектор оценки испытываемой характеристики РЛС; $x_{\text{рлс}}$ – вектор характеристик РЛС; $x_{\text{уст}}$ – вектор характеристик используемого оборудования и БПЛА; $x_{\text{усл}}$ – вектор условий испытаний; $R_{\text{исп}}$ – используемые ресурсы; $R_{\text{дост}}$ – доступные ресурсы; $\Omega_{x_{\text{усл}}}$ – множество возможных условий испытаний; η – эффективность проведения испытаний; $x_{\text{усл}}^*$ – вектор условий проведения испытаний, при которых достигается максимальная эффективность.

1.7. Выводы по главе

1. Анализ существующих в предметной области методов показал их несовершенство для решения задачи оценки характеристик наземных РЛС, что определено следующими недостатками: метод натуральных испытаний с использованием самолётов-лабораторий даёт наиболее достоверную информацию о функционировании РЛС, но наиболее затратный по ресурсам; метод лабораторных испытаний требует меньше затрат на их проведение, но при таком подходе проверяется отдельный модуль, а не вся система в целом. Также в лабораторных условиях сложно воспроизвести все многообразие факторов, присутствующих в точке развертывания РЛС. Для этого нужно иметь сложные модели и значительный вычислительный ресурс.

2. Исходя из недостатков существующих методов, предлагается метод испытания наземных РЛС с использованием тестовой системы на основе БПЛА. Для проведения испытаний на борт БПЛА монтируется вспомогательное оборудование, включающее генератор, схему синхронизации с генератором РЛС и вычислитель для расчёта цифровых выборок тестового сигнала, соответствующего требуемому воздействию на станцию. Сигналы вводятся через приёмный тракт РЛС со всеми искажениями и влиянием внешних факторов, присутствующими в точке развертывания, которые было бы слишком сложно учесть в расчётах при использовании компьютерных моделей.

3. Актуальность диссертационного исследования, заключающегося в разработке метода испытания наземных РЛС с использованием тестовой системы на основе БПЛА, определяется:

– Существующей необходимостью оценки характеристик наземных РЛС при проведении пуско-наладочных работ во время подготовки к приёмосдаточным испытаниям.

– Недостаточной эффективностью существующих методов. Например, из-за значительных затрат ресурсов (трудовых, денежных, временных, административных) испытания с применением самолётов проводятся минимально возможное количество раз, хоть и дают наиболее достоверную информацию. А лабораторные испытания требуют меньше затрат ресурсов, но не дают информации о функционировании всей системы;

– За последние двадцать лет технологии в области БПЛА и цифровой генерации сигналов развились до уровня достаточного для их применения в данной предметной области с целью более эффективного решения задачи проведения испытаний наземных РЛС.

4. Рассмотренные выше положения определили цель и научную задачу диссертационного исследования. Целью диссертационного исследования является повысить эффективность проведения испытаний за счет применения метода определения характеристик наземных РЛС с использованием тестовой системы на основе БПЛА. Для достижения указанной цели в работе решается актуальная научная задача – разработать метод испытания наземных РЛС с использованием тестовой системы на основе БПЛА для получения оценки испытываемой характеристики на основе компьютерных методов обработки информации в условиях, приближенных к реальным, в интересах повышения эффективности проведения испытаний наземных РЛС при заданных ресурсных ограничениях.

Глава 2. Метод испытания РЛС с использованием тестовой системы на основе БПЛА

Предварительно известно, что при планировании испытаний необходимо будет решать следующие задачи:

1. Пересчёт координат из различных систем. На текущем этапе исследований известно, что планирование полётного задания для носителя будет выполняться в географических координатах, а координаты цели задаются в сферических. Таким образом, возникает задача прямого и обратного пересчёта из этих двух координатных систем.

2. Задача определения условий испытаний. Необходимо определиться с перечнем факторов, которые будут влиять на проведение испытаний.

3. При планировании испытаний полезно будет представлять, каким может быть ожидаемый результат, поэтому необходимо установить вид зависимостей между моделируемыми целями и используемым оборудованием.

4. Следующая задача, вытекающая из двух предыдущих, определение условий, при которых вообще возможно проведение испытаний.

2.1. Используемые системы координат

Предполагается, что координаты станции, точки взлёта/посадки для носителя будут заданы в геодезических координатах (широта, долгота, высота); требуемые координаты имитируемой цели будут определяться в сферических координатах относительно положения станции. На основе координат имитируемой цели будут вычисляться координаты точки траектории для носителя сначала в сферических или топоцентрических прямоугольных координатах, которые затем пересчитываются в геодезические координаты через вспомогательную геоцентрическую прямоугольную систему координат. Будут использоваться следующие цепочки преобразований при решении следующих задач:

1. Расчёт координат имитируемых целей:

Сферическая система координат (ССК) → Топоцентрическая система координат (ТПЦСК) → Геоцентрическая система координат (ГЦПСК) → Геодезическая система координат (ГДСК)

2. Расчёт координат полётного задания для носителя по координатам имитируемой цели

ССК → ТПЦСК → ГЦПСК → ГДСК

3. Изменение координат имитируемой цели (переконфигурирования генератора) в процессе движения по данным датчиков положения (GPS и барометрического высотомера) и планируемых координат имитируемой цели

ГДСК → ГЦПСК → ТПЦСК → ССК

На рис. 2.1.1 представлены используемые системы координат.

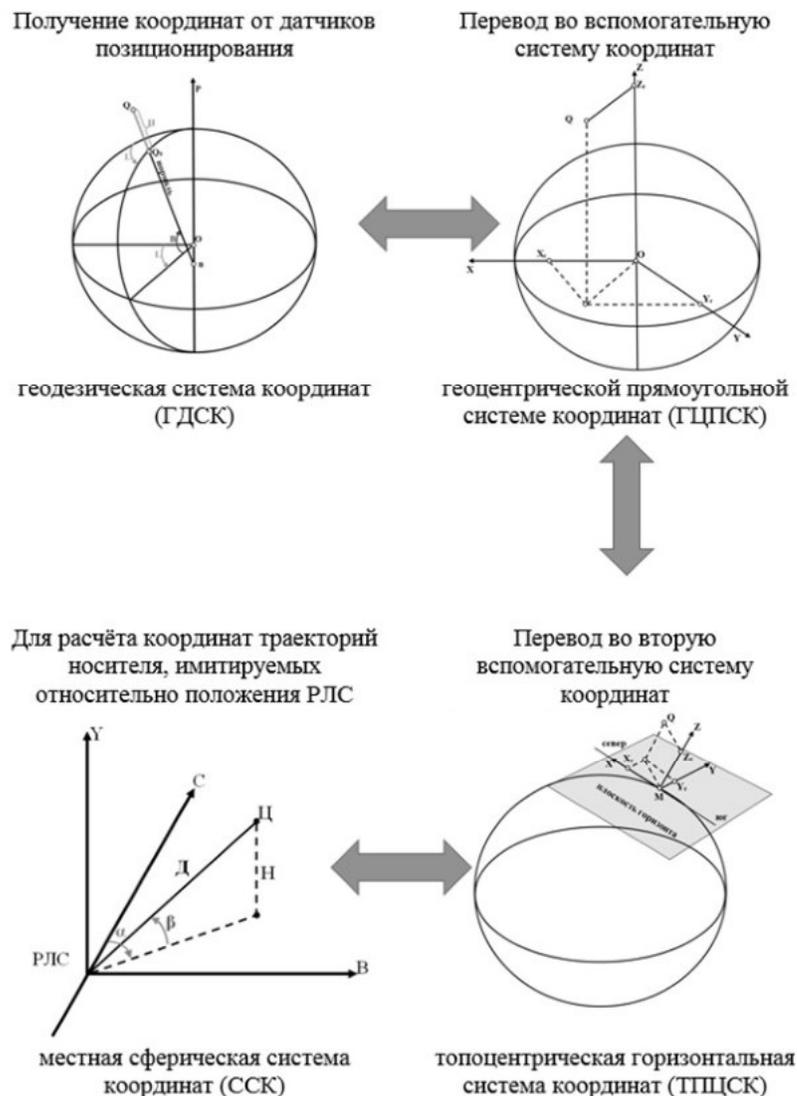


Рис. 2.1.1 – Используемые системы координат

Геодезическая система координат [19,21,23]. Координаты точки Q на рис. 2.1.1 определяются тремя координатами: геодезической широтой B , геодезической долготой L , геодезической высотой H .

Геодезическая широта B – острый угол, составленный плоскостью экватора и нормалью к поверхности эллипсоида, проходящей через заданную точку Q .

Геодезическая долгота L – это двугранный угол, составленный плоскостью начального геодезического меридиана и плоскостью геодезического меридиана, проходящего через заданную точку.

Геодезическая высота H – отрезок QQ_0 нормали Qn от эллипсоида до точки Q .

Геоцентрическая прямоугольная система координат [19,21,23]. На рис. 2.1.1 проиллюстрировано как определяются координаты точки Q в геоцентрической прямоугольной системе координат.

Координаты (X_g, Y_g, Z_g) точки Q определяются относительно центра масс Земли, направления осей связано с полюсом Земли, экватора и меридиана Гринвича. Ось аппликат OZ направлена по оси вращения Земли, ось абсцисс OX совпадает с линией пересечения земного экватора с плоскостью гринвичского меридиана, ось OY дополняет систему до правой.

Топоцентрическая система координат.

Топоцентрическая система координат – это система, начало которой находится в какой-либо точке M поверхности Земли [19,21,23].

В топоцентрической горизонтальной системе координат ось Z совмещена с отвесной линией или нормалью к поверхности эллипсоида, а оси X и Y расположены в горизонтальной плоскости. При этом ось X лежит в плоскости астрономического или геодезического меридиана и направлена на север, а ось Y на восток. Координаты (X_t, Y_t, Z_t) точки Q определены относительно точки M .

Сферическая система координат [5]. На рис. 2.1.1 в сферической системе координат обозначены следующие элементы: C – направление на север; B – направление на восток; H – высота; D – наклонная дальность; PJC – начало

координат, совпадающее с расположением РЛС; α – азимут цели; β – угол места цели; ζ – положение цели.

Положение цели (ζ) определяется 3 координатами (D, α, β). Азимут цели α – угол между вертикальной плоскостью, проходящей через цель, и исходным направлением отсчёта. В качестве направления отсчёта будет использоваться направление на север. Угол места цели β – угол между направлением на цель и его проекцией на горизонтальную плоскость. Наклонная дальность D – расстояние по прямой от РЛС до цели.

Пересчёт из ТПЦСК в ГЦПСК. Для пересчёта ТПЦСК (X_T, Y_T, Z_T) → ГЦПСК (X_G, Y_G, Z_G) необходимо иметь следующие исходные данные: координаты точки траектории в ТПЦСК (X_T, Y_T, Z_T); координаты опорного пункта (РЛС) в ГДСК широту, долготу в радианах и высоту в метрах ($B_{рлс}, L_{рлс}, H_{рлс}$) [19,21,23,34,52,72,73]:

$$N_0 = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(B_{рлс})}}; \quad (2.1.1)$$

$$X = \left[(Z_T + N_0 + H_{рлс}) \cos(B_{рлс}) - X_T \sin(B_{рлс}) \right] \cos(L_{рлс}) - Y_T \sin(L_{рлс}); \quad (2.1.2)$$

$$Y = \left[(Z_T + N_0 + H_{рлс}) \cos(B_{рлс}) - X_T \sin(B_{рлс}) \right] \sin(L_{рлс}) - Y_T \cos(L_{рлс}); \quad (2.1.3)$$

$$Z = \left[(Z_T + N_0 + H_{рлс}) \sin(B_{рлс}) + X_T \cos(B_{рлс}) \right] - e^2 N_0 \sin(B_{рлс}). \quad (2.1.4)$$

Пересчёт из ГЦПСК в ГДСК. Для пересчёта ГЦПСК (X_G, Y_G, Z_G) в ГДСК (B, L, H) необходимо иметь следующие данные: координаты точки траектории в ГЦПСК (X_G, Y_G, Z_G), тогда расчёт координат (B, L, H) выполняется в соответствии со следующим алгоритмом [19,21,23,34,52,72,73]:

$$D = \sqrt{X_G^2 + Y_G^2}; \quad (2.1.5)$$

1) Если $D = 0$, то

$$B = \frac{\pi Z_G}{2|Z_G|}; L = 0; \quad (2.1.6)$$

$$H = Z_r \sin(B) - a\sqrt{1 - e^2 \sin^2(B)}; \quad (2.1.7)$$

2) Если $D \neq 0$, то при

$$\left. \begin{array}{l} Y_r < 0, X_r > 0 \quad L = 2\pi - L_a, \\ Y_r < 0, X_r < 0 \quad L = \pi + L_a, \\ Y_r > 0, X_r < 0 \quad L = \pi - L_a, \\ Y_r > 0, X_r > 0 \quad L = L_a, \\ Y_r = 0, X_r > 0 \quad L = 0, \\ Y_r = 0, X_r < 0 \quad L = \pi. \end{array} \right\}; \quad (2.1.8)$$

$$L_a = \left| \arcsin\left(\frac{Y_r}{D}\right) \right|; \quad (2.1.9)$$

2.1) Если $Z_r = 0$

$$B = 0; H = D - a; \quad (2.1.10)$$

2.2) Если $Z_r \neq 0$, то широту B вычисляется численно по следующей процедуре [4]:

– вычисление вспомогательных величин r , c , p по формулам

$$r = \sqrt{X_r^2 + Y_r^2 + Z_r^2}; \quad (2.1.11)$$

$$c = \arcsin\left(\frac{Z_r}{r}\right); \quad (2.1.12)$$

$$p = \frac{e^2 a}{2r}; \quad (2.1.13)$$

– вычисляется величина b пока не будет достигнута заданная точность ε

$$s_1 = 0; \quad (2.1.14)$$

$$b = c + s_1; \quad (2.1.15)$$

$$s_2 = \arcsin\left(\frac{p \sin(2b)}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2(b)}}\right); \quad (2.1.16)$$

$$d = |s_2 - s_1|; \quad (2.1.17)$$

Если $d < \varepsilon$, то

$$B = b; \quad (2.1.18)$$

$$H = D \cos(B) + Z_r \sin(B) - a \sqrt{1 - e^2 \sin^2(B)}; \quad (2.1.19)$$

Иначе

$$s_1 = s_2. \quad (2.1.20)$$

Пересчёт из ГДСК в ГЦПСК. Для пересчёта ГДСК (B, L, H) в ГЦПСК (X_r, Y_r, Z_r) необходимо иметь следующие данные: широту B , долготу L и высоту H точки. Пересчёт выполняется по следующим формулам:

$$X_r = (N + H) \cos(B) \cos(L); \quad (2.1.21)$$

$$Y_r = (N + H) \cos(B) \sin(L); \quad (2.1.22)$$

$$Z_r = \left((1 - e^2) N + H \right) \sin(B). \quad (2.1.23)$$

Пересчёт из ССК в ТПСК. Для пересчёта ССК (D, α, β) \rightarrow ТПЦСК (X_T, Y_T, Z_T) необходимо иметь следующие исходные данные: координаты точки траектории в ССК, тогда [19,21,23,34,52,72,73]

$$X_T = -D \cos(\beta) \sin(\alpha); \quad (2.1.24)$$

$$Y_T = D \cos(\beta) \cos(\alpha); \quad (2.1.25)$$

$$Z_T = D \sin(\beta). \quad (2.1.26)$$

Пересчёт из ТПСК в ССК. Для пересчёта ТПЦСК (X_T, Y_T, Z_T) \rightarrow ССК (D, α, β) необходимо иметь следующие исходные данные: координаты точки траектории в ТПЦСК относительно позиции РЛС, тогда можно выполнить пересчёт:

$$D = \sqrt{X_T^2 + Y_T^2 + Z_T^2}; \quad (2.1.27)$$

$$\beta = \arcsin\left(\frac{Z_T}{D}\right); \quad (2.1.28)$$

$$\left. \begin{aligned} Y_T \geq 0, X_T > 0 \quad \alpha &= 360 + \arctan\left(-\frac{X_T}{Y_T}\right) \\ Y_T \geq 0, X_T < 0 \quad \alpha &= \arctan\left(-\frac{X_T}{Y_T}\right) \\ Y_T < 0, X_T > 0 \quad \alpha &= 180 + \arctan\left(-\frac{X_T}{Y_T}\right) \\ Y_T < 0, X_T \leq 0 \quad \alpha &= 180 + \arctan\left(-\frac{X_T}{Y_T}\right) \end{aligned} \right\}. \quad (2.1.29)$$

Пересчёт из ГЦПСК в ТПСК.

Для пересчёта координат точки траектории из ГЦПСК (X_G, Y_G, Z_G) в ТПСК (X_T, Y_T, Z_T) необходимо иметь следующие исходные данные: координаты точки траектории (X_G, Y_G, Z_G) в ГЦПСК; координаты точки расположения РЛС в ГДСК ($B_{рлс}, L_{рлс}, H_{рлс}$) выполнить следующие преобразования:

$$\begin{pmatrix} X_T \\ Y_T \\ Z_T \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\sin B_{рлс} \cos L_{рлс} & -\sin B_{рлс} \sin L_{рлс} & -\cos B_{рлс} \\ -\sin L_{рлс} & -\cos L_{рлс} & 0 \\ \cos B_{рлс} \cos L_{рлс} & \cos B_{рлс} \sin L_{рлс} & \sin B_{рлс} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} X_G - X_{рлс} \\ Y_G - Y_{рлс} \\ Z_G - Z_{рлс} \end{pmatrix}. \quad (2.1.30)$$

2.2. Расчёт траектории носителя по траектории имитируемой цели

В текущем разделе стоит задача: из множества возможных траекторий носителя выбрать ту, которая будет иметь минимальный путь.

При поиске решения будем предполагать, что цель испытаний определена и выбрана траектория имитируемой цели в ССК:

$$Tr_{мц} = \{p_{мц1}, \dots, p_{мци}, \dots, p_{мцn}\}; i = 1, \dots, m; \quad (2.2.1)$$

$$p_{мци} = (\alpha_{мци}, \beta_{мци}, D_{мци}), \quad (2.2.2)$$

где $Tr_{мц}$ – траектория моделируемой цели; $p_{мци}$ – i -ое положение моделируемой цели; $\alpha_{мци}$ – азимут моделируемой цели; $\beta_{мци}$ – угол места моделируемой цели; $D_{мци}$ – дальность моделируемой цели; m – количество положений моделируемой цели.

Так как сигнал излучается с борта БПЛА, то угловое положение цели и носителя будет совпадать, отличаться будет только координата дальности, т.е. траектория носителя будет выглядеть следующим образом:

$$Tr_n = \{p_{n1}, \dots, p_{ni}, \dots, p_{nn}\}; i = 1, \dots, n; \quad (2.2.3)$$

$$p_{ni} = (\alpha_{ni}, \beta_{ni}, D_{исп}); \alpha_{ni} = \alpha_{мци}; \beta_{ni} = \beta_{мци}, \quad (2.2.4)$$

где Tr_n – траектория носителя; p_{ni} – i -ое положение носителя; α_{ni} – азимут носителя; β_{ni} – угол места носителя; n – количество точек траектории носителя.

Остаётся только определиться с координатой наклонной дальности носителя. Для взаимодействия с антенной РЛС ожидаемым образом необходимо находиться как минимум на расстоянии, на котором диаграмма направленности испытываемого средства сформирована [58, 68, 69]. Оценку расстояния дальней зоны можно выполнить по формуле (2.2.5):

$$D_{дз} = \frac{2D_{рлс}^2}{\lambda_{рлс}}, \quad (2.2.5)$$

где $D_{рлс}$ – максимальный геометрический размер антенны РЛС; $\lambda_{рлс}$ – используемая длина волны; $D_{дз}$ – расстояние дальней зоны антенны РЛС.

Для точек траектории носителя координату наклонной дальности положим неизменной и равной:

$$D_{ni} = D_{исп} = const, \quad (2.2.6)$$

где $D_{исп}$ – расстояние проведения испытаний.

Таким образом, координаты точки траектории носителя – координаты точек поверхности сферы радиуса $D_{исп}$.

Алгоритм выбора расстояния испытаний рассмотрен в разделе «Определение условий проведения испытаний». Для текущего раздела кратко перечислим существующие факторы:

1. Для взаимодействия с антенной РЛС ожидаемым образом необходимо находиться как минимум на расстоянии, на котором сформирована диаграмма направленности испытываемого средства.

2. Наличие требований к точности по угловым координатам: чем больше расстояние испытаний, тем меньше угловая ошибка.

3. Характеристики используемого бортового оборудования и характеристики испытываемой станции. Чем меньше расстояние между

носителем и РЛС, тем меньшая мощность требуется для сигнала с выхода бортового генератора.

2.3. Расчёт параметров сигнала генератора

Под параметрами сигнала бортового генератора имеется в виду:

1. Количество импульсов для каждого периода излучения
2. Время задержки ответного импульса, относительно импульса, излучаемого станцией (зондирующего импульса)
3. Мощность излучаемого импульса

Общая структура излучаемого сигнала представлена на рис. 2.3.1.

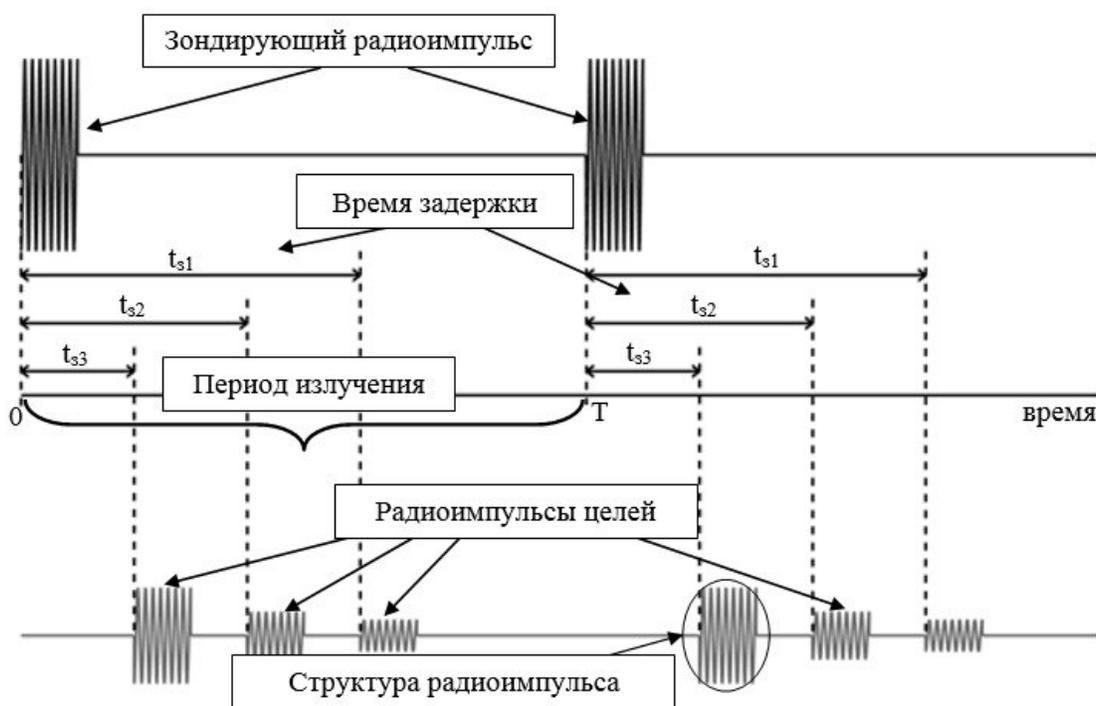


Рис. 2.3.1 – Иллюстрация параметров сигнала

Количество имитируемых целей контролируется количеством импульсов в каждом периоде излучения.

Соблюдение структуры радиоимпульса необходимо для возможности обработки принятого сигнала приёмником РЛС как собственного отражённого. Предполагается, что используется существующая база сигналов. Для создания базы сигналов необходимо подключить SDR приёмник к выходу генератора РЛС, либо осуществить приём сигнала через антенну. На рис. представлена схема эксперимента

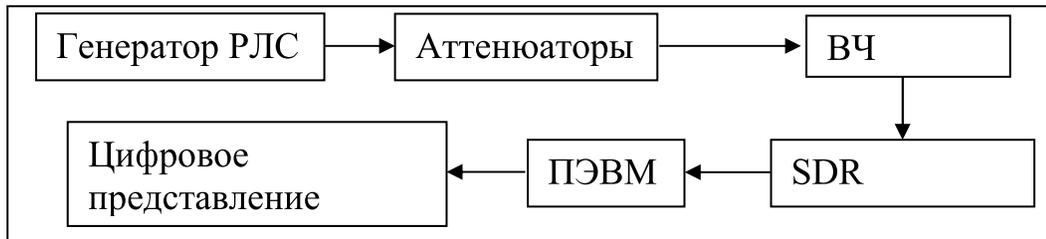


Рис. 2.3.2 – Схема подключения приёмника по кабелю

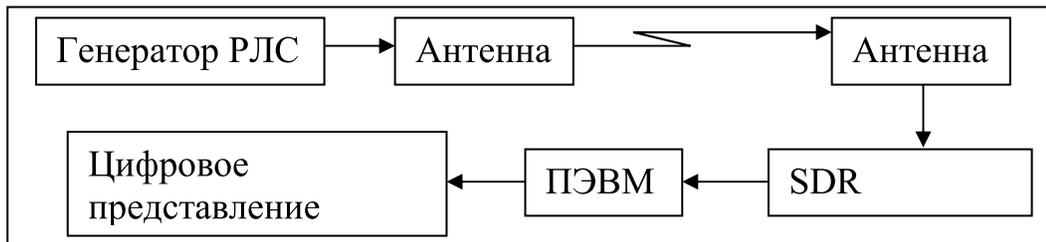


Рис. 2.3.2 – Схема подключения приёмника через антенну

После выполнения процедуры на рис. 2.3.2 появится цифровое представление сигнала, которое можно использовать в дальнейшем. Например, сохранить только те, отсчёты, которые являются частью радиоимпульса. Для регулировки уровня мощности отсчёты сигнала можно умножить на некоторый коэффициент.

Дальность имитируемой цели зависит от времени задержки излученного импульса. На рис. 2.3.3 приведена иллюстрация координат имитируемой цели и координат носителя.

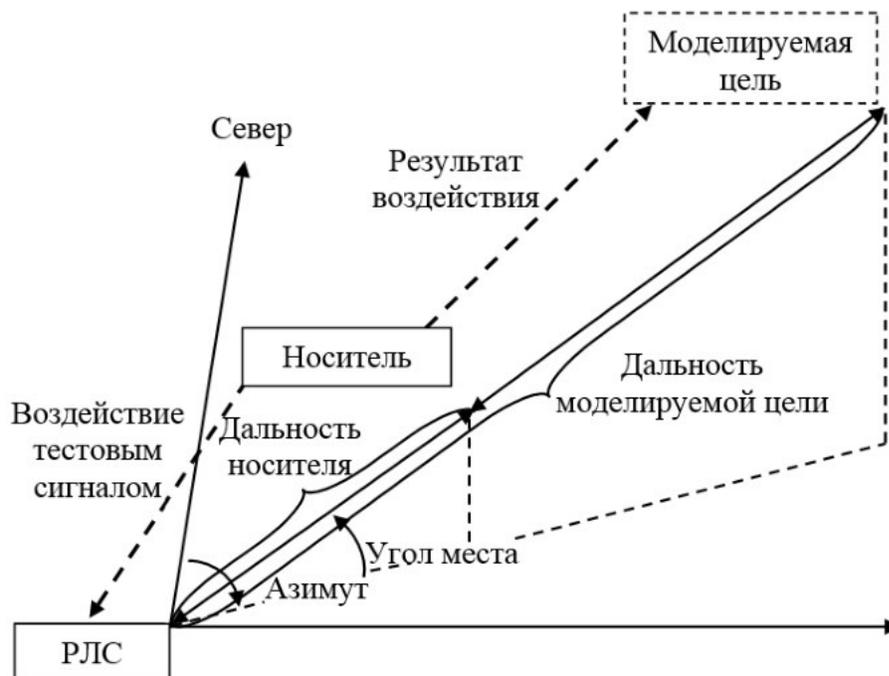


Рис. 2.3.3 – Координаты имитируемой цели

Как видно из рис. 2.3.3 дальность имитируемой цели складывается из расстояния проведения измерений и дальности, которую добавляет бортовое оборудование. В системах импульсных РЛС дальность цели определяется на основе измерения времени задержки принятого импульса относительно начала излучения зондирующего импульса [5], что проиллюстрировано на рис. 2.3.1. Применительно к ситуации, представленной на рис. 2.3.3, дальность имитируемой цели рассчитывается как [5]

$$D_{\text{мц}} = D_{\text{мцmin}} + \frac{t_{\text{зг}}c}{2}, \quad (2.3.1)$$

где $D_{\text{мц}}$ – дальность моделируемой цели; $D_{\text{мцmin}}$ – минимально возможная дальность моделируемой цели; $t_{\text{зг}}$ – время задержки, формируемое бортовым генератором; c – скорость света.

Минимально возможная дальность моделируемой цели складывается из текущего расстояния, на котором находится носитель с бортовым оборудованием и паузы, которую вносит вычислитель и схема синхронизации бортового оборудования с излучателем РЛС и рассчитывается по (2.3.2):

$$D_{\text{мцmin}} = D_{\text{н}} + \frac{t_{\text{п}}c}{2}, \quad (2.3.2)$$

где $D_{\text{н}}$ – текущее удаление носителя от РЛС; $t_{\text{п}}$ – пауза, вносимая запаздыванием сигнала синхронизации и работой вычислителя.

Таким образом, из (2.3.1, 2.3.2) следует, что контроль дальности имитируемой цели можно осуществлять, добавляя время задержки для импульса, излучаемого бортовым генератором:

$$t_{\text{зг}} = \frac{2(D_{\text{мц}} - D_{\text{н}})}{c} - t_{\text{п}}. \quad (2.3.3)$$

Для того чтобы приёмник РЛС мог извлечь информацию из сигнала необходимо, чтобы мощность импульса излучаемого сигнала с борта БПЛА превышала уровень чувствительности приёмника РЛС, т.е. сигнал должен быть различим на фоне помех приёмника [7]. Для этого должно выполняться условие:

$$P_{\text{пр}} > P_{\text{пор}}, \quad (2.3.4)$$

где $P_{\text{пор}}$ – минимальная мощность принимаемого сигнала для приёмника РЛС, Вт.

Оценку мощности сигнала можно выполнить по следующей формуле:

$$P_{\text{пр}} = J_{\text{ген}} \frac{G_{\text{рлс}} \lambda^2}{4\pi} = \frac{G_{\text{ген}} P_{\text{ген}} G_{\text{рлс}} \lambda^2}{4\pi D_{\text{н}}^2 4\pi}, \quad (2.3.5)$$

где $P_{\text{пр}}$ – мощность принимаемого сигнала, Вт; $G_{\text{ген}}$ – коэффициент направленного действия антенны бортового генератора; $P_{\text{ген}}$ – мощность сигнала, излучаемого бортовым генератором, Вт; $G_{\text{рлс}}$ – коэффициент направленного действия антенны РЛС; $D_{\text{н}}$ – расстояние между приёмником (имитационным оборудованием) и антенной РЛС, м; λ – длина волны для сигнала РЛС, м; $J_{\text{ген}}$ – плотность потока мощности, формируемого генератором, Вт/м².

Для большей достоверности можно имитировать наличие цели с заданной эффективной площадью отражающей поверхности $\sigma_{\text{мц}}$ (ЭПР). Для этого необходимо управлять мощностью ответных импульсов в соответствии с требуемой координатой наклонной дальности моделируемой цели. В этом случае плотность потока мощности, формируемая генератором возле антенны РЛС, должна соответствовать плотности потока мощности, который сформировала бы реальная цель с заданной ЭПР. Для этого должно выполняться:

$$J_{\text{изл ц}} = J_{\text{ген}}; \quad (2.3.6)$$

$$P_{\text{изл рлс}} G_{\text{изл рлс}} \frac{1}{4\pi D_{\text{мц}}^2} \sigma_{\text{мц}} \frac{1}{4\pi D_{\text{мц}}^2} = P_{\text{ген}} G_{\text{ген}} \frac{1}{4\pi D_{\text{н}}^2}; \quad (2.3.7)$$

$$P_{\text{ген}} = \frac{D_{\text{н}}^2}{D_{\text{мц}}^4} \frac{P_{\text{изл рлс}} G_{\text{изл рлс}}}{G_{\text{ген}} 4\pi} \sigma_{\text{мц}}, \quad (2.3.8)$$

где $J_{\text{изл ц}}$ – плотность потока мощности отражаемый целью; $J_{\text{ген}}$ – плотность потока мощности, излучаемой генератором (имитационным оборудованием); $P_{\text{ген}}$ – мощность, излучаемая генератором; $G_{\text{ген}}$ – коэффициент усиления антенны генератора; $\sigma_{\text{мц}}$ – эффективная площадь рассеяния (ЭПР) моделируемой цели; $D_{\text{мц}}$ – наклонная дальность между целью и антенной РЛС.

Таким образом, при имитировании наличия цели на заданных координатах имеется 2 возможных варианта:

1. Мощность импульсов подбирается таким образом, чтобы как минимум превышался уровень чувствительности приёмника.

2. Мощность импульсов изменяется в соответствии с координатой дальности имитируемой цели.

Вариант 1 менее требователен к используемому оборудованию, так как необходимо только попасть в динамический диапазон приёмника.

Вариант 2 более требователен к динамическому диапазону генератора из-за того, что

$$P_{ген} \sim \frac{1}{D_{ми}^4}. \quad (2.3.9)$$

Как следствие, небольшие изменения дальности цели влекут значительные изменения мощности сигнала. На рис. 2.3.5 приведен характер зависимости в логарифмическом масштабе.

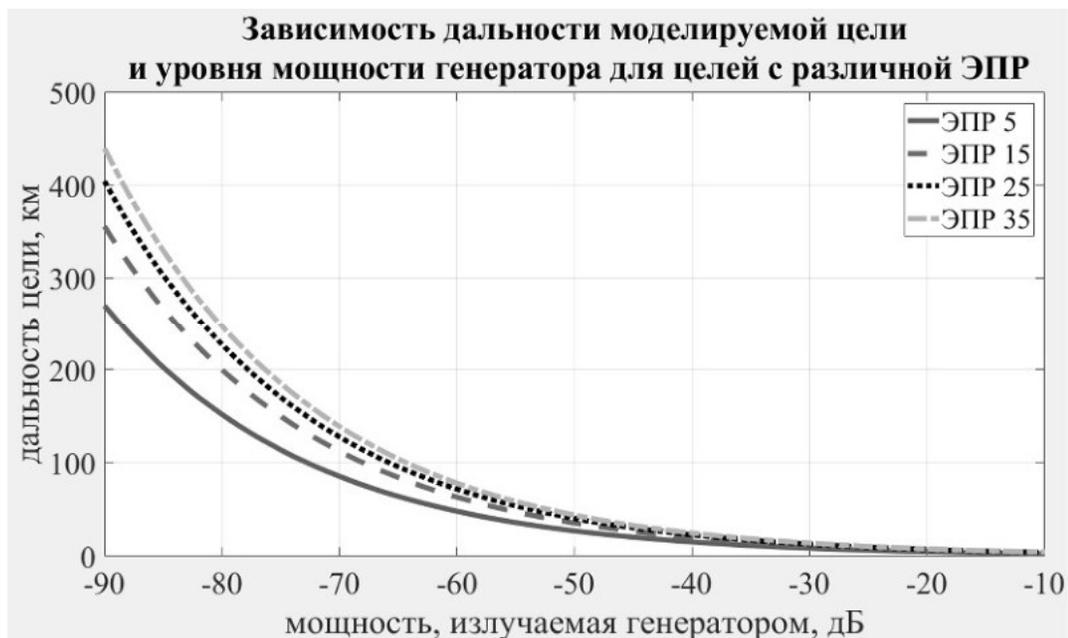


Рис. 2.3.4 – Зависимость дальности моделируемой цели и уровня мощности генератора для целей с различной ЭПР (в логарифмической шкале)

С точки зрения большей достоверности проводимых испытаний вариант 2 более предпочтителен, но его можно будет использовать, только если хватает возможностей генератора.

Выводы раздела:

1. Количество имитируемых целей определяется количеством излучаемых импульсов в каждом периоде излучения.
2. Дальность имитируемой цели будет контролироваться изменением времени задержки импульса в сигнале.
3. Для обработки принимаемого сигнала приёмником как своего собственного будет излучаться сигнал с подобной внутриимпульсной структурой.
4. Для возможности обработки сигнала приёмником принимаемый сигнал должен превышать порог чувствительности приёмника.

2.4. Определение условий проведения испытаний

Для проведения испытаний необходимо определиться с совокупностью воздействующих факторов и (или) режимов функционирования РЛС [18].

На этапе планирования испытаний необходимо определить:

1. Одну из разработанных методик проведения испытаний (приводятся в главе 3).
2. Количество и траектория имитируемых целей. Эти параметры полностью зависят от методики испытаний. Для проверки различных характеристик будут использоваться различное количество имитируемых целей с различной траекторией.

Про испытания по конкретной методике написано в главе 3. В текущем разделе отметим только ключевые факторы, которые будут присутствовать при планировании любых испытаний.

В разделе «Расчёт траектории носителя по траектории имитируемой цели» рассматривается такой вариант, что измерительная траектория носителя будет иметь постоянную координату наклонной дальности равную расстоянию испытаний $D_{\text{исп}}$:

$$Tr_{\text{мц}} = \{p_{\text{мц}1}, \dots, p_{\text{мц}i}, \dots, p_{\text{мц}n}\}; i = 1, \dots, m; \quad (2.4.1)$$

$$p_{\text{мц}i} = (\alpha_{\text{мц}i}, \beta_{\text{мц}i}, D_{\text{мц}i}); \quad (2.4.2)$$

$$D_{ni} = D_{исп} = const. \quad (2.4.3)$$

На выбор расстояния испытаний влияют следующие факторы:

1. Расстояние дальней зоны. В дальней зоне антенны её направленные свойства зависят от направления и не зависят от расстояния. Этот факт определяет, что угловые координаты имитируемой цели будут совпадать с угловыми координатами источника излучения (бортового генератора):

$$\alpha_{ni} = \alpha_{мцi}; \beta_{ni} = \beta_{мцi}. \quad (2.4.4)$$

Минимальное расстояние дальней зоны определяется:

$$D_{дз} = \frac{2D_{РЛС}^2}{\lambda_{РЛС}}. \quad (2.4.5)$$

2. Как отмечалось ранее, уровень мощности принимаемого сигнала должен превышать уровень чувствительности приёмника. Для этого необходимо, чтобы выполнялось:

$$P_{пр} > P_{пор}. \quad (2.4.6)$$

Оценку расстояния можно выполнять, исходя из (2.3.5), по формуле:

$$D_{исп пр} = \frac{\lambda}{4\pi} \sqrt{\frac{G_{рлс} G_{ген} P_{ген}}{P_{пр}}}. \quad (2.4.7)$$

При выборе расстояния испытаний полезно будет построить график зависимости дальности испытаний от мощности сигнала с выхода генератора. Ниже будет рассмотрен пример.

3. На расстояние испытаний также будут влиять характеристики схемы синхронизации. Независимо от исполнения в схеме будет присутствовать приёмник и передатчик синхронизирующих импульсов, поэтому корректно работать такая схема сможет на расстоянии меньшем предельно возможного. Оценку расстояния можно выполнить в соответствии с уравнением радиосвязи:

$$\frac{P_c G_{с ус пер} G_{с ант пер}}{4\pi D_{исп с}^2} \frac{G_{с ант пр} G_{с ус пр} \lambda_c^2}{4\pi} \geq q_c P_{ч с}; \quad (2.4.8)$$

$$D_{\text{исп с}} \leq \frac{\lambda_{\text{с}}}{4\pi} \sqrt{\frac{P_{\text{с пер}} G_{\text{с у пер}} G_{\text{с ант пер}} G_{\text{с ант пр}} G_{\text{с ус пр}}}{q_{\text{с}} P_{\text{ч с}}}}. \quad (2.4.9)$$

4. Характеристики носителя. Основными характеристиками носителя являются время и скорость полёта. Выбор расстояния испытаний $D_{\text{изм}}$ осуществляется исходя из условия:

$$T_{\text{tr н}} \leq T_{\text{н макс}}. \quad (2.4.10)$$

Расчёт времени испытаний осуществляется на основе траектории носителя. Для оценки предполагается, что носитель между точками траектории движется равномерно прямолинейно. Для точек траектории носителя рассчитывается результирующая скорость для каждого участка траектории:

$$Tr_{\text{н}} = \{p_{\text{н}1}, p_{\text{н}2}, \dots, p_{\text{н}i}, \dots, p_{\text{н}n-1}, p_{\text{н}n}\}; p_{\text{нк}} = (x_{\text{нк}}, y_{\text{нк}}, z_{\text{нк}}), \quad (2.4.11)$$

где, точка p_1 – точка взлёта; p_n – точка посадки; p_2 – начальная точка измерительной траектории; p_{n-1} – конечная точка с измерительной траектории p_{n-1} – точка посадки.

Также план может содержать информацию о времени ожидания в точке измерительной траектории:

$$t_{\text{н}} = \{t_{\text{н}2}, \dots, t_{\text{н}n-1}\}, \quad (2.4.12)$$

где, t_i – время ожидания в секундах в точке p_i ; $t_{\text{н}}$ – ожидание в секундах

Координаты точек измерительной траектории зависят от целей проведения измерений. В общем виде длина траектории будет рассчитываться как сумма длин расстояний между точками:

$$\begin{aligned} S_{\text{tr н}} &= \sum_{i=2}^{i=n} \|p_{\text{н}i} - p_{\text{н}i-1}\| = \\ &= \sum_{i=2}^{i=n} \sqrt{(x_{\text{н}i} - x_{\text{н}i-1})^2 + (y_{\text{н}i} - y_{\text{н}i-1})^2 + (z_{\text{н}i} - z_{\text{н}i-1})^2}. \end{aligned} \quad (2.4.13)$$

Также для оценки времени полёта, необходимо иметь данные о скорости движения носителя и характере его перемещения. Для носителя задаётся максимальная скорость снижения/подъёма и максимальная скорость горизонтального движения (в любом направлении в плоскости XOY). В реально используемых контроллерах (например, фирмы DJI) управление скоростью в

режиме автопилотирования выполняется за счёт изменения горизонтальной скорости движения, скорость снижения/подъёма остаётся неизменной. Это связано с безопасностью, так как при большой скорости снижения может случиться неконтролируемое падение, а при слишком большой скорости подъёма происходит увеличение потребляемого тока, что может вывести из строя регуляторы оборотов и стать причиной падения.

Тогда на основе информации о скоростях движения носителя, можно рассчитать для плана результирующую скорость движения носителя между точками траектории:

$$v_{tr \text{ н}} = \{v_{\text{н гор } 2}, \dots, v_{\text{н гор } i}, \dots, v_{\text{н гор } n}\}, i = 2 \dots n; \quad (2.4.14)$$

$$v_{\text{н гор } 2} = v_{\text{н гор } n} = v_{\text{н гор взл/пос}}; \quad (2.4.15)$$

$$v_{\text{н гор } 3} = v_{\text{н гор } n-1} = v_{\text{н гор изм}}, \quad (2.4.16)$$

где $v_{\text{нк}}$ – скорость полёта при перелете из точки $p_{\text{нк}-1}$ в точку $p_{\text{нк}}$

$$\vec{d}_i = p_{\text{н}i} - p_{\text{н}i-1} = (p_{\text{н}x i} - p_{\text{н}x i-1}, p_{\text{н}y i} - p_{\text{н}y i-1}, p_{\text{н}z i} - p_{\text{н}z i-1}), i = 2 \dots n; \quad (2.4.17)$$

$$\theta_{\text{н}i} = \arccos\left(\frac{d_{\text{н}i z}}{|d_{\text{н}i}|}\right) = \arccos\left(\frac{d_{\text{н}i z}}{\sqrt{d_{\text{н}i x}^2 + d_{\text{н}i y}^2 + d_{\text{н}i z}^2}}\right), i = 2 \dots n; \quad (2.4.18)$$

$$\varphi_i = \arctg\left(\frac{d_{\text{н}i y}}{d_{\text{н}i x}}\right), i = 2 \dots n; \quad (2.4.19)$$

$$\vec{v}_{\text{н}i \text{ рез}} = (v_{\text{н гор } i} \sin(\theta_i) \cos(\varphi_{\text{н}i}), v_{\text{н гор } i} \sin(\theta_i) \sin(\varphi_{\text{н}i}), v_{\text{н верт}} \cos(\theta_{\text{н}i})), i = 2 \dots n; \quad (2.4.20)$$

$$v_{\text{н}i \text{ рез}} = |\vec{v}_{\text{н}i \text{ рез}}| = \sqrt{v_{\text{н}i x}^2 + v_{\text{н}i y}^2 + v_{\text{н}i z}^2}, i = 2 \dots n. \quad (2.4.21)$$

При оценке времени полёта условимся, что носитель движется на участках траектории равномерно. Имея информацию о расстоянии между точками траектории, времени ожидания в точке, скорости движения можно вычислить требуемое время полёта:

$$T_{tr \text{ н}} = \sum_{i=2}^{i=n} \frac{d_{\text{н}i}}{v_{\text{н}i \text{ рез}}} + \sum_{i=2}^{i=n-1} t_{\text{н}i}. \quad (2.4.22)$$

В данном случае координаты точек полётного плана представлены в топоцентрической системе координат. Для выбранного расстояния дальности проведения испытаний рассчитывается полётный план в сферической системе координат, затем переводится в топоцентрическую систему координат.

5. Наличие требований к угловой точности имитируемых целей. Задача выбора минимально возможного расстояния испытаний с соблюдением требований точности проиллюстрирована на рис. 2.4.1 – 2.4.2.

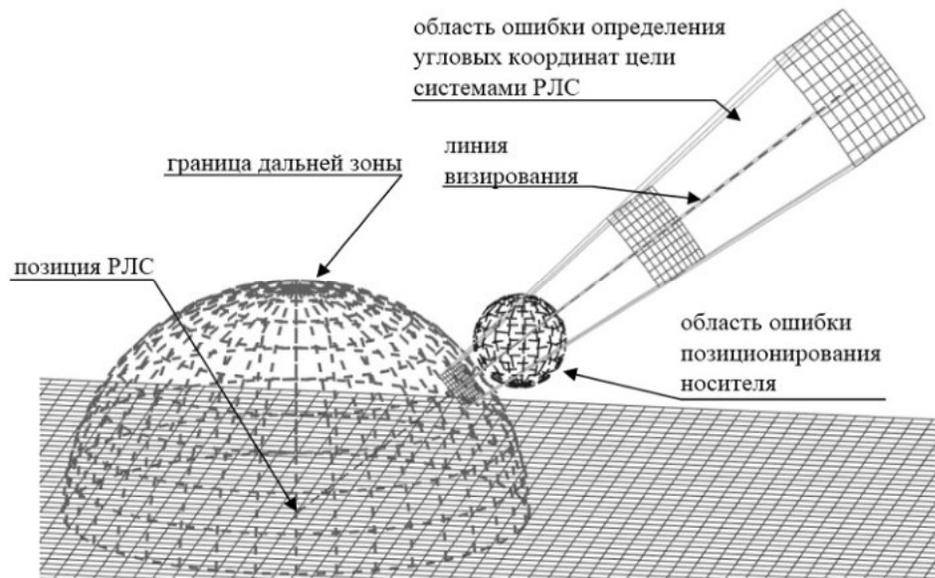


Рис. 2.4.1 – Иллюстрация задачи выбора расстояния для проведения измерений. Ошибка позиционирования носителя больше ошибки определения угловых координат станцией

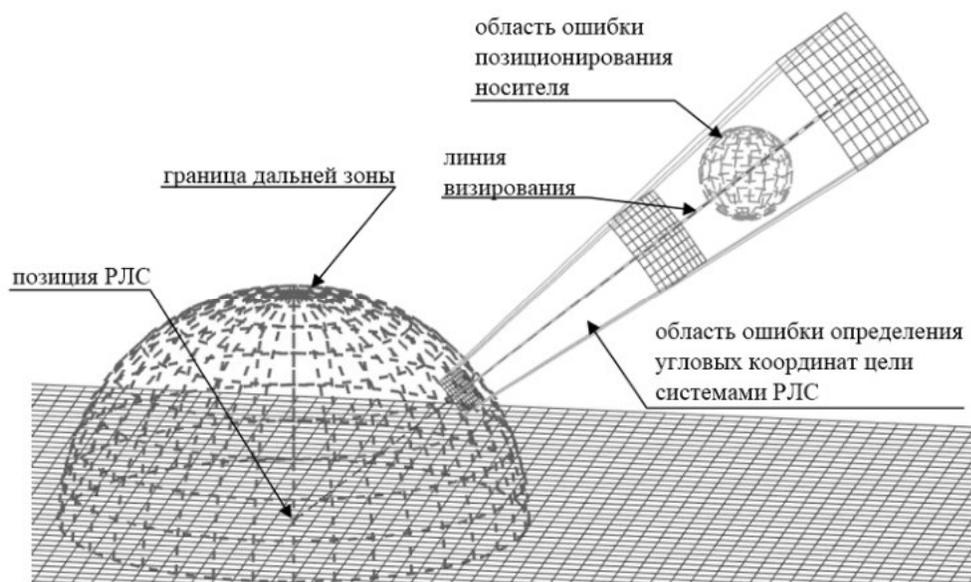


Рис. 2.4.2 – Иллюстрация задачи выбора расстояния для проведения измерений. Ошибка позиционирования носителя меньше ошибки определения угловых координат станцией

РЛС определяет угловые координаты цели с некоторой ошибкой ($\sigma_{\alpha_{рлс}}, \sigma_{\beta_{рлс}}$). Здесь и далее, при упоминании ошибок измерения, позиционирования и т.д. будем предполагать, что ошибка измерений является величиной среднеквадратического отклонения (стандартное отклонение). Также будем предполагать, что вероятность возникновения ошибки имеет случайный характер, и функция плотности распределения ошибок соответствует функции плотности нормального распределения.

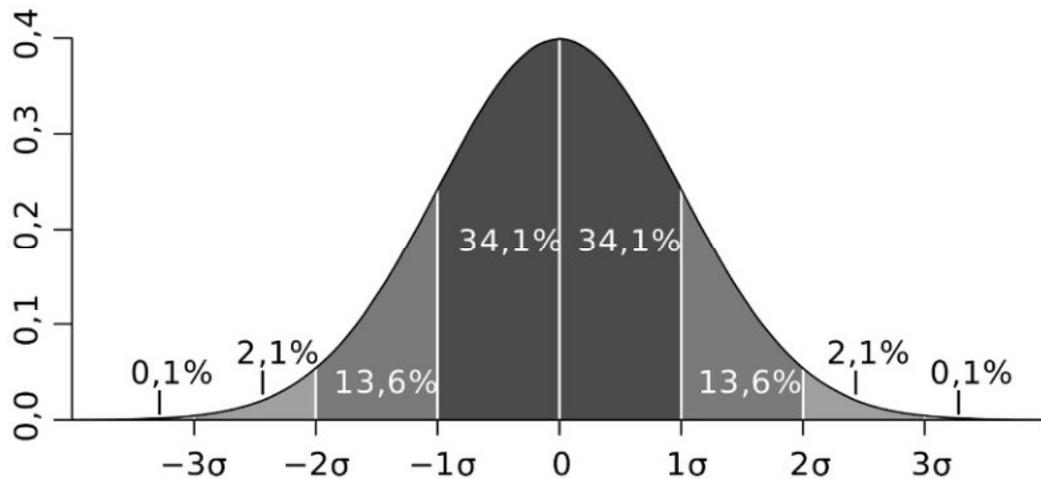


Рис. 2.4.3 – Закон нормального распределения ошибок

В соответствии с указанными допущениями вероятность, что истинное значение измеряемой величины находится в диапазоне $(x - \sigma, x + \sigma) - 0.68$, в диапазоне $(x - 2\sigma, x + 2\sigma) - 0.95$, $(x - 3\sigma, x + 3\sigma) - 0.99$ [28, 33, 76].

Оценку необходимого расстояния испытаний будем выполнять, исходя из условия:

$$b\sigma_{\alpha_{мц}} < \sigma_{\alpha_{рлс}}, \quad (2.4.23)$$

где b – количество сигм.

Например, при $b = 3$ условие можно интерпретировать так: в 99% случаев носитель будет иметь угловую точность позиционирования $\frac{\sigma_{\alpha_{рлс}}}{3}$. При таком условии точность позиционирования носителя превышает точность определения координат станцией минимум в 3 раза. Поэтому для достижения носителем точности превышающей точность РЛС в b раз необходимо, чтобы выполнялось условие:

$$\sigma_{\alpha_{\text{мц}}} < \frac{\sigma_{\alpha_{\text{рлс}}}}{b}. \quad (2.4.24)$$

Область ошибки определения координат цели РЛС проиллюстрирована на рис. 2.4.4.

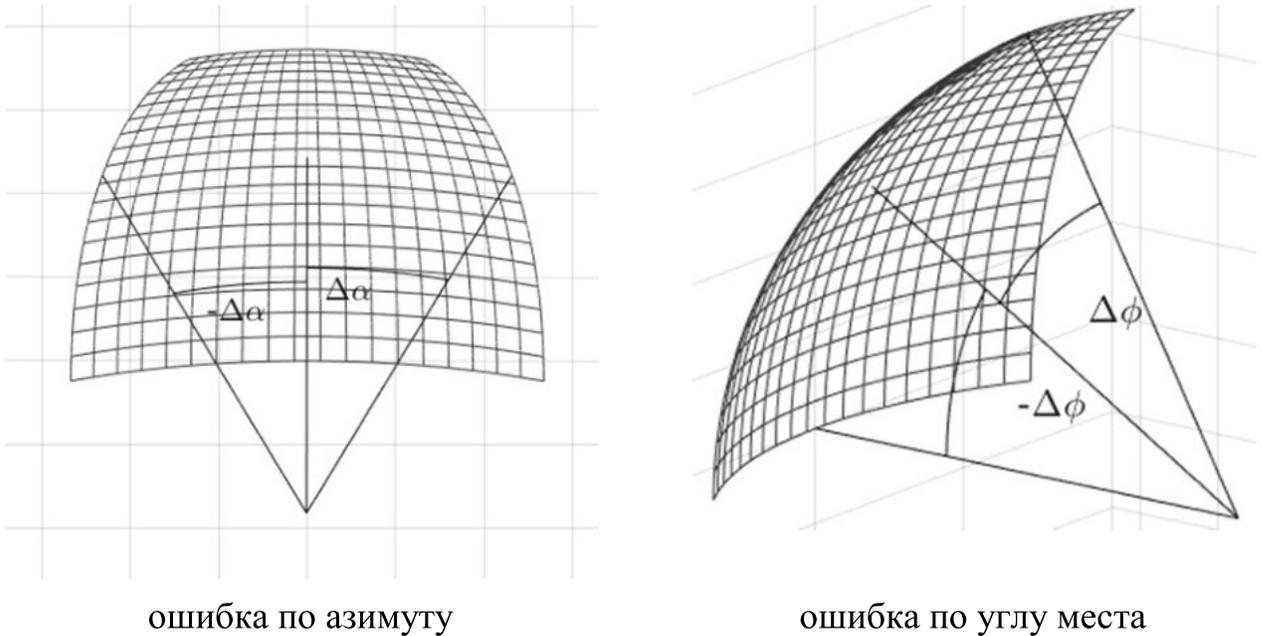


Рис. 2.4.4 – Ошибка РЛС определения угловых координат

Так как носитель необходим для моделирования угловых координат цели $(\alpha_{\text{мц}}, \beta_{\text{мц}})$, то необходимо определить такую минимальную наклонную дальность $D_{\text{исп min}}$, для которой смещение носителя на расстояние $b\sigma_{\text{нд}}$ не вносило бы значительных искажений при определении РЛС координат моделируемой цели. Данное требование проиллюстрировано на рис. 2.4.5.

Сферой ограничены возможные положения носителя с учётом ошибки его позиционирования, если его требуемое положение находится в центре сферы радиуса $b\sigma_{\text{нр}}$. Сеткой ограничена область размером $\left(\frac{\sigma_{\alpha_{\text{рлс}}}}{b}, \frac{\sigma_{\beta_{\text{рлс}}}}{b}\right)$ в пределах которой РЛС определяет координаты моделируемой цели с учётом ошибки определения угловых координат цели по азимуту и углу места для разных дальностей. Большая сетка иллюстрирует область ошибки определения координат цели станцией для наклонной дальности $D_{\text{исп min}} + b\sigma_{\text{нд}}$, другая – для наклонной дальности $D_{\text{исп min}} - b\sigma_{\text{нд}}$. Если носитель будет находиться в пространстве между сетками, то его угловые координаты будут находиться в диапазоне:

$$\left(\alpha_{\text{мц}} \pm \sigma_{\alpha_{\text{мц}}}, \beta_{\text{мц}} \pm \sigma_{\beta_{\text{мц}}}\right) = \left(\alpha_{\text{мц}} \pm \frac{\sigma_{\alpha_{\text{рлс}}}}{b}, \beta_{\text{мц}} \pm \frac{\sigma_{\beta_{\text{рлс}}}}{b}\right). \quad (2.4.25)$$

Поэтому необходимо определить такую минимальную наклонную дальность $D_{исп\ min}$, на которой может быть смоделировано угловое положение цели таким образом, чтобы случайное изменение угловых координат носителя не превышало ошибку определения угловых координат цели станцией, т.е. чтобы выполнялось условие:

$$\sigma_{\alpha_{мц}} < \frac{\sigma_{\alpha_{рлс}}}{b}; \quad (2.4.26)$$

$$\sigma_{\beta_{мц}} < \frac{\sigma_{\beta_{рлс}}}{b}, \quad (2.4.27)$$

где, $\sigma_{\alpha_{мц}}$, $\sigma_{\beta_{мц}}$ – отклонения углового положения моделируемой цели от требуемого положения.

В случае если эти условия выполняются, то случайная ошибка позиционирования носителя по азимуту и углу места на рассчитанном удалении с заданной вероятностью не превысит ошибку определения координат станцией. Выполнение этих условий проиллюстрировано на рис. 2.4.5.

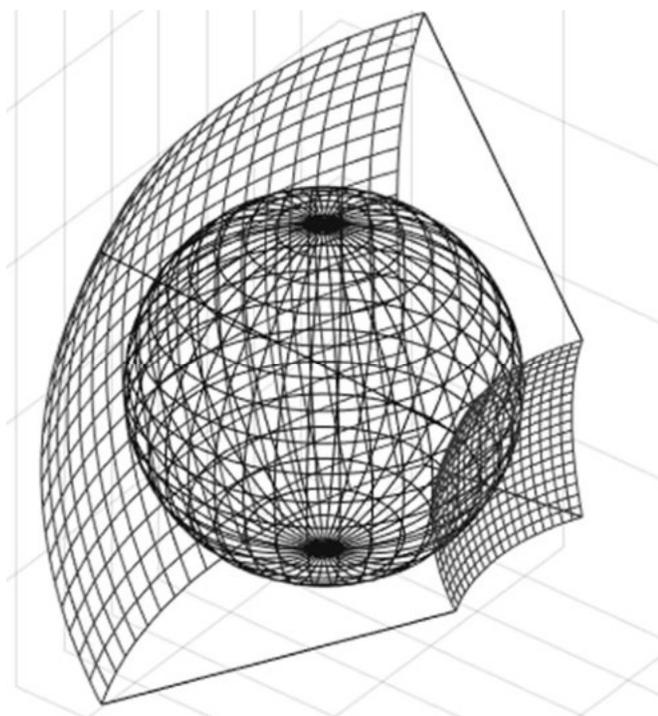


Рис. 2.4.5 – Графическая интерпретация ошибки позиционирования носителя, по отношению к ошибкам определения угловых координат цели РЛС

В случае если $D_{исп\ min}$ подобрано неверно, получится ситуация, проиллюстрированная на рис. 2.4.6.

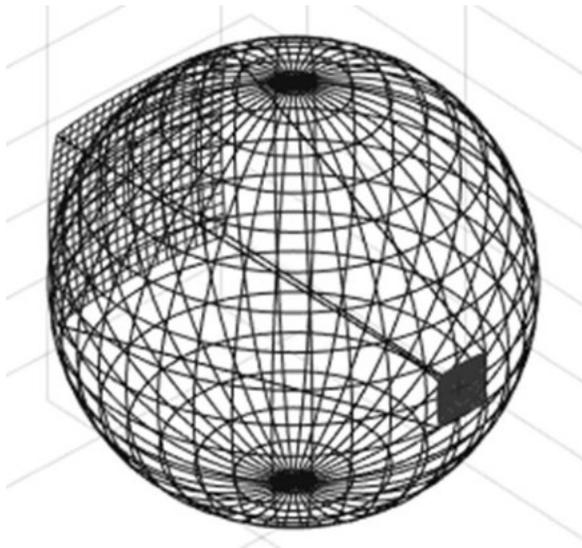


Рис. 2.4.6 – Иллюстрация ошибки позиционирования носителя к ошибке определения координат цели РЛС, в случае если носитель расположен слишком близко к РЛС

Необходимо подобрать такое расстояние измерений, чтобы угловая ошибка позиционирования не превышала угловой ошибки точности определения координат оборудованием РЛС.

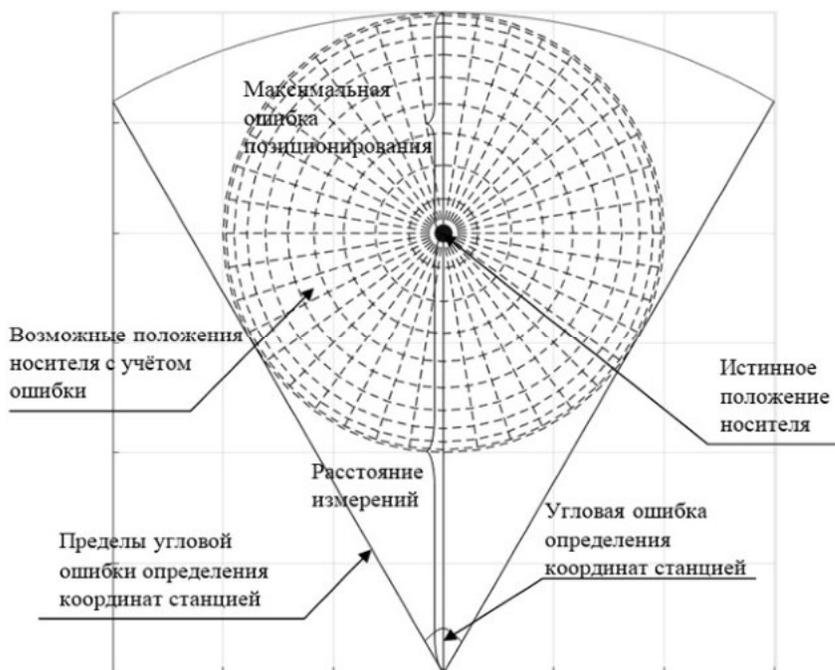


Рис. 2.4.7 – Иллюстрация условия выбора расстояния измерений по точности позиционирования

Для выполнения условия, представленного на рис. 2.4.7 необходимо выбрать такое расстояние измерений, при котором сфера радиуса $b\sigma_{nr}$ будет вписана в сектор радиуса $D_{исп} + b\sigma_{nr}$:

$$D_{исп \min \alpha} = \left(1 + \frac{1}{\sin(\sigma_{\alpha_{мц}}/2)}\right) b\sigma_{нд} - b\sigma_{нд} = \frac{b\sigma_{нд}}{\sin(\sigma_{\alpha_{рлс}}/(2b))}; \quad (2.4.28)$$

$$D_{исп \min \beta} = \frac{b\sigma_{нд}}{\sin(\sigma_{\beta_{рлс}}/(2b))}. \quad (2.4.29)$$

Таким образом, чтобы ошибка позиционирования носителя не превышала заданной угловой ошибки, необходимо, чтобы наклонная дальность между носителем и РЛС была не менее

$$D_{исп \alpha\beta} = \max(D_{исп \min \alpha}, D_{исп \min \beta}). \quad (2.4.30)$$

Чем жёстче требования к точности (больше b), тем на большем расстоянии требуется проводить измерения. С другой стороны, при увеличении расстояния требуется большая мощность генератора и большее время полёта. Поэтому задача выбора расстояния – это поиск компромисса между требованиями к точности измерений и характеристиками имеющегося оборудования.

Выводы раздела. При выборе расстояния проведения испытаний ключевыми являются 5 факторов:

1. Расстояние дальней зоны, которое связано с геометрическими размерами антенны испытываемого средства и используемой частоты работы.
2. Мощность излучения бортового генератора: мощность генерируемого сигнала с борта БПЛА должна быть такой, чтобы приёмник РЛС смог его обнаружить.
3. Характеристики схемы синхронизации: расстояние должно быть таким, чтобы возможен был приём сигнала синхронизации от наземного модуля на борту.
4. Характеристики носителя: расстояние проведения испытаний должно быть таким, чтобы БПЛА успел совершить облёт по требуемой траектории, не превысив свой лимит по времени полёта.

5. Наличие требований по угловой точности моделируемых целей: с увеличением расстояния проведения испытаний уменьшается угловая ошибка моделируемых целей.

Таким образом, возникает задача выбора оптимального расстояния проведения измерений: с точки зрения точности выгодно увеличивать расстояние измерений, но с точки зрения используемого оборудования ужесточаются требования к характеристикам. И, наоборот, уменьшение расстояния проведения испытаний ухудшает точность, но ослабляет требования к характеристикам используемого оборудования.

2.5. Оценка параметров моделируемых целей

При оценке параметров моделируемых целей предполагается, что выбрано расстояние проведения испытаний $D_{исп}$ в соответствии с характеристиками испытываемой РЛС, используемого бортового оборудования и носителя.

К параметрам моделируемой цели будем относить:

1. Пределы координаты дальности моделируемой цели: минимальная и максимальная наклонная дальность.
2. Точность контроля координат: азимута, угла места, дальности.
3. Разрешение моделируемых целей: по азимуту, дальности, углу места.
4. Имитируемая эффективная площадь рассеяния (ЭПР) целей.

Начнём с параметра дальности имитируемой цели.

Минимальная и максимальная наклонная дальность имитируемой цели.

Оценка минимальной дальности выполняется на основе формулы (2.5.1):

$$D_{мц\ min} = D_{исп} + \frac{t_{п\ c}}{2}, \quad (2.5.1)$$

где $D_{мц\ min}$ – минимальная дальность моделируемой цели.

Минимальная дальность моделируемой цели зависит от расстояния проведения измерений и суммарного времени задержки, которое складывается из: задержки сигнала синхронизации, быстродействия ЭВМ и прочего. Максимальная дальность моделируемой цели зависит от текущего режима работы станции и будет определяться как:

$$D_{мц\ max} = \frac{(T_{имп\ рлс} - \tau_{имп\ рлс})c}{2}, \quad (2.5.2)$$

где $D_{\text{мц max}}$ – максимальная дальность моделируемой цели; $\tau_{\text{имп рлс}}$ – длительность зондирующего импульса; $T_{\text{имп рлс}}$ – период следования зондирующих сигналов.

Для корректного определения дальности моделируемой цели время задержки импульса не должно превышать половины периода следования импульсов с учётом длительности импульса. Таким образом, на максимальную дальность моделируемой цели влияет период следования зондирующих импульсов и их длительность.

Точность контроля угловых координат. Угловую точность имитируемой цели можно определить исходя из формулы для допустимой дальности измерений из формул (2.4.28, 2.4.29):

$$\sigma_{\alpha \text{ мц}} = 2 \arcsin \left(\frac{\sigma_{\text{нд}}}{D_{\text{исп}}} \right); \alpha_{\text{мц}} = \alpha_{\text{мц ист}} \pm \sigma_{\alpha \text{ мц}}; \quad (2.5.3)$$

$$\sigma_{\beta \text{ мц}} = 2 \arcsin \left(\frac{\sigma_{\text{нд}}}{D_{\text{исп}}} \right); \beta_{\text{мц}} = \beta_{\text{мц ист}} \pm \sigma_{\beta \text{ мц}}. \quad (2.5.4)$$

Точность контроля дальности моделируемой цели. Дальность имитируемой цели складывается из положения носителя и времени задержки, формируемого бортовым генератором.

Удаление носителя от РЛС $D_{\text{н}}$ определяется по данным датчиков. Например, с помощью GPS приёмника определяется широта и долгота, а с помощью барометрического датчика определяется атмосферное давление и температура, которые затем пересчитываются в высоту. Обычно положение по датчикам определяется с некоторой ошибкой, будем считать, что ошибка – случайная величина, распределенная по нормальному закону. Допустим, что значение стандартного отклонения $\sigma_{\text{н}}$ измеряемой величины $D_{\text{н}}$ известно, тогда положение носителя в соответствии с данными будет находиться с вероятностью более 0,97 в пределах интервала [9,10]:

$$D_{\text{низм}} - 3\sigma_{\text{дн}} < D_{\text{н}} < D_{\text{низм}} + 3\sigma_{\text{дн}}, \quad (2.5.5)$$

где $D_{\text{низм}}$ – измеренное значение дальности $D_{\text{н}}$; $\sigma_{\text{дн}}$ – величина стандартного отклонения ошибки дальности.

Бортовой генератор формирует требуемое время задержки дискретно, формируя аналоговый сигнал по цифровым отсчётам, значение которых можно

изменять через заданный промежуток времени (время дискретизации), связанный с частотой дискретизации. Время дискретизации определяется по формуле [12]:

$$t_{\text{дг}} = \frac{1}{f_{\text{дг}}}, \quad (2.5.6)$$

где $t_{\text{дг}}$ – время дискретизации бортового генератора; $f_{\text{дг}}$ – частота дискретизации бортового генератора.

Точность контроля выходного сигнала осуществляется с точностью до одного цифрового отсчёта. Если считать, что требуемая пауза импульса в сигнале формируется с ошибкой, распределенной по нормальному закону, то аналогично, как с положением носителя ошибка формируемой паузы в сигнале будет находиться с вероятностью более 0,99 в пределах интервала:

$$t_{\text{зг}} - 3\sigma_{t_{\text{зг}}} < t_{\text{згист}} < t_{\text{зг}} + 3\sigma_{t_{\text{зг}}} \quad (2.5.7)$$

где $\sigma_{t_{\text{зг}}}$ – величина стандартного отклонения ошибки, паузы сигнала, формируемого бортовым генератором.

Тогда ошибка контроля дальности имитируемой цели будет рассчитываться по формуле (2.5.8):

$$\sigma_{\text{дмц}} = \sqrt{\frac{\sigma_{t_{\text{зг}}}c^2}{2} + \sigma_{\text{дн}}^2}, \quad (2.5.8)$$

где $\sigma_{\text{дмц}}$ – величина стандартного отклонения ошибки контроля дальности имитируемой цели.

Таким образом, точность контроля дальности имитируемой цели зависит от точности работы датчиков позиционирования и бортового генератора.

Разрешающая способность моделируемых целей по угловым координатам. Под разрешающей способностью для моделируемых целей по угловым координатам будем считать такой минимальный угол, для которого можно с высокой вероятностью утверждать, что моделируемая цель имеет текущие угловые координаты, отличные от предыдущих.

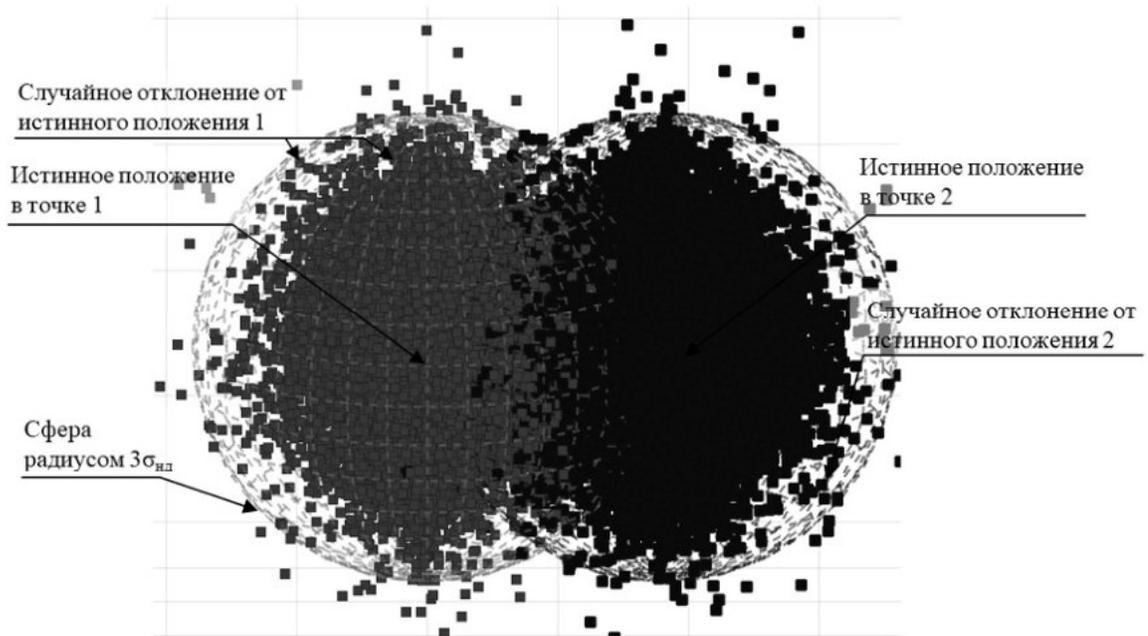


Рис. 2.5.1 – Результат моделирования ошибки позиционирования для 2-х различных положений, находящихся на расстоянии $3\sigma_{нд}$

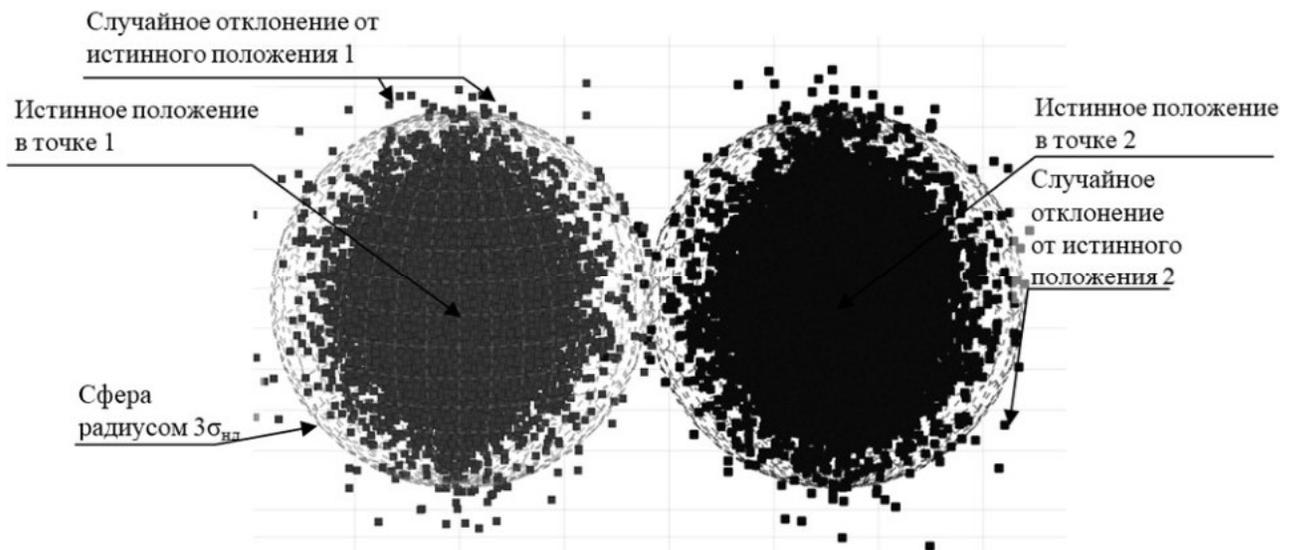


Рис. 2.5.2 – Результат моделирования ошибки позиционирования для 2-х различных положений, находящихся на расстоянии $6\sigma_{нд}$

На рис. представлены результаты моделирования регистрации различного положения целей с учётом ошибки при регистрации данных, распределенной по нормальному закону с заданной величиной стандартного отклонения. Моделирование выполнялось следующим образом: строился вектор случайной длины и случайного направления относительно истинного положения. Длина выбиралась в соответствии с нормальным законом распределения с параметрами: коэффициентом сдвига 0, коэффициент масштаба $\sigma_{нд}$. На рис. 2.5.2

проиллюстрировано, что 2 положения отличны друг от друга на расстоянии $6\sigma_{нд}$. Исходя из этого, можно рассчитать угловое разрешение имитируемой цели:

$$\rho_{\alpha_{мц}} = \rho_{\beta_{мц}} = 2 \arcsin \left(\frac{6\sigma_{нд}}{D_{исп}} \right). \quad (2.5.9)$$

Разрешающая способность моделируемых целей по дальности. Под разрешающей способностью для моделируемых целей по дальности будем считать такое минимальное расстояние, для которого можно с высокой вероятностью утверждать, что моделируемая цель имеет текущую дальность, отличную от предыдущей. Аналогично как с угловыми координатами будем рассчитывать разрешающую способность по дальности, как:

$$\rho_{дмц} = 6\sigma_{дмц}. \quad (2.5.10)$$

Имитируемая ЭПР. Рассчитать значение имитируемой ЭПР можно с использованием формулы (2.5.11):

$$D_{мц} = \sqrt[4]{\frac{P_{изл\ рлс} G_{изл\ рлс} D_{исп}^2 S_{мц}}{P_{ген} G_{ген} 4\pi}}. \quad (2.5.11)$$

Выполнять оценку будем для следующих значений ЭПР:

Табл. 2.5.1 – Значения ЭПР для различных самолётов

Наименование	ЭПР
Одноместный самолёт (кукурузник)	5 м ²
Малогабаритный транспортный самолёт	40 м ²
Среднегабаритный транспортный самолёт	50 м ²
Крупногабаритный транспортный самолёт	70 м ²

Оценку будем выполнять в соответствии с формулами (2.5.12, 2.5.13):

$$D_{мцmax} = \sqrt[4]{\frac{P_{изл\ рлс} G_{изл\ рлс} D_{исп}^2 S_{мц}}{P_{генmin} G_{ген} 4\pi}}; \quad (2.5.12)$$

$$D_{мцmin} = \sqrt[4]{\frac{P_{изл\ рлс} G_{изл\ рлс} D_{исп}^2 S_{мц}}{P_{генmax} G_{ген} 4\pi}}. \quad (2.5.13)$$

Получаемые дальности могут быть как меньше минимальной по времени задержки, так и больше. Со временем задержки импульсов они никак не связаны. Если получаемые дальности находятся за пределами отрезка рассчитанных

дальностей по времени задержки, то это значит, что динамического диапазона генератора достаточно для формирования импульсов мощностью, соответствующей тому, что на зафиксированной дальности находится цель, имеющая эффективную площадь рассеяния $s_{мц}$. Такое управление мощностью излучаемых импульсов приближает к реальным условиям, в которых будет функционировать РЛС, и потенциально делает испытания более достоверными.

Выводы раздела: В табл. 2.5.2 приведены соотношения для расчёта параметров имитируемых целей:

Табл. 2.5.2 – Формулы для расчёта параметров моделируемых целей

Характеристика моделируемой цели	Применяемая формула
Минимальная дальность	$D_{мцmin} = D_{исп} + \frac{t_{пс}}{2}c$
Максимальная дальность	$D_{мцmax} = \frac{(T_{имп рлс} - \tau_{имп рлс})c}{2}$
Точность контроля азимута	$\sigma_{\alpha мц} = 2\arcsin\left(\frac{\sigma_{нд}}{D_{исп}}\right)$
Точность контроля угла места	$\sigma_{\beta мц} = 2\arcsin\left(\frac{\sigma_{нд}}{D_{исп}}\right)$
Точность контроля дальности	$\sigma_{дмц} = \sqrt{\frac{\sigma_{tзг}c^2}{2} + \sigma_{дн}^2}$
Разрешающая способность по азимуту	$\rho_{\alpha мц} = 2\arcsin\left(\frac{6\sigma_{нд}}{D_{исп}}\right)$
Разрешающая способность по углу места	$\rho_{\beta мц} = 2\arcsin\left(\frac{6\sigma_{нд}}{D_{исп}}\right)$
Разрешающая способность по дальности	$\rho_{дмц} = 6\sigma_{дмц}$
Минимальная дальность для заданной ЭПР	$D_{мцmin} = \sqrt[4]{\frac{P_{изл рлс} G_{изл рлс} D_{исп}^2 s_{мц}}{P_{генmax} G_{ген} 4\pi}}$
Максимальная дальность для заданной ЭПР	$D_{мцmax} = \sqrt[4]{\frac{P_{изл рлс} G_{изл рлс} D_{исп}^2 s_{мц}}{P_{генmin} G_{ген} 4\pi}}$

Необходимые исходные данные для выполнения расчётов: расстояние проведения испытаний $D_{исп}$; период следования зондирующих импульсов $T_{имп рлс}$; длительность зондирующих импульсов $\tau_{имп рлс}$; точность данных с датчиков положения $\sigma_{нд}$; минимальная мощность, излучаемая генератором $P_{генmin}$; максимальная мощность, излучаемая генератором $P_{генmax}$; коэффициент усиления

антенны генератора $G_{\text{ген}}$; мощность сигнала, излучаемого генератором РЛС $P_{\text{изл рлс}}$; коэффициент усиления антенны РЛС $G_{\text{изл рлс}}$.

2.6. Определение плана проведения испытаний и постановка задачи

В зависимости от цели проведения испытаний вид траектории имитируемых целей и логика планирования и проведения испытаний будет изменяться. Под планом испытаний понимается полётное задание для носителя и полётное задание для бортового оборудования. В конечном итоге план проведения испытаний будет содержать полётное задание для носителя и бортового оборудования. Полётное задание для носителя состоит из точек траектории носителя и времени ожидания в каждой точке:

$$Tr_n = \{p_{\text{нвзл}}, p_{\text{н1}}, \dots, p_{\text{ни}}, \dots, p_{\text{нн}}, p_{\text{нпос}}\}; i = 1, \dots, n; \quad (2.6.1)$$

$$p_{\text{ни}} = (\alpha_{\text{ни}}, \beta_{\text{ни}}, D_{\text{исп}}); p_{\text{нвзл}} = (\alpha_{\text{нвзл}}, \beta_{\text{нвзл}}, D_{\text{нвзл}}); \quad (2.6.2)$$

$$p_{\text{нпос}} = (\alpha_{\text{нпос}}, \beta_{\text{нпос}}, D_{\text{нпос}}); \quad (2.6.3)$$

$$t_n = \{t_{\text{н1}}, \dots, t_{\text{нн}}\}.$$

Величина $D_{\text{исп}}$ определяется из требований к точности координат имитируемых целей, характеристик бортового оборудования и известных характеристик станции, как описано в разделе «2.4. Определение условий проведения испытаний».

Полётное задание для бортового оборудования включает в себя точки траектории для каждой имитируемой цели:

$$Tr_{\text{мц}j} = \{p_{\text{мц}j1}, \dots, p_{\text{мц}ji}, \dots, p_{\text{мц}jn}\}; j = 1, \dots, m; i = 1, \dots, n; \quad (2.6.4)$$

$$p_{\text{мц}ji} = (\alpha_{\text{мц}ji}, \beta_{\text{мц}ji}, D_{\text{мц}ji}); \alpha_{\text{мц}ji} = \alpha_{\text{ни}}; \beta_{\text{мц}ji} = \beta_{\text{ни}}. \quad (2.6.5)$$

План проведения измерений в конечном счёте будет состоять из точек траектории носителя, времени ожидания в каждой точке измерительной траектории и точек траекторий имитируемых целей:

$$Tr_n = \{p_{\text{нвзл}}, p_{\text{н1}}, \dots, p_{\text{ни}}, \dots, p_{\text{нн}}, p_{\text{нпос}}\}; i = 1, \dots, n; \quad (2.6.6)$$

$$t_n = \{t_{\text{н1}}, \dots, t_{\text{нн}}\}; \quad (2.6.7)$$

$$Tr_{\text{мц}1} = \{p_{\text{мц}11}, \dots, p_{\text{мц}1i}, \dots, p_{\text{мц}1n}\}; \quad (2.6.8)$$

$$\dots$$

$$Tr_{\text{мц}j} = \{p_{\text{мц}j1}, \dots, p_{\text{мц}ji}, \dots, p_{\text{мц}jn}\};$$

...

$$Tr_{mцm} = \{p_{mцm1}, \dots, p_{mцmi}, \dots, p_{mцmn}\}.$$

Рассчитываемый план будет выполняться с использованием какой-то физической реализацией изделия (носитель + бортовое оборудование) с фиксированными характеристиками, такими как шаг изменения дальности имитируемой цели $\Delta D_{mц}$, шаг изменения азимута моделируемой цели $\Delta \alpha_{mц}$ и другие. Наличие такой дискретности обусловлено тем, что физическая реализация не является идеальной и выполнена с некоторыми неточностями, которые связаны с текущим уровнем развития технологий и прочими факторами, присутствующими при изготовлении устройств. Например, датчики регистрации положения в пространстве фиксируют координаты с некоторой ошибкой, и тогда для того, чтобы фиксируемые координаты 2-х различных положений были отличны друг от друга с высокой вероятностью, необходимо чтобы координаты фиксируемых положений были отличны друг от друга не менее, чем некоторое минимальное расстояние.

Логика построения плана испытаний может подразумевать, что угловые координаты носителя и моделируемых целей выбираются в соответствии с какой-либо функцией, например, азимут моделируемой цели в процессе испытаний должен изменяться от некоторого начального $\alpha_{исп1}$ до некоторого конечного $\alpha_{исп2}$, тогда азимут точек траектории носителя, в которых будет фиксироваться его положение, может выглядеть как:

$$\alpha_{ni} = \alpha_{изм1} + i\Delta\alpha_{низм}; \quad (2.6.9)$$

$$\Delta\alpha_{низм} = h_{\alpha н} \Delta\alpha_{низм}, \quad (2.6.10)$$

где $h_{\alpha н}$ – целочисленный коэффициент, определяющий величину шага по азимуту при изменении положении носителя.

Подобным образом будут выражаться и остальные значимые характеристики с точки зрения планирования и выполнения текущих испытаний. Например: $h_{\alpha н}$ – целочисленный коэффициент, определяющий величину шага по азимуту при изменении положении носителя; $h_{\beta н}$ – целочисленный коэффициент, определяющий величину шага по углу места при изменении положении носителя; $h_{\alpha мц}$ – целочисленный коэффициент, определяющий величину шага по азимуту

при изменении положения моделируемой цели; $h_{D_{\text{мц}}}$ – целочисленный коэффициент, определяющий величину шага по дальности при изменении положения моделируемой цели и т.д.

Также траектории имитируемых целей должны содержать достижимые координаты, т.е.

$$D_{\text{мц}min} < D_{\text{мц}ij} < D_{\text{мц}max}. \quad (2.6.11)$$

Дополнительно, время выполнения облёта не должно превышать некоторого максимального:

$$T_n \leq T_{n \text{ макс}}. \quad (2.6.12)$$

С другой стороны, выполненный облёт должен дать максимальное количество информации для расчёта испытываемой характеристики по полученным координатам. Такой характеристикой может служить количество положений имитируемых целей N :

$$N \rightarrow \text{max}, \quad (2.6.13)$$

где N – суммарное количество положений имитируемых целей за время проведения испытаний.

Также коэффициенты, определяющие величину шага изменения положения имитируемых целей, должны иметь минимально возможное значение:

$$h_{\alpha_{\text{мц}}} \rightarrow \text{min}, h_{D_{\text{мц}}} \rightarrow \text{min}, h_{\beta_{\text{мц}}} \rightarrow \text{min}. \quad (2.6.14)$$

Если расценивать время полёта как ресурс, который можно тратить на реализацию такого плана испытаний, который может дать наибольшее количество положений имитируемых целей, то:

$$T_{\text{изм}} \rightarrow \text{max}, \quad (2.6.15)$$

где $T_{\text{изм}}$ – время, которое носитель находится на измерительной траектории.

Таким образом, приходим к некоторой системе уравнений и ограничений. Решением данной системы будет являться набор целочисленных положительных значений, определяющих шаг изменения координат: $h_{\alpha_{\text{мц}}}$, $h_{\beta_{\text{мц}}}$, $h_{D_{\text{мц}}}$, $h_{\alpha_{\text{н}}}$, $h_{\beta_{\text{н}}}$; количество точек полётного задания для носителя и имитируемых целей n ; количество имитируемых целей m . В общем случае решение должно определять план испытаний, обеспечивающий максимальное количество положений имитируемых целей.

Для определения координат точек траектории носителя и моделируемых целей используются уравнения (2.6.16), определяющие точки траектории носителя и моделируемых целей, с учётом, что угловые положения моделируемых целей равны угловому положению носителя:

$$\begin{aligned}\alpha_{ni} &= f_{\alpha_n}(\alpha_{изм1}, \alpha_{изм2}, i, n, k, \Delta\alpha_{низм}, \Delta\alpha_{мц}); \\ \beta_{ni} &= f_{\beta_n}(\beta_{изм1}, \beta_{изм2}, i, n, k, \Delta\beta_{низм}, \Delta\beta_{мц}); \\ D_{мцji} &= f_{D_{мц}}(D_{изм1}, D_{изм2}, i, j, n, m, k, \Delta D_{мц}).\end{aligned}\quad (2.6.16)$$

Уравнения (2.6.16) дополняются соотношениями (2.6.17-2.6.22), связанными с физической реализацией используемого оборудования, определяющими:

1. точность позиционирования моделируемых целей по азимуту, углу места, дальности:

$$\begin{aligned}\Delta\alpha_{мц} &= f_{\Delta\alpha_{мц}}(\sigma_{н\alpha}, D_{исп}); \\ \Delta\beta_{мц} &= f_{\Delta\beta_{мц}}(\sigma_{н\beta}, D_{исп}); \\ \Delta D_{мц} &= f_{\Delta D_{мц}}(\sigma_{нD}, \sigma_{тзг});\end{aligned}\quad (2.6.17)$$

2. шаг по азимуту, углу места, дальности для моделируемых целей при изменении их положения во время испытаний между оборотами антенны РЛС:

$$\begin{aligned}\Delta\alpha_{мцизм} &= h_{\alpha_{мц}}\Delta\alpha_{мц}; \\ \Delta\beta_{мцизм} &= h_{\beta_{мц}}\Delta\beta_{мц}; \\ \Delta D_{мцизм} &= h_{D_{мц}}\Delta D_{мц};\end{aligned}\quad (2.6.18)$$

3. соответствие доступного диапазона дальностей требуемым значениям дальностей:

$$\begin{aligned}D_{изм1} &> D_{мц\ min}; \\ D_{изм2} &< D_{мц\ max};\end{aligned}\quad (2.6.19)$$

4. соответствие требуемому времени полёта по траектории к максимально доступному времени полёта:

$$T_n \leq T_{n\ max}.\quad (2.6.20)$$

5. Соотношениями, ограничивающими целочисленные коэффициенты, определяющие величину шага моделируемых целей по координатам, при смене положения:

$$h_{\alpha_{мц}} \geq 1; h_{\beta_{мц}} \geq 1; h_{D_{мц}} \geq 1.\quad (2.6.21)$$

6. Дополнительными ограничениями, связанными с логикой проведения испытаний:

$$i \geq 1; i \leq n; j \geq 1; j \leq m; n > 1; m \geq 1. \quad (2.6.22)$$

Из получаемого множества решений выбираются только соответствующие условиям эффективности (2.6.23-2.6.25) для предлагаемых в следующей главе методик определения характеристик РЛС:

1. использования максимального доступного времени полёта:

$$T_H \rightarrow T_{H \text{ макс}}; \quad (2.6.23)$$

2. достижения минимального шага по координатам (азимут, угол места, дальность):

$$h_{\alpha_{\text{мц}}} \rightarrow \min; h_{\beta_{\text{мц}}} \rightarrow \min; h_{D_{\text{мц}}} \rightarrow \min; \quad (2.6.24)$$

3. использования максимального количества положений моделируемых целей:

$$N = mnk \rightarrow \max, \quad (2.6.25)$$

где D_{ni} – дальность i -ой точки траектории носителя; $\alpha_{\text{мц}ij}$ – азимут i -ой точки траектории j -ой моделируемой цели; $\beta_{\text{мц}ij}$ – угол места i -ой точки траектории j -ой моделируемой цели; $D_{\text{мц}ij}$ – дальность i -ой точки траектории j -ой моделируемой цели; $\alpha_{\text{изм}1}$ – начальный азимут при проведении испытаний; $\alpha_{\text{изм}2}$ – конечный азимут при проведении испытаний; n – количество точек траектории; m – количество одновременно используемых моделируемых целей; N – суммарное количество положений имитируемых целей за время проведения испытаний; k – время остановки носителя в каждой точке траектории, определяемое в количестве оборотов антенны РЛС; $\beta_{\text{изм}1}$ – начальный угол места при проведении испытаний; $\beta_{\text{изм}2}$ – конечный угол места при проведении испытаний; $\Delta\beta_{\text{низм}}$ – смещение по углу места для носителя; $D_{\text{изм}1}$ – начальная дальность целей при проведении испытаний; $D_{\text{изм}2}$ – конечная дальность целей при проведении испытаний; T_H – требуемое время полёта по траектории; $T_{\text{H макс}}$ – максимальное время полёта по траектории; $\Delta\alpha_H$ – минимально возможный шаг изменения азимута для носителя; $\Delta\alpha_{\text{мц}}$ – минимально возможный шаг изменения азимута для моделируемой цели; $\Delta\alpha_{\text{мц}изм}$ – шаг изменения азимута для моделируемой цели во время испытаний; $\Delta D_{\text{мц}}$ – минимальный шаг изменения дальности для моделируемой цели;

В целом получение численной оценки испытываемой характеристики выполняется по алгоритму, представленному блок-схемой на рис. 2.6.1.

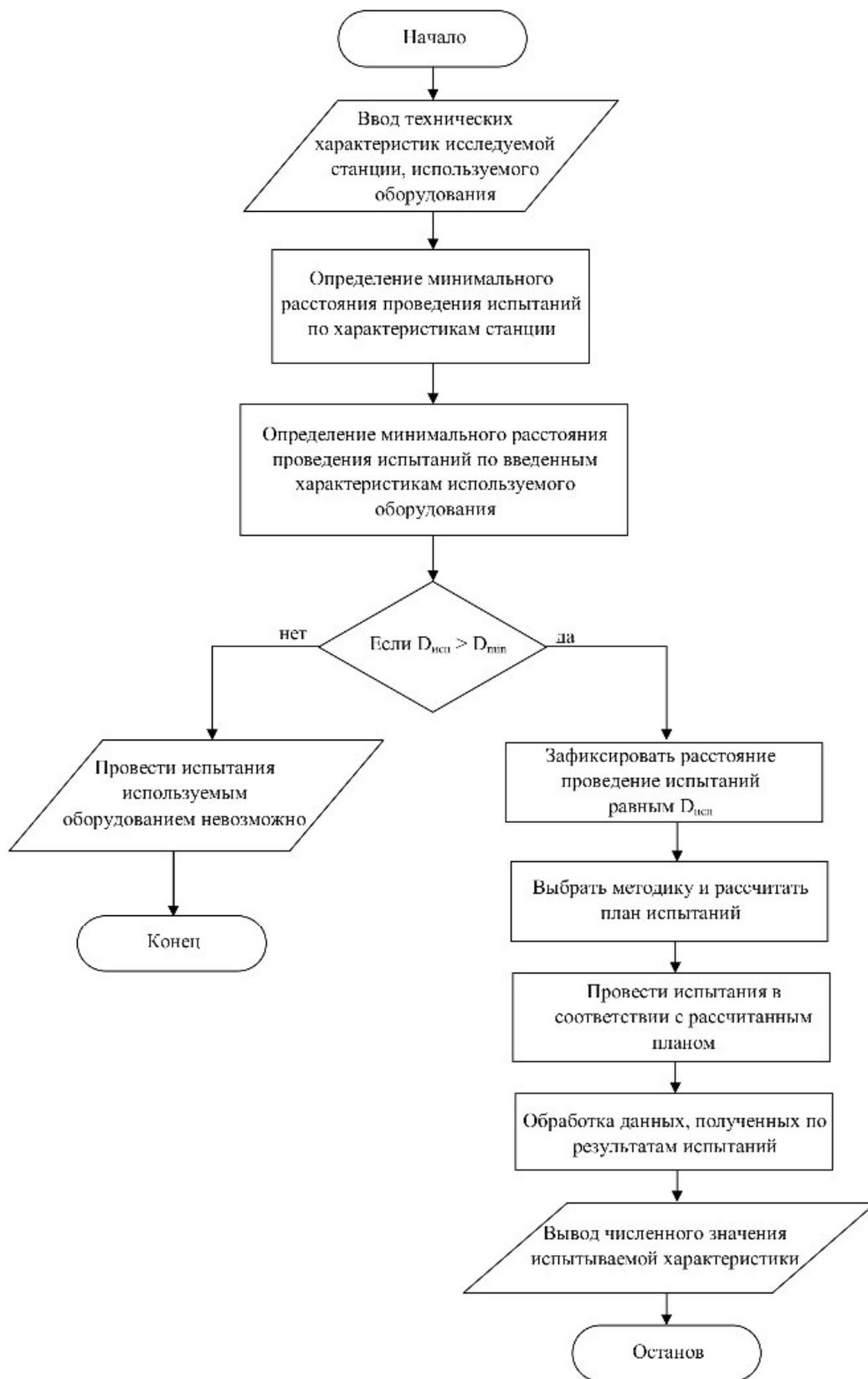


Рис. 2.6.1 – Блок-схема получения численной оценки испытываемой характеристики

2.7. Выводы по главе

1. В данной главе был рассмотрен метод испытания РЛС с использованием бортовой тестовой системы на основе БПЛА. Были рассмотрены следующие вопросы: расчёт тестового сигнала, соответствующего требуемым условиям испытаний; расчёт плана испытаний, включающего расчёт траекторий носителя и моделируемых целей. В частности, рассмотрены задачи:

- прямой и обратный пересчёт координат носителя и моделируемых целей из сферической системы координат в геодезическую систему координат;
- выбор дальности проведения измерений, исходя их характеристик РЛС, носителя, бортового оборудования;
- расчёт траектории носителя по траектории моделируемой цели;
- расчёт плана проведения испытаний через решение системы уравнений и неравенств, включающих в себя соотношения для выбора траектории носителя, моделируемых целей, количество одновременно используемых моделируемых целей, количество используемых точек траекторий на основе характеристик носителя, бортового оборудования, РЛС, ограничений на время полёта носителя.

2. Разработанный метод отличается от существующих тем, что:

- Испытания проводятся в реальных условиях функционирования наземной РЛС с использованием БПЛА и бортовой тестовой системы без использования реальной самолётов.
- Тестовый сигнал, излучаемый с борта БПЛА, в точке приёма искажается факторами, присутствующими в точке развертывания, таким образом, их не нужно как-то специально моделировать или учитывать в структуре излучаемого сигнала, он будет искажен в процессе испытаний внешней средой.
- Условия испытаний можно контролировать выбором траектории полёта БПЛА и структуры тестового сигнала, что в сумме даёт контроль траекторий моделируемых целей, определяющих условия испытаний.

Глава 3. Методики проведения испытаний с использованием тестовой системы на основе БПЛА

В главе 2 указано, что для выполнения планирования испытаний необходимо составить и решить уравнения (2.6.16) с учётом ограничений (2.6.16-2.6.22), вид которых зависит от задач испытаний и логики их проведения. Рассмотрим, как может осуществляться планирование испытаний при их проведении с использованием БПЛА. Будут рассмотрены испытания на определение дальности обнаружения целей и разрешающей способности для наземной импульсной РЛС кругового обзора.

3.1. Испытания на определение дальности обнаружения

При оценке дальности обнаружения рассматриваются 3 варианта: испытания с использованием одной моделируемой цели с фиксированными угловыми координатами; испытания с одновременным использованием нескольких моделируемых целей с фиксированными угловыми координатами; испытания с одновременным использованием нескольких моделируемых целей с изменяющимися угловыми координатами.

3.1.1. Методика проведения испытаний для оценки дальности обнаружения с использованием одной имитируемой цели

Рассмотрим вариант испытания РЛС на дальность обнаружения с использованием одной имитируемой цели с заданными постоянными угловыми координатами. Во время выполнения испытаний носитель с бортовым оборудованием позиционируется на заданных угловых координатах $\alpha_{\text{изм}}$, $\beta_{\text{изм}}$ на расстоянии $D_{\text{исп}}$ и находится на заданных координатах в течение всего времени проведения испытаний. Бортовой генератор излучает тестовый сигнал, содержащий информацию об одной моделируемой цели, дальность которой изменяется от $D_{\text{изм min}}$ до $D_{\text{изм max}}$ с заданным шагом $\Delta D_{\text{изм}}$ через некоторые промежутки времени $t_{\text{нi}}$. За время проведения испытаний траектория имитируемой цели будет содержать n точек, каждая из которых имеет координаты

$(\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{мц}})$, где дальность моделируемой цели зависит от номера точки траектории моделируемой цели.



Рис. 3.1.1.1 – Схема проведения испытаний на определение дальности обнаружения с использованием одной моделируемой цели

Исходя из логики построения испытаний, следует, что

$$n = \frac{D_{\text{изм}2} - D_{\text{изм}1}}{\Delta D_{\text{изм}}}. \quad (3.1.1.1)$$

Величина шага изменения дальности имитируемой цели:

$$\Delta D_{\text{изм}} = h_{D_{\text{мц}}} \Delta D_{\text{мц}}, \quad (3.1.1.2)$$

где h – целый коэффициент, определяющий шаг изменения дальности.

Время проведения измерений будем рассчитывать, условившись, что антенна РЛС вращается с заданным периодом:

$$T_{\text{изм}} = nkT_{\text{обРЛС}}. \quad (3.1.1.3)$$

В данном случае полётный план для носителя будет иметь вид (в полярных координатах):

$$Tr_n = \{p_{\text{нвзл}}, p_{\text{н}1}, \dots, p_{\text{н}i}, \dots, p_{\text{н}n}, p_{\text{нпос}}\}; p_{\text{н}1} = \dots = p_{\text{н}n}; \quad (3.1.1.4)$$

$$p_{\text{н}i} = (\alpha_{\text{н}i}, \beta_{\text{н}i}, D_{\text{исп}}); i = 1, \dots, n; \quad (3.1.1.5)$$

$$t_n = \{t_{\text{н}1}, \dots, t_{\text{н}n}\}; t_{\text{н}1} = \dots = t_{\text{н}n} = kT_{\text{обРЛС}}. \quad (3.1.1.6)$$

Он соответствует ситуации, когда носитель взлетает с точки взлёта, долетает до точки начала измерений с координатами $\alpha_{изм}$, $\beta_{изм}$ и ожидает в течении времени $nkT_{обрЛС}$.

Полётный план для имитируемой цели:

$$Tr_{мц} = \{p_{мц1}, \dots, p_{мцn}\}; \quad (3.1.1.7)$$

$$p_{мци} = (\alpha_{мци}, \beta_{мци}, D_{мци}) = (\alpha_{изм}, \beta_{изм}, D_{изм1} + (i - 1)\Delta D_{изм}); \quad (3.1.1.8)$$

$$t_{мц} = \{t_{мц1}, \dots, t_{мцn}\}; t_{мц1} = \dots = t_{мцn} = kT_{обрЛС}. \quad (3.1.1.9)$$

Такой полётный план соответствует ситуации, когда используется одна имитируемая цель, угловые координаты которой равны $\alpha_{изм}$, $\beta_{изм}$, а дальность изменяется от $D_{изм1}$ до $D_{изм2}$ через время равное $kT_{обрЛС}$ с шагом $\Delta D_{изм}$.

Оценка реализуемости плана измерений. Для определения начальной дальности и конечной дальности имитируемой цели, величины шага и периода его изменения необходимо иметь представление о том, сколько времени займёт полет, т.е. необходимо учитывать ограничение на доступное время полёта.

С одной стороны, время полёта будет рассчитываться в соответствии с (3.1.1.10):

$$T_{н} = t_{взл} + T_{изм} + t_{пос}, \quad (3.1.1.10)$$

где $T_{н}$ – время, затрачиваемое на полёт; $t_{взл}$ – время, необходимое для перелёта с точки взлёта на первую точку измерительной траектории; $t_{пос}$ – время, необходимое для перелёта в точку посадки с последней точки измерительной траектории; $T_{изм}$ – время, затрачиваемое на измерительную траекторию.

План измерений будет реализуем, если выполнено условие (3.1.1.11):

$$T_{н} \leq T_{нмакс}, \quad (3.1.1.11)$$

где $T_{нмакс}$ – максимально возможное время полёта для используемого носителя.

С другой стороны, время необходимое для выполнения имитирования цели рассчитывается в соответствии с уравнением (3.1.1.12):

$$T_{изм} = \sum_{i=1}^n t_{hi} = \sum_{i=1}^n t_{мци} = nkT_{обрЛС}, \quad (3.1.1.12)$$

где n – количество положений имитируемой цели; $t_{мци}$ – время нахождения имитируемой цели на заданной дальности; $t_{ни}$ – время нахождения носителя в заданной точке.

Учитывая, что заданный отрезок дальности может быть не кратен $\Delta D_{мц}$, то:

$$n = \left\lceil \frac{D_{изм2} - D_{изм1}}{\Delta D_{изм}} \right\rceil + 1. \quad (3.1.1.13)$$

В итоге получаем уравнения расчета дальности обнаруживаемых целей для формирования тестовых сигналов на носителе. Решением будут являться значения (k, h, n) , определяющие множества реализуемых планов измерений при фиксированных условиях испытаний $\Delta D_{мц}$, $T_{макс}$, $\sigma_{rн}$, $\sigma_{tзг}$, $t_{п}$; параметрах станции $T_{обрлс}$; условий измерений $D_{изм1}$, $D_{изм2}$.

Для определения координаты дальности (3.1.1.14) имитируемой цели необходимо определить значения величин $(k, h_{D_{мц}}, n)$ с учётом соотношений и ограничений (3.1.1.15-3.1.1.23):

$$D_{мц}(i) = D_{изм1} + (i - 1)\Delta D_{мцизм}; \quad (3.1.1.14)$$

$$\Delta D_{мц} = 3 \sqrt{\sigma_{Dн}^2 + \left(\frac{\sigma_{згс}}{2}\right)^2}; \quad (3.1.1.15)$$

$$\Delta D_{мцизм} = h_{D_{мц}} \Delta D_{мц}; \quad (3.1.1.16)$$

$$n = \left\lceil \frac{D_{изм2} - D_{изм1}}{\Delta D_{изм}} \right\rceil + 1; \quad (3.1.1.17)$$

$$T_{изм} = nkT_{обрлс}; \quad (3.1.1.18)$$

$$T_{н} = t_{взл} + T_{изм} + t_{пос}; \quad (3.1.1.19)$$

$$D_{изм1} \geq D_{мцmin}; \quad (3.1.1.20)$$

$$D_{изм2} \leq D_{мцmax}; \quad (3.1.1.21)$$

$$T_{н} \leq T_{макс}; \quad (3.1.1.22)$$

$$k \geq 1; n \geq 2; h_{D_{мц}} \geq 1. \quad (3.1.1.23)$$

Таким образом, вид плана проведения измерений, включающего в себя полётное задание для носителя и имитируемой цели, в данном случае определяют целочисленные k , $h_{D_{\text{мц}}}$ и количество положений имитируемой цели n .

Предполагается, что $\alpha_{\text{изм}}$, $\beta_{\text{изм}}$ – фиксируются и выбираются заранее и в процессе не изменяются; время оборота антенны $T_{\text{обрЛС}}$ также фиксировано и не изменяется; точность контроля дальности моделируемых целей $\Delta D_{\text{мц}}$ является рассчитываемой характеристикой используемого оборудования и фиксированной. Возможен один или несколько вариантов точек взлёта/посадки $p_{\text{взл}}$, $p_{\text{пос}}$, которые определены заранее и не изменяются.

Тогда необходимо при заданных фиксированных параметрах $p_{\text{взл}}$, $p_{\text{пос}}$, $D_{\text{исп}}$, $\alpha_{\text{изм}}$, $\beta_{\text{изм}}$, $\Delta D_{\text{мц}}$, $T_{\text{обрЛС}}$, $D_{\text{изм1}}$, $D_{\text{изм2}}$ найти множество планов измерений, определяемых целыми величинами n , k , $h_{D_{\text{мц}}}$, либо дать ответ, что решений нет.

Рассмотрим, чем будет обусловлен выбор значений n , k , $h_{D_{\text{мц}}}$. Для этого проанализируем зависимости величин n , k , $h_{D_{\text{мц}}}$, $T_{\text{изм}}$ для выбора наиболее подходящих решений из множества существующих решений. Зависимости представлены в табл. 3.1:

Табл. 3.1.1.1 – Зависимости между величинами n , k , $h_{D_{\text{мц}}}$, $T_{\text{изм}}$

$n \sim \frac{1}{h_{D_{\text{мц}}}}$	$h_{D_{\text{мц}}} \sim \frac{1}{n}$	$k \sim \frac{1}{n}$	$T_{\text{изм}} \sim n$
$n \sim \frac{1}{k}$	$h \sim k$	$k \sim h_{D_{\text{мц}}}$	$T_{\text{изм}} \sim k$
$n \sim T_{\text{изм}}$	$h_{D_{\text{мц}}} \sim \frac{1}{T_{\text{изм}}}$	$k \sim T_{\text{изм}}$	$T_{\text{изм}} \sim \frac{1}{h_{D_{\text{мц}}}}$

Из табл. 3.1.1.1. видно, что при стремлении к увеличению количества точек полётного плана ($n \rightarrow \max$) для имитируемой цели увеличивается время выполнения измерений $T_{\text{изм}}$, уменьшается время ожидания цели в одной точке (из-за уменьшения коэффициента k), уменьшается величина шага между положениями имитируемой цели (из-за уменьшения коэффициента $h_{D_{\text{мц}}}$). В итоге получим план измерений, в котором всё доступное время для полёта тратится на траекторию имитируемой цели, содержащую наибольшее количество положений

имитируемой цели с наименьшим шагом между точками траектории имитируемой цели и наименьшим временем ожидания в точках полётного плана для имитируемой цели.

При стремлении к уменьшению шага дальности между положениями имитируемой цели ($h \rightarrow \min$) увеличивается время измерений $T_{\text{изм}}$, увеличивается количество точек полётного плана n для имитируемой цели, уменьшается время ожидания имитируемой цели в заданной точке (из-за уменьшения коэффициента k). В итоге получим план измерений с минимальным шагом между точками и временем ожидания в каждой точке, как и в предыдущем варианте. Таким образом, стремление к увеличению точек траектории имитируемой цели ($n \rightarrow \max$) и стремление к уменьшению шага между точками траектории ($h_{D_{\text{мц}}} \rightarrow \min$) эквивалентно.

При стремлении к увеличению времени ожидания имитируемой цели в заданной точке ($k \rightarrow \max$) увеличивается время измерений $T_{\text{изм}}$, увеличивается величина шага между положениями имитируемой цели (из-за увеличения коэффициента $h_{D_{\text{мц}}}$), уменьшается количество положений полётного плана n для имитируемой цели. Как итог в предельном случае получим план измерений, в котором цель находится в двух положениях ($D_{\text{изм1}}$ и $D_{\text{изм2}}$) максимальное количество времени, вырабатывая весь ресурс времени носителя.

При стремлении к уменьшению времени измерений $T_{\text{изм}}$ ($T_{\text{изм}} \rightarrow \min$) уменьшается количество положений полётного плана n для имитируемой цели, уменьшается время ожидания имитируемой цели в заданной точке (из-за уменьшения коэффициента k), увеличивается величина шага между положениями имитируемой цели (из-за увеличения коэффициента $h_{D_{\text{мц}}}$). При таком подходе получим план измерений с траекторией имитируемой цели, содержащей наименьшее количество точек траектории с наибольшим шагом и наименьшим временем ожидания в заданной точке для имитируемой цели.

Так как время измерений ограничено временем полёта носителя, и оно сравнительно небольшое (около 30 минут), то имеет смысл выработать временной ресурс носителя полностью, расходуя его в первую очередь на уменьшение шага

между точками траектории (увеличение точек траектории имитируемой цели). Если ещё остаётся ресурс времени, и уменьшение коэффициента h уже невозможно, то можно потратить оставшийся ресурс времени на увеличенное время ожидания имитируемой цели в заданной точке.

Поэтому необходимо, сначала искать решения, исходя из стремления к уменьшению шага дальности между точками траектории имитируемой цели:

$$h_{D_{ми}} \rightarrow \min. \quad (3.1.1.24)$$

А из найденных решений выбирать те, в которых имитируемая цель ожидает в точках полётного задания для имитируемой цели наибольшее количество времени:

$$k \rightarrow \max. \quad (3.1.1.25)$$

3.1.2. Методика расчёта плана испытаний для оценки дальности обнаружения с использованием нескольких имитируемых целей

Возможен также вариант одновременного использования нескольких имитируемых целей. На рис. 3.1.2.1 приведена схема предлагаемых испытаний.

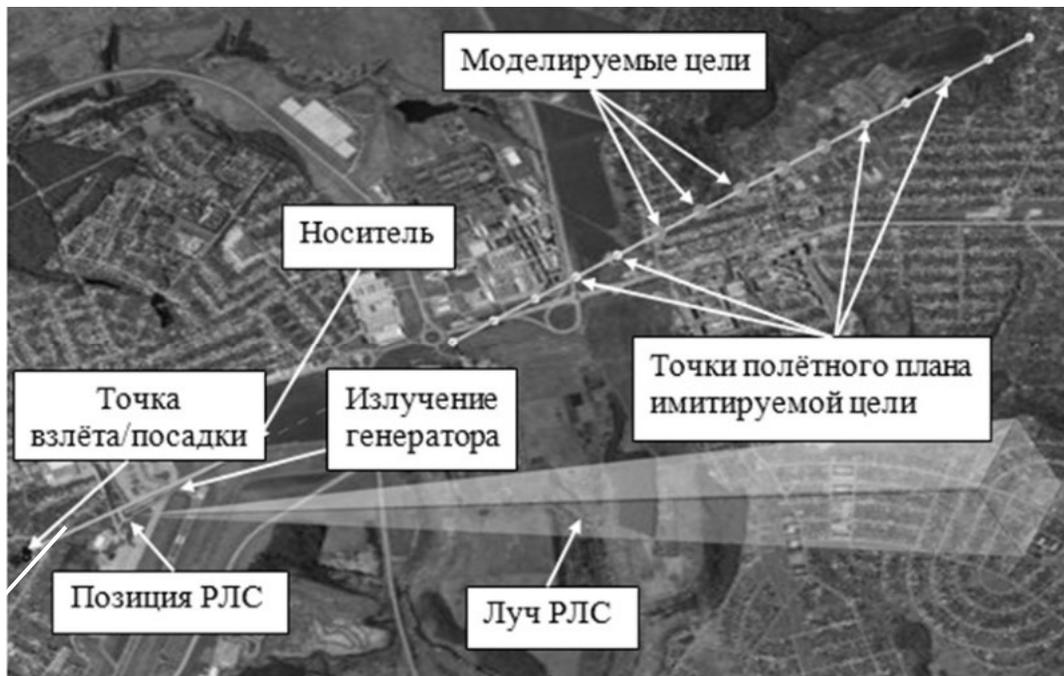


Рис. 3.1.2.1 – Схема выполнения испытаний на определение дальности обнаружения с использованием нескольких моделируемых целей

Для проведения испытаний носитель с точки взлёта летит в точку с координатами $(\alpha_{изм}, \beta_{изм}, D_{исп})$ и находится в указанной точке на протяжении всего

времени измерений. Бортовой генератор излучает сигнал, содержащий информацию об m моделируемых целях, находящихся друг от друга на расстоянии $\Delta D_{\text{изм}}$. Через время t_n кратное периоду вращения антенны РЛС координата дальности моделируемых целей изменяется на величину $m\Delta D_{\text{изм}}$. Таким образом, в течении всего времени испытаний моделируемые цели перекрывают дальности от $D_{\text{изм1}}$ до $D_{\text{изм2}}$. Траектории моделируемых целей состоят из n точек, угловые координаты которых совпадают с координатами носителя и равны $(\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}})$, а координата дальности изменяется с шагом $m\Delta D_{\text{мцизм}}$.

Исходя из логики построения испытаний, следует, что:

$$n = \frac{D_{\text{изм2}} - D_{\text{изм1}} + \Delta D_{\text{мцизм}}}{m\Delta D_{\text{изм}}}. \quad (3.1.2.1)$$

Величина шага изменения дальности имитируемой цели:

$$\Delta D_{\text{изм}} = h_{D_{\text{мц}}} \Delta D_{\text{мц}}, \quad (3.1.2.2)$$

где h – целый коэффициент, определяющий шаг изменения дальности

Время проведения измерений будем рассчитывать, условившись, что антенна РЛС вращается с заданным периодом:

$$T_{\text{изм}} = nkT_{\text{обРЛС}}. \quad (3.1.2.3)$$

Полётное задание для носителя выглядит так же, как и в случае с использованием одной моделируемой цели:

$$Tr_n = \{p_{\text{нвзл}}, p_{\text{н1}}, \dots, p_{\text{ни}}, \dots, p_{\text{нн}}, p_{\text{нпос}}\}; p_{\text{н1}} = \dots = p_{\text{нн}}; \quad (3.1.2.4)$$

$$p_{\text{ни}} = (\alpha_{\text{ни}}, \beta_{\text{ни}}, D_{\text{исп}}); i = 1, \dots, n; \quad (3.1.2.5)$$

$$t_n = \{t_{\text{н1}}, \dots, t_{\text{нн}}\}; t_{\text{н1}} = \dots = t_{\text{нн}} = kT_{\text{обРЛС}}. \quad (3.1.2.6)$$

Полётный план для m имитируемых целей:

$$Tr_{\text{мц1}} = \{p_{\text{мц11}}, \dots, p_{\text{мц1n}}\}; \quad (3.1.2.7)$$

$$p_{\text{мц1i}} = (\alpha_{\text{мц1i}}, \beta_{\text{мц1i}}, D_{\text{мц1i}}) = (\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{изм1}} + m(i-1)\Delta D_{\text{мцизм}}); \quad (3.1.2.8)$$

...

$$Tr_{\text{мцj}} = \{p_{\text{мцj1}}, \dots, p_{\text{мцjn}}\}; \quad (3.1.2.9)$$

$$p_{\text{мцji}} = (\alpha_{\text{мцji}}, \beta_{\text{мцji}}, D_{\text{мцji}}) = (\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{изм1}} + (m(i-1) + (j-1))\Delta D_{\text{мцизм}}); \quad (3.1.2.10)$$

...

$$Tr_{mцm} = \{p_{mцm1}, \dots, p_{mцmn}\}; \quad (3.1.2.11)$$

$$p_{mцmi} = (\alpha_{mцmi}, \beta_{mцmi}, D_{mцmi}) = \\ = (\alpha_{изм}, \beta_{изм}, D_{изм1} + (m(i-1) + (m-1))\Delta D_{мцизм}); \quad (3.1.2.12)$$

На рис. 3.1.2.2 представлен пример полётного плана для имитируемых целей в ситуации, когда одновременно используется 5 моделируемых целей. В данном случае моделируемые цели распределены с шагом $\Delta D_{изм}$, при смене текущей точки полётного плана дальность для каждой цели в группе изменяется на величину $m\Delta D_{изм}$. В процессе измерений группа целей перемещается, начиная от дальности $D_{изм1}$ и до тех пор, пока не будет достигнута отметка дальности $D_{изм2}$ для последней цели в группе.

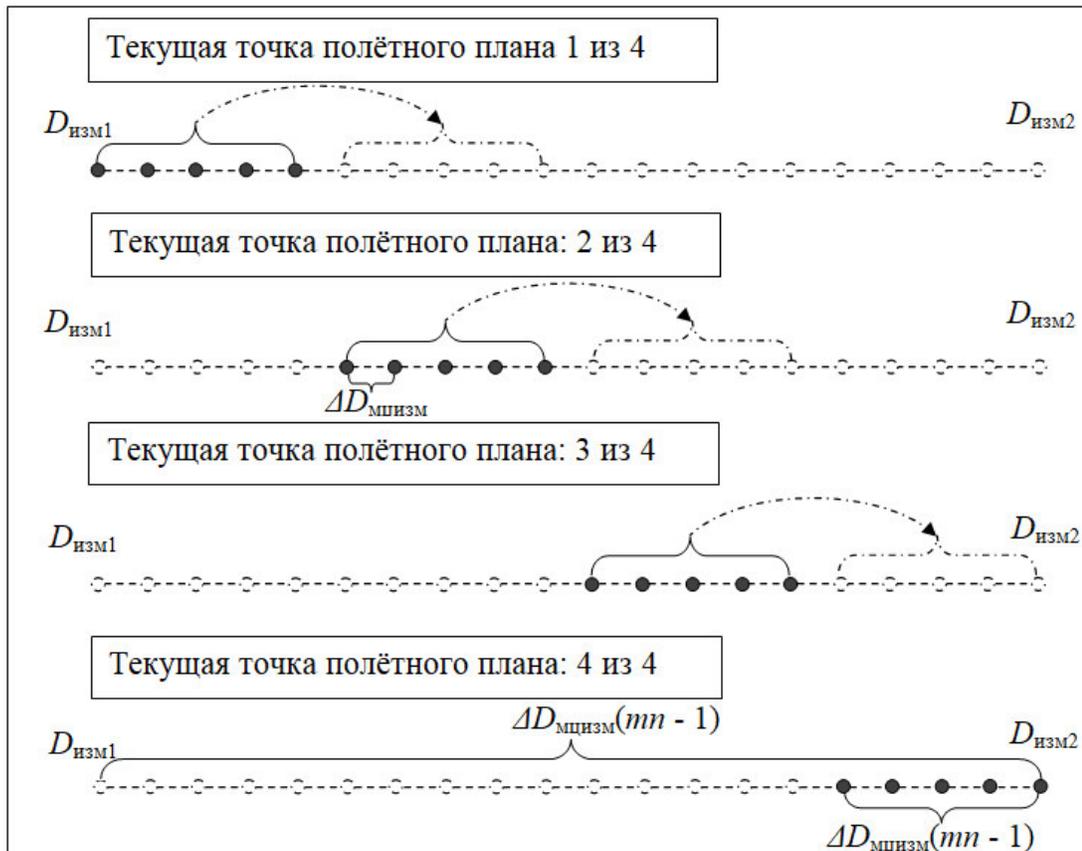


Рис. 3.1.2.2 – Пример распределения 5 имитируемых целей на исследуемом отрезке дальности при отработке каждой точки полётного плана для имитируемых целей

Таким образом, вид плана проведения измерений, включающего в себя полётное задание для носителя и имитируемой цели, в данном случае определяют

целочисленные k , $h_{\text{ДМЦ}}$, количество положений имитируемой цели n , количество одновременно используемых имитируемых целей m .

Предполагается, что $\alpha_{\text{изм}}$, $\beta_{\text{изм}}$ – фиксируются и выбираются заранее и в процессе не изменяются; время оборота антенны $T_{\text{обРЛС}}$ также фиксировано и не изменяется; точность контроля дальности моделируемых целей $\Delta D_{\text{МЦ}}$ является рассчитываемой характеристикой используемого оборудования и фиксированной. Возможен один или несколько вариантов точек взлёта/посадки $p_{\text{взл}}$, $p_{\text{пос}}$, которые определены заранее и не изменяются.

Тогда необходимо при заданных фиксированных параметрах $p_{\text{взл}}$, $p_{\text{пос}}$, $D_{\text{исп}}$, $\alpha_{\text{изм}}$, $\beta_{\text{изм}}$, $\Delta D_{\text{МЦ}}$, $T_{\text{обРЛС}}$, $D_{\text{изм1}}$, $D_{\text{изм2}}$ найти множество планов измерений, определяемых целыми величинами n , k , $h_{\text{ДМЦ}}$, m , либо дать ответ, что решений нет.

Рассмотрим, чем будет обусловлен выбор значений n , k , $h_{\text{ДМЦ}}$, m .

Оценка реализуемости. Для определения начальной дальности $D_{\text{изм1}}$ и конечной дальности $D_{\text{изм2}}$ имитируемой цели, величины шага $\Delta D_{\text{МЦизм}}$ и периода $kT_{\text{обРЛС}}$ его изменения необходимо иметь представление о том, сколько времени займёт полет, т.е. необходимо учитывать ограничение на доступное время полёта.

С одной стороны, время полёта будет рассчитываться в соответствии с

$$T_{\text{н}} = t_{\text{взл}} + T_{\text{изм}} + t_{\text{пос}}. \quad (3.1.2.13)$$

План измерений будет реализуем, если выполнено условие:

$$T_{\text{н}} \leq T_{\text{нмакс}}. \quad (3.1.2.14)$$

С другой стороны, время необходимое для выполнения плана полёта имитируемой цели рассчитывается в соответствии с уравнением:

$$T_{\text{изм}} = \sum_{i=1}^n t_{\text{hi}} = nkT_{\text{обРЛС}}. \quad (3.1.2.15)$$

Учитывая, что заданный отрезок дальности может быть не кратен $\Delta D_{\text{МЦ}}$, то

$$n = \left\lceil \frac{D_{\text{изм2}} - D_{\text{изм1}} + \Delta D_{\text{МЦизм}}}{m\Delta D_{\text{изм}}} \right\rceil. \quad (3.1.2.16)$$

В итоге получаем систему уравнений для расчета дальности обнаруживаемых целей для формирования тестовых сигналов на носителе. Решением данной системы будут являться значения $(k, h_{\text{ДМЦ}}, n)$, определяющие множества

реализуемых планов измерений при фиксированных условиях испытаний $\Delta D_{\text{мц}}$, $T_{\text{макс}}$, $\sigma_{D_{\text{н}}}$, $\sigma_{t_{\text{зг}}}$, $t_{\text{п}}$; параметрах станции $T_{\text{обрЛС}}$; условий измерений $D_{\text{изм1}}$, $D_{\text{изм2}}$:

$$D_{\text{мц}ji}(j, i) = D_{\text{изм1}} + (m(i - 1) + (j - 1))\Delta D_{\text{мцизм}}; \quad (3.1.2.17)$$

$$\Delta D_{\text{мц}} = 3 \sqrt{\sigma_{D_{\text{н}}}^2 + \left(\frac{\sigma_{\text{згС}}}{2}\right)^2}; \quad (3.1.2.18)$$

$$\Delta D_{\text{мцизм}} = h_{D_{\text{мц}}}\Delta D_{\text{мц}}; \quad (3.1.2.19)$$

$$n = \left\lceil \frac{D_{\text{изм2}} - D_{\text{изм1}} + \Delta D_{\text{мцизм}}}{m\Delta D_{\text{изм}}} \right\rceil; \quad (3.1.2.20)$$

$$T_{\text{изм}} = nkT_{\text{обрЛС}}; \quad (3.1.2.21)$$

$$T_{\text{н}} = t_{\text{взл}} + T_{\text{изм}} + t_{\text{пос}}; \quad (3.1.2.22)$$

$$D_{\text{изм1}} \geq D_{\text{мцmin}}; \quad (3.1.2.23)$$

$$D_{\text{изм2}} \leq D_{\text{мцmax}}; \quad (3.1.2.24)$$

$$T_{\text{н}} \leq T_{\text{макс}}; \quad (3.1.2.25)$$

$$j \geq 1; j \leq m; i \geq 1; i \leq n \quad (3.1.2.26)$$

$$k \geq 1; n \geq 2; m \geq 1; h_{D_{\text{мц}}} \geq 1. \quad (3.1.2.27)$$

Необходимо выбрать величину, в соответствии с которой будет оптимизироваться выбор решения. Для этого проанализируем зависимости величин n , $h_{D_{\text{мц}}}$, k , m , $T_{\text{изм}}$. Зависимости представлены в табл. 3.1.2.1.

Табл. 3.1.2.1 – Зависимости между величинами n , $h_{D_{\text{мц}}}$, k , m , $T_{\text{изм}}$

$n \sim \frac{1}{h_{D_{\text{мц}}}}$	$h_{D_{\text{мц}}} \sim \frac{1}{n}$	$k \sim \frac{1}{n}$	$m \sim \frac{1}{n}$	$T_{\text{изм}} \sim n$
$n \sim \frac{1}{k}$	$h \sim k$	$k \sim h_{D_{\text{мц}}}$	$m \sim k$	$T_{\text{изм}} \sim k$
$n \sim T_{\text{изм}}$	$h_{D_{\text{мц}}} \sim \frac{1}{T_{\text{изм}}}$	$k \sim T_{\text{изм}}$	$m \sim \frac{1}{T_{\text{изм}}}$	$T_{\text{изм}} \sim \frac{1}{h_{D_{\text{мц}}}}$
$n \sim \frac{1}{m}$	$h_{D_{\text{мц}}} \sim \frac{1}{m}$	$k \sim m$	$m \sim \frac{1}{h_{D_{\text{мц}}}}$	$T_{\text{изм}} \sim \frac{1}{m}$

По зависимостям величин, представленным в табл. 3.1.2.1, можно сделать следующие основные выводы относительно одновременного использования имитируемых целей:

1. Увеличение числа одновременно используемых имитируемых целей m уменьшает время, необходимое на измерения $T_{\text{изм}}$.

2. Увеличение числа одновременно используемых имитируемых целей m увеличивает количество точек полётного плана для траектории имитируемых целей.

3. Увеличение числа одновременно используемых имитируемых целей m способствует увеличению доступному времени ожидания имитируемой цели в заданной точке за счёт уменьшения времени измерений $T_{\text{изм}}$.

4. Увеличение числа одновременно используемых имитируемых целей m способствует уменьшению шага дальности между имитируемыми целями за счёт уменьшения коэффициента $h_{\text{ДМЦ}}$.

Таким образом, использование большего количества имитируемых целей даёт выигрыш по времени измерений, который можно использовать для увеличения количества точек траектории имитируемых целей и, как следствие, большей плотности имитируемых целей на заданном отрезке дальности. Либо ресурс времени можно использовать на увеличение времени ожидания имитируемых целей в заданной точке для накопления большего количества информации об одних и тех же положениях имитируемой цели.

3.1.3. Методика проведения испытаний для оценки дальности обнаружения с изменением угловых координат нескольких имитируемых целей

Предлагается проведение испытаний по следующей схеме: носитель с бортовым оборудованием движется по заданной траектории с некоторого начального азимута до конечного на одинаковом расстоянии от РЛС (по дуге окружности заданного радиуса). Бортовое оборудование формирует тестовый сигнал, соответствующий тому, что на заданном отрезке дальности от начальной до конечной находится заданное количество целей, равномерно распределенных по исследуемому отрезку дальности, как представлено на рис. 3.1.3.1 – 3.1.3.2.

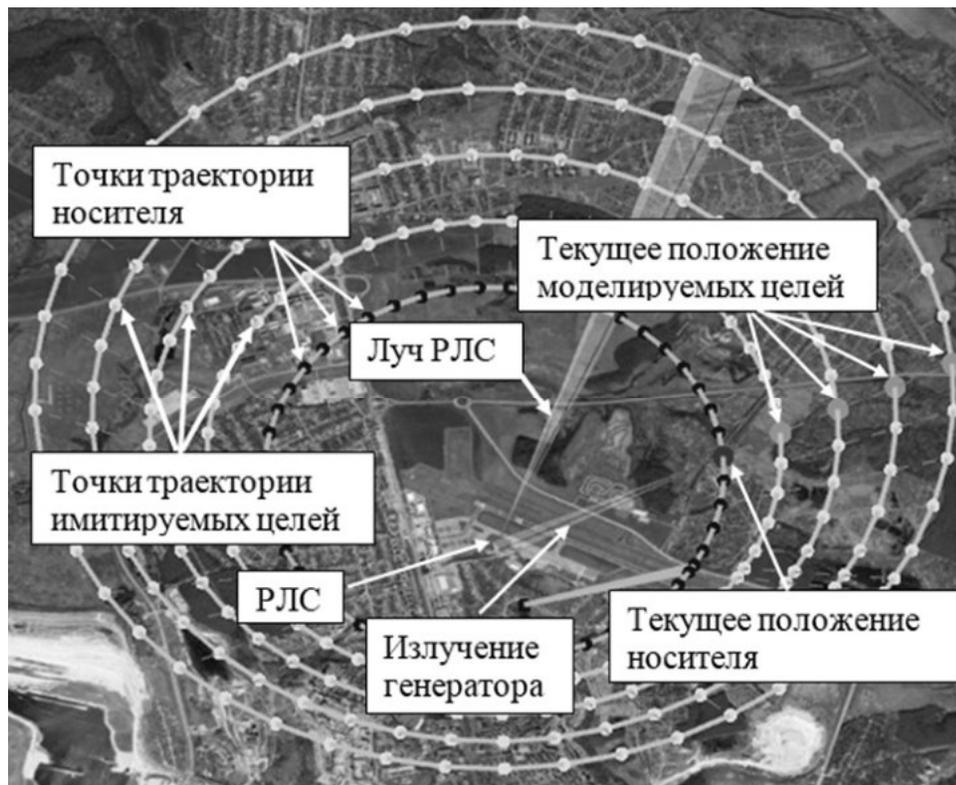


Рис. 3.1.3.1 – Схема проведения испытаний на оценку дальности с использованием нескольких моделируемых целей с изменением угловых координат

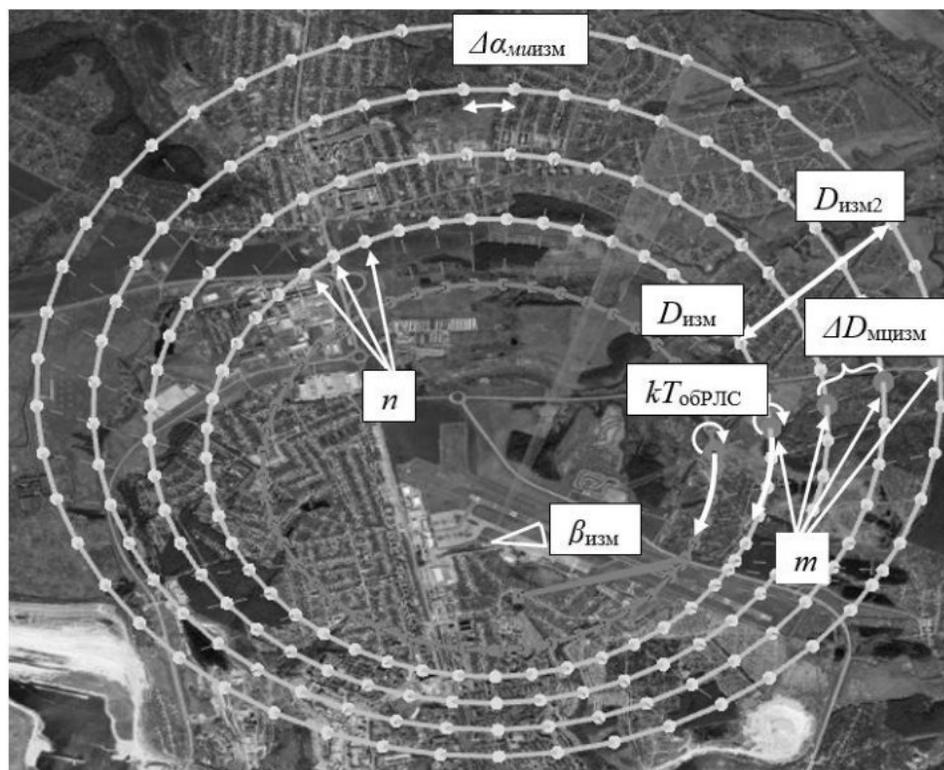


Рис. 3.1.3.2 – Обозначения, используемые при планировании испытаний на оценку дальности с использованием нескольких моделируемых целей с изменением угловых координат

Носитель из точки взлёта летит в точку траектории с координатами $(\alpha_{\text{изм1}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{исп}})$, останавливается в ней в течение времени t_n , кратного периоду оборота антенны РЛС. По истечении времени ожидания перелетает в точку с координатами $(\alpha_{\text{изм1}} + \Delta\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{исп}})$, смещаясь по азимуту на величину $\Delta\alpha_{\text{изм}}$, и снова ожидает в заданной точке. Полёт носителя длится до тех пор, пока не будет достигнута точка с координатами $(\alpha_{\text{изм2}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{исп}})$, затем носитель летит в точку посадки. Во время испытаний бортовой генератор излучает тестовый сигнал, содержащий информацию об m моделируемых целях, равномерно распределенных на отрезке дальностей от $D_{\text{изм1}}$ до $D_{\text{изм2}}$ с шагом $\Delta D_{\text{мцизм}}$. Траектория имитируемых целей состоит из n точек, в каждой точке угловые координаты моделируемых целей равны угловым координатам носителя, а координата дальности для каждой моделируемой цели постоянна, но её значение зависит от номера моделируемой цели.

Задача заключается в построении плана проведения измерений, исходя из возможностей оборудования и характеристик станции. Также будем считать, что исследуемая станция осуществляет круговой обзор пространства.

Из логики проведения испытаний следует, что

$$\alpha_{\text{изм2}} = \alpha_{\text{изм1}} + (n - 1)\Delta\alpha_{\text{мцизм}}; \quad (3.1.3.1)$$

$$D_{\text{изм2}} = D_{\text{изм1}} + (m - 1)\Delta D_{\text{мцизм}}; \quad (3.1.3.2)$$

$$\Delta D_{\text{мцизм}} = h_{D_{\text{мц}}} \Delta D_{\text{мц}}; \quad (3.1.3.3)$$

$$\Delta\alpha_{\text{мцизм}} = h_{\alpha_{\text{мц}}} \Delta\alpha_{\text{мц}}. \quad (3.1.3.4)$$

Шаг по азимуту $\Delta\alpha_{\text{мцизм}}$ и дальности $\Delta D_{\text{мцизм}}$ определяется из характеристик используемого оборудования и доступного времени полёта. Время, затрачиваемое на измерительную траекторию, будет определяться как сумма времени всех остановок и времени, необходимого для перемещения между точками. Условимся, что носитель должен успевать изменять своё положение до начала следующего оборота. Здесь существует 2 варианта: носитель движется либо по ходу направления движения луча, либо против. Для оценки времени возьмём

наихудшую оценку, когда носитель движется против хода движения луча, тогда он должен успевать переместиться в новую точку траектории за время:

$$T_{\text{обРЛС}} \left(1 - \frac{\Delta\alpha_{\text{мцизм}}}{360^\circ} \right). \quad (3.1.3.6)$$

Оценка необходимого времени выполнения измерений будет рассчитываться по формуле:

$$T_{\text{изм}} = nkT_{\text{обРЛС}} + T_{\text{обРЛС}} \left(1 - \frac{\Delta\alpha_{\text{мцизм}}}{360^\circ} \right) (n - 1). \quad (3.1.3.7)$$

Носитель между точками траектории движется по хорде окружности радиуса $D_{\text{изм}} \cos(\beta_{\text{изм}})$, которая опирается на угол $\Delta\alpha_{\text{изм}}$. Для оценки будем считать длину дуги окружности, а не длину хорды. В такую оценку будет заложен запас времени на различные внешние факторы, препятствующие движению. Будем считать, что носитель между точками траектории движется равномерно с заданной скоростью, тогда время необходимое для перемещения на угол $\Delta\alpha_{\text{изм}}$ будет рассчитываться как время, необходимое для перемещения на расстояние равное длине дуги сектора, опирающегося на угол $\Delta\alpha_{\text{изм}}$, со скоростью $v_{\text{н}}$

$$t_{\text{нп}} = \frac{\left(\frac{\Delta\alpha_{\text{мцизм}}}{180^\circ} \pi \right) D_{\text{изм}} \cos(\beta_{\text{изм}})}{v_{\text{н}}}. \quad (3.1.3.8)$$

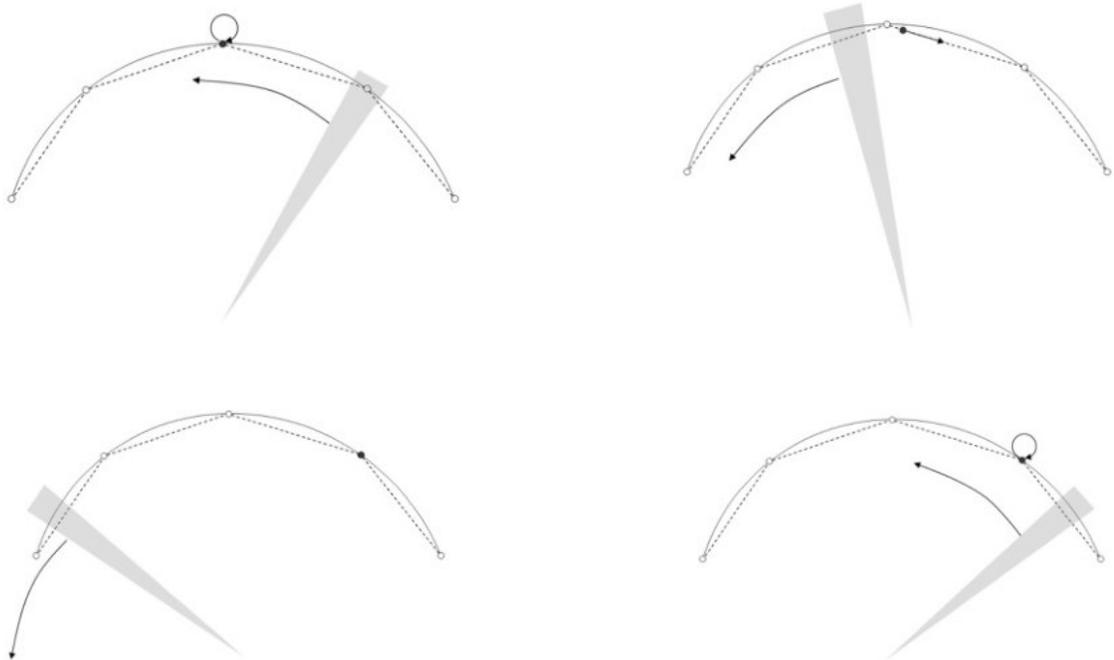


Рис. 3.1.3.3 – Перемещение носителя по траектории в зависимости от положения луча

Полётное задание для носителя будет иметь вид:

$$Tr_n = \{p_{нвзл}, p_{н1}, \dots, p_{ни}, \dots, p_{нn}, p_{нпос}\}; p_{н1} = \dots = p_{нn}; \quad (3.1.3.9)$$

$$p_{ни} = (\alpha_{изм1} + (i - 1)\Delta\alpha_{изм}, \beta_{изм}, D_{исп}); i = 1, \dots, n; \quad (3.1.3.10)$$

$$t_n = \{t_{н1}, \dots, t_{нn}\}; t_{н1} = \dots = t_{нn} = kT_{обРЛС}. \quad (3.1.3.11)$$

Такой полётный план соответствует ситуации, когда носитель движется по дуге окружности от начального азимута $\alpha_{изм1}$ до конечного азимута $\alpha_{изм2}$ на постоянном удалении $D_{исп}$ от РЛС и постоянном угле места $\beta_{изм}$. В каждой точке измерительной траектории носитель останавливается на время $kT_{обРЛС}$.

Полётное задание для имитируемых целей будет выглядеть следующим образом:

$$Tr_{мц1} = \{p_{мц11}, \dots, p_{мц1n}\}; \quad (3.1.3.12)$$

$$p_{мц1i} = (\alpha_{мц1i}, \beta_{мц1i}, D_{мц1i}) = (\alpha_{изм1}, \beta_{изм}, D_{мцизм1}); \quad (3.1.3.13)$$

...

$$Tr_{мцj} = \{p_{мцj1}, \dots, p_{мцjn}\}; \quad (3.1.3.15)$$

$$p_{мцji} = (\alpha_{мцji}, \beta_{мцji}, D_{мцji}) \\ = (\alpha_{изм1} + (i - 1)\Delta\alpha_{изм}, \beta_{изм}, D_{изм1} + (j - 1)\Delta D_{мцизм}); \quad (3.1.3.16)$$

...

$$Tr_{мцm} = \{p_{мцm1}, \dots, p_{мцmn}\}; \quad (3.1.3.17)$$

$$p_{мцmi} = (\alpha_{мцmi}, \beta_{мцmi}, D_{мцmi}) = \\ = (\alpha_{изм1} + (i - 1)\Delta\alpha_{изм}, \beta_{изм}, D_{изм1} + (m - 1)\Delta D_{мцизм}) \quad (3.1.3.18)$$

Такой полётный план для имитируемых целей соответствует ситуации, когда используется m моделируемых целей, угловые координаты всех m целей совпадают и равны координатам носителя. Каждая цель имеет различную координату дальности, но фиксированную для каждой из целей. Конфигурация плана при заданных условиях испытаний $\alpha_{изм1}$, $\alpha_{изм2}$, $\beta_{изм}$, $D_{изм1}$, $D_{изм2}$ и имеющихся параметрах оборудования $\Delta\alpha_{мц}$, $\Delta D_{мц}$ будет определяться значениями величин n , m и коэффициентами $h_{\alpha_{мц}}$, $h_{D_{мц}}$, k .

Координаты точек траектории носителя и моделируемых целей определяются решением уравнений (3.1.3.19).

$$\alpha_{ни}(i) = \alpha_{изм1} + (i - 1)\Delta\alpha_{мцизм}; \quad (3.1.3.19)$$

$$D_{мцји}(j) = D_{изм1} + (j - 1)\Delta D_{мцизм}.$$

Уравнения (3.1.3.19) дополняются соотношениями (3.1.3.20-3.1.3.24), связанными с физической реализацией используемого оборудования, определяющими:

1. шаг по азимуту, углу места, дальности для моделируемых целей при изменении их положения во время испытаний между оборотами антенны РЛС:

$$\Delta\alpha_{мцизм} = h_{\alpha_{мц}}\Delta\alpha_{мц}; \quad (3.1.3.20)$$

$$\Delta D_{мцизм} = h_{D_{мц}}\Delta D_{мц};$$

2. соответствие доступного диапазона дальностей требуемым значениям дальностей и выбранной величины шага изменения координат к максимально возможным:

$$D_{изм2} = D_{изм1} + (m - 1)\Delta D_{мцизм};$$

$$\alpha_{изм2} = \alpha_{изм1} + (n - 1)\Delta\alpha_{мцизм};$$

$$\alpha_{мцизм} > \Delta\alpha_{мцизм}min; \Delta\alpha_{мцизм} < \Delta\alpha_{мцизм}max; \quad (3.1.3.21)$$

$$\Delta D_{мцизм} > \Delta D_{мцизм}min; \Delta D_{мцизм} < \Delta D_{мцизм}max;$$

3. соответствие требуемому времени полёта по траектории к максимально доступному времени полёта:

$$t_{нп} = \frac{\left(\frac{\Delta\alpha_{мцизм}}{180^\circ}\pi\right) D_{изм} \cos(\beta_{изм})}{v_n};$$

$$T_{изм} = nkT_{обРЛС} + T_{обРЛС} \left(1 - \frac{\Delta\alpha_{мцизм}}{360^\circ}\right) (n - 1); \quad (3.1.3.22)$$

$$T_n = t_{взл} + T_{изм} + t_{нос};$$

$$T_n \leq T_{нмакс}, t_{нп} < T_{обРЛС} \left(1 - \frac{\Delta\alpha_{мцизм}}{360^\circ}\right).$$

4. Соотношениями, ограничивающими целочисленные коэффициенты, определяющие величину шага моделируемых целей по координатам, при смене положения:

$$h_{\alpha_{мц}} \geq 1; h_{D_{мц}} \geq 1. \quad (3.1.3.23)$$

5. Дополнительными ограничениями, связанными с логикой проведения испытаний. Предполагается, что используется более одной моделируемой цели, траектория состоит как минимум из двух точек, время ожидания носителя в каждой точке как минимум равно времени одного оборота антенны:

$$i \geq 1; i \leq n; j \geq 1; j \leq m; n > 1; m > 1; k \geq 1. \quad (3.1.3.24)$$

Из получаемого множества решений выбираются только соответствующие условиям эффективности (3.1.3.25-3.1.3.26):

1. использования максимального доступного времени полёта:

$$T_n \rightarrow T_{n \max}; \quad (3.1.3.25)$$

2. достижения минимального шага по координатам (азимут, угол места, дальность):

$$h_{\alpha_{мц}} \rightarrow \min; h_{D_{мц}} \rightarrow \min; \quad (3.1.3.26)$$

3. использования максимального количества положений моделируемых целей:

$$N = mnk \rightarrow \max; \quad (3.1.3.27)$$

3.2. Испытания на определение разрешающей способности по дальности

При оценке разрешающей способности по дальности рассматриваются 3 варианта: испытания с использованием одной моделируемой цели с фиксированными угловыми координатами; испытания с одновременным использованием нескольких моделируемых целей с фиксированными угловыми координатами; испытания с одновременным использованием нескольких моделируемых целей с изменяющимися угловыми координатами.

3.2.1. Методика проведения испытаний для оценки разрешающей способности по дальности с использованием одной пары имитируемых целей

Предлагается измерять разрешающую способность РЛС по дальности на заданных угловых координатах с использованием 2 имитируемых целей (1 пары). При выполнении испытаний угловые координаты одной цели будут постоянными, а у другой координата дальности будет изменяться с некоторым шагом. Введем следующие обозначения: $\alpha_{изм}$ – исследуемый азимут; $\beta_{изм}$ – исследуемый угол места; $D_{изм1}$, $D_{изм2}$ – начальная и конечная исследуемая дальность; $\Delta D_{изм}$ – шаг изменения дальности между целями в паре; $\rho_{изм}$ – исследуемая величина разрешающей способности; n – количество точек измерений.



Рис. 3.2.1.1 – Схема проведения испытаний с использованием одной пары моделируемых целей

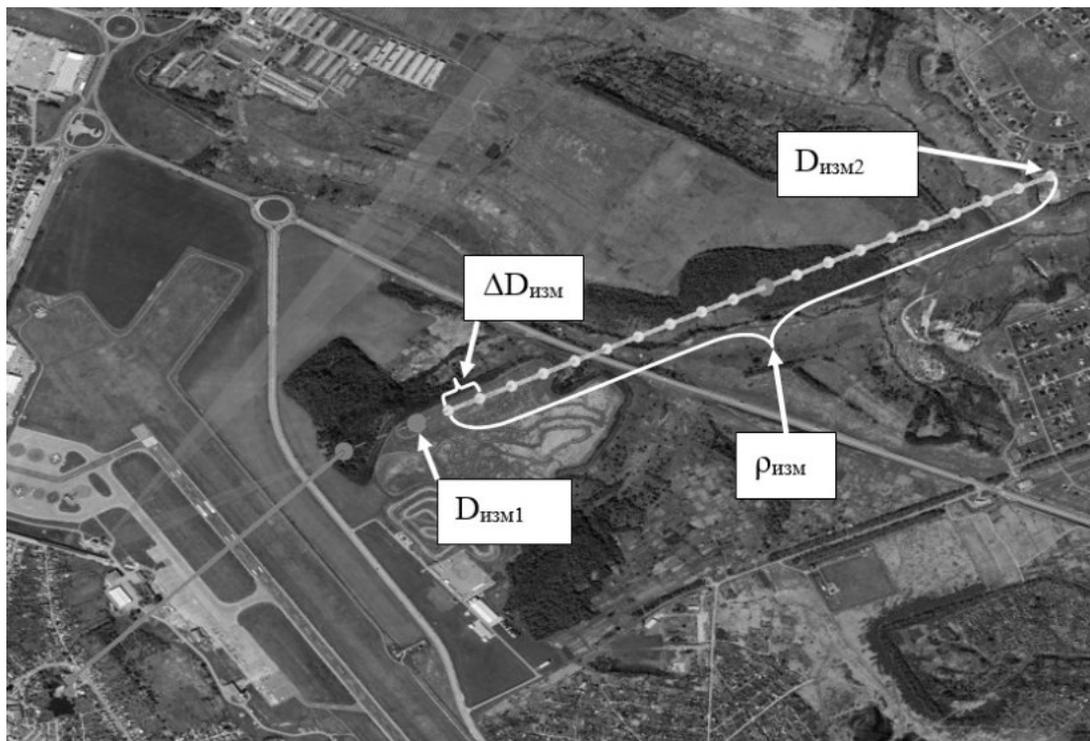


Рис. 3.2.1.2 – Обозначения, используемые при планировании испытаний с использованием одной пары моделируемых целей

Исходя из логики проведения испытаний, величина исследуемой разрешающей способности рассчитывается по формуле:

$$\rho_{\text{изм}} = \Delta D_{\text{изм}}(n - 1). \quad (3.2.1.1)$$

Максимальная дальность второй цели в паре:

$$D_{\text{изм}2} = D_{\text{изм}1} + \rho_{\text{изм}}. \quad (3.2.1.2)$$

Так как в процессе испытаний может наблюдаться отметка дальности от носителя, то дальность первой цели в паре должна быть больше, чем текущее положение носителя. Мерить добавочное расстояние будем через величину предполагаемой разрешающей способности РЛС. Поэтому дальность первой цели в паре будем определять по формуле:

$$D_{\text{изм}1} = D_{\text{исп}} + \Delta D_w; \quad (3.2.1.3)$$

$$\Delta D_w = h_{\text{рлс}} \rho_{\text{Дрлс}}. \quad (3.2.1.4)$$

Величину шага по дальности будем отмерять величиной точности контроля дальности имитируемых целей через целочисленный коэффициент:

$$\Delta D_{\text{изм}} = h_{\text{Дмц}} \Delta D_{\text{мц}}. \quad (3.2.1.5)$$

Полётное задание для носителя должно соответствовать ситуации, когда носитель вылетает из точки взлёта, летит в точку измерений и находится в ней заданное время, затем возвращается обратно в точку посадки. В данном случае полётный план для носителя будет иметь вид (в полярных координатах):

$$Tr_n = \{p_{\text{нвзл}}, p_{\text{н}1}, \dots, p_{\text{н}i}, \dots, p_{\text{н}n}, p_{\text{нпос}}\}; p_{\text{н}1} = \dots = p_{\text{н}n}; \quad (3.2.1.6)$$

$$p_{\text{н}i} = (\alpha_{\text{изм}1} + (i - 1)\Delta\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{исп}}); i = 1, \dots, n; \quad (3.2.1.7)$$

$$t_n = \{t_{\text{н}1}, \dots, t_{\text{н}n}\}; t_{\text{н}1} = \dots = t_{\text{н}n} = kT_{\text{обрлс}}. \quad (3.2.1.8)$$

Полётный план имитируемых целей должен содержать точки для 2 х целей, в которых координаты первой цели не изменяются, а у второй изменяется координата дальности через некоторые промежутки времени на заданную величину. В данном случае полётный план для имитируемых целей будет иметь вид (в полярных координатах).

Полётный план для первой цели в паре:

$$Tr_{\text{мц}1i} = \{p_{\text{мц}1i1}, \dots, p_{\text{мц}1in}\}; \quad (3.2.1.9)$$

$$p_{\text{мц}1ii} = (\alpha_{\text{мц}1ii}, \beta_{\text{мц}1ii}, D_{\text{мц}1ii}) = (\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{изм}1}). \quad (3.2.1.10)$$

Полётный план для второй цели в паре:

$$Tr_{\text{мц111}} = \{p_{\text{мц1111}}, \dots, p_{\text{мц111n}}\}; \quad (3.2.1.11)$$

$$p_{\text{мц111}i} = (\alpha_{\text{мц111}i}, \beta_{\text{мц111}i}, D_{\text{мц111}i}) = (\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{изм1}} + i\Delta D_{\text{изм}}). \quad (3.2.1.12)$$

Таким образом, изменяется только координата дальности второй цели, определяемая уравнением (3.2.1.13). Дальность второй цели рассчитывается с учётом соотношений и ограничений (3.2.1.14-3.2.1.24):

$$D_{\text{мц111}i}(i) = D_{\text{изм1}} + i\Delta D_{\text{изм}}; \quad (3.2.1.13)$$

$$\rho_{\text{изм}} = \Delta D_{\text{изм}}(n - 1); \quad (3.2.1.14)$$

$$D_{\text{изм1}} = D_{\text{исп}} + \Delta D_w; \quad (3.2.1.15)$$

$$D_{\text{изм2}} = D_{\text{изм1}} + \rho_{\text{изм}}; \quad (3.2.1.16)$$

$$\Delta D_w = h_{\text{рлс}} \rho_{\text{Дрлс}}; \quad (3.2.1.17)$$

$$\Delta D_{\text{изм}} = h_{\text{Дмц}} \Delta D_{\text{мц}}; \quad (3.2.1.18)$$

$$T_{\text{изм}} = nkT_{\text{обРЛС}}; \quad (3.2.1.19)$$

$$T_{\text{н}} \leq T_{\text{макс}}; \quad (3.2.1.20)$$

$$D_{\text{изм1}} \geq D_{\text{мцmin}}; D_{\text{изм2}} \leq D_{\text{мцmax}}; \quad (3.2.1.21)$$

$$\Delta D_w > \rho_{\text{изм}}; \quad (3.2.1.22)$$

$$i \geq 1; i \leq n; \quad (3.2.1.23)$$

$$k \geq 1; n \geq 2; h_{\text{Дмц}} \geq 1; h_{\text{рлс}} \geq 1. \quad (3.2.1.24)$$

Решением будут значения $(n, k, h_D, h_{\text{рлс}})$, которые удовлетворяют заданным ограничениям. Поиск решения будет выполнять в направлении максимизации суммарного количества положений моделируемых целей:

$$N = nk \rightarrow \text{max}. \quad (3.2.1.25)$$

3.2.2. Методика проведения испытаний для оценки разрешающей способности по дальности с использованием нескольких имитируемых целей

Рассмотренный ранее вариант измерения разрешающей способности по дальности с применением одной пары имитируемых целей можно модифицировать, используя заданное количество. В этом случае каждая из пар находится на некотором расстоянии друг от друга, а расстояние между целями в паре соответствует величине разрешающей способности, проверяемой парой

целей. Как и раньше первая цель в каждой паре имеет постоянные не изменяющиеся координаты, а вторая цель смещается по дальности с заданным шагом при прошествии некоторого времени. Расстояние между целями в каждой паре соответствует величине проверяемой разрешающей способности по дальности, величина которой различается для каждой пары и изменяется во время измерений. Носитель, как и раньше, вылетает из точки взлёта и летит в точку выполнения измерений, в которой зависит заданное количество времени и затем летит в точку посадки.

После выполнения измерений (или в процессе по экрану индикатора) по данным РЛС определяется минимальное расстояние между двумя целями, на котором они ещё различимы.

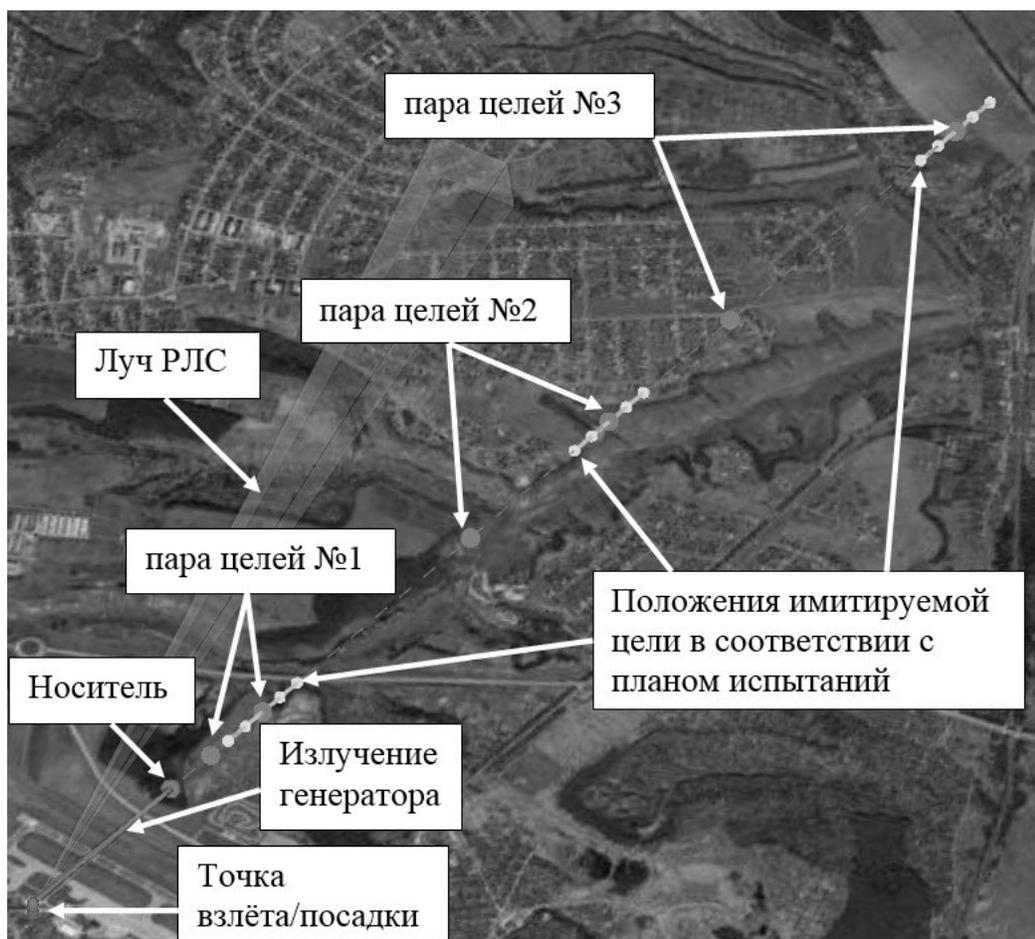


Рис. 3.2.2.1 – Обозначения, используемые при планировании испытаний с использованием нескольких пар моделируемых целей

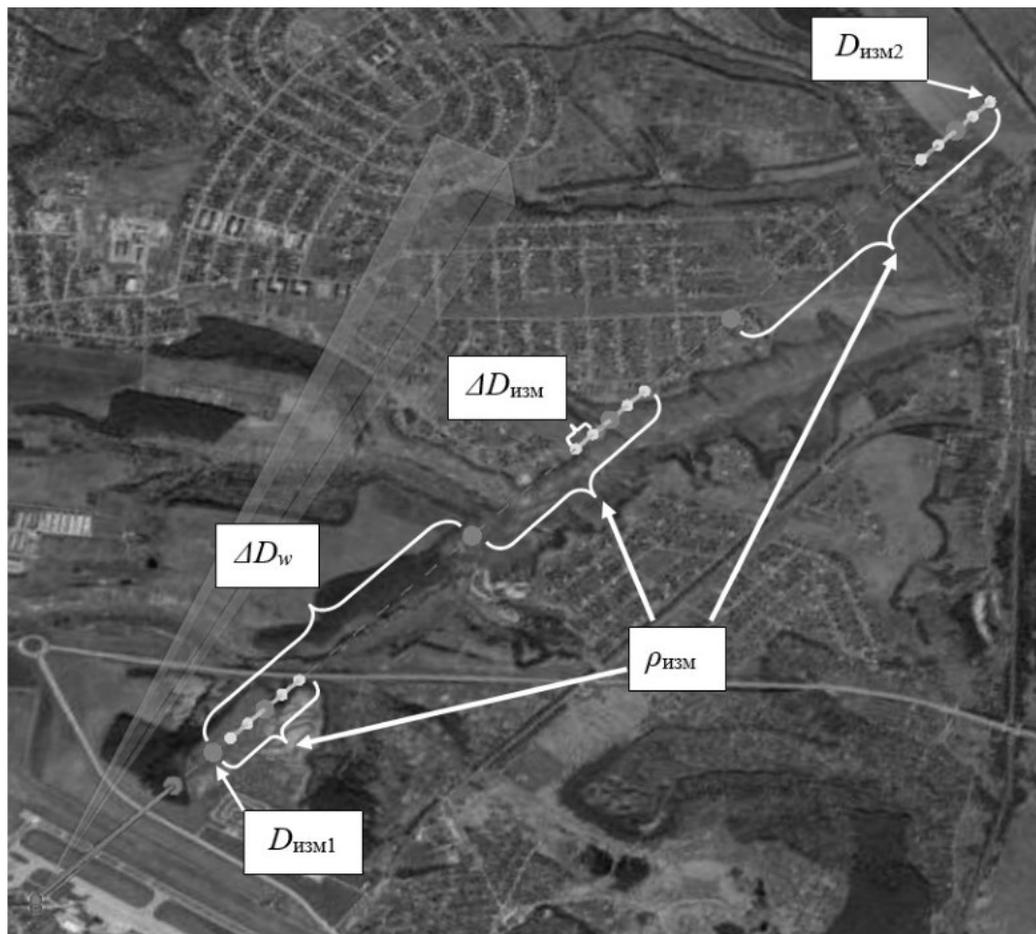


Рис. 3.2.2.2 – Схема выполнения испытаний с использованием нескольких пар моделируемых целей

Введем следующие обозначения: $\alpha_{\text{изм}}$ – исследуемый азимут; $\beta_{\text{изм}}$ – исследуемый угол места; $D_{\text{изм1}}$, $D_{\text{изм2}}$ – начальная и конечная исследуемая дальность; ΔD_D – шаг изменения дальности между целями в паре; ΔD_w – расстояние между соседними парами целей; $\rho_{\text{изм}}$ – максимальное значение исследуемой величины разрешающей способности; w – количество одновременно используемых пар имитируемых целей; n – количество точек измерений.

Исходя из логики проведения предлагаемых измерений, получаем, что количество используемых имитируемых целей определяется количеством используемых пар целей:

$$m = 2w. \quad (3.2.2.1)$$

Исследуемое максимальное разрешение:

$$\rho_{\text{изм}} = (wn - 1)\Delta D_{\text{изм}}. \quad (3.2.2.2)$$

Взаимосвязь между начальной дальностью, расстоянием выбора испытаний и характеристиками РЛС:

$$D_{\text{изм1}} = D_{\text{исп}} + \Delta D_w; \quad (3.2.2.3)$$

$$\Delta D_w = h_{\text{рлс}} \rho_{D_{\text{рлс}}}. \quad (3.2.2.4)$$

Взаимосвязь между конечной дальностью, количеством используемых пар целей и исследуемой величиной разрешающей способности:

$$D_{\text{изм2}} = D_{\text{изм1}} + (w - 1)\Delta D_w + \rho_{\text{изм}}. \quad (3.2.2.5)$$

Взаимосвязь между шагом изменения дальности и точностью контроля дальности моделируемой цели:

$$\Delta D_{\text{изм}} = h_{D_{\text{мц}}} \Delta D_{\text{мц}}. \quad (3.2.2.6)$$

Полётное задание для носителя выглядит, как и раньше:

$$Tr_n = \{p_{\text{нвзл}}, p_{n1}, \dots, p_{ni}, \dots, p_{nn}, p_{\text{нпос}}\}; p_{n1} = \dots = p_{nn}; \quad (3.2.2.7)$$

$$p_{ni} = (\alpha_{\text{изм1}} + (i - 1)\Delta\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{исп}}); i = 1, \dots, n; \quad (3.2.2.8)$$

$$t_n = \{t_{n1}, \dots, t_{nn}\}; t_{n1} = \dots = t_{nn} = kT_{\text{обрлс}}. \quad (3.2.2.9)$$

При таком полётном задании носитель с точки взлёта переместится в точку посадки и будет ожидать заданное количество оборотов антенны РЛС, затем отправится на посадку.

Полётный план для имитируемых целей содержит траекторию для заданного количества пар целей. Причём координаты первой цели в каждой паре остаются неизменными, а координаты другой цели в каждой паре должны изменяться на заданную величину дальности через заданные промежутки времени. В результате расстояние между каждой парой целей будет соответствовать величине проверяемой разрешающей способности по дальности, которая различна для каждой пары целей и изменяется на заданную величину в процессе измерений. В данном случае полётный план для имитируемых целей будет иметь вид (в полярных координатах):

Полётный план для первой цели в первой паре:

$$Tr_{\text{мц1I}} = \{p_{\text{мц1I1}}, \dots, p_{\text{мц1In}}\}; \quad (3.2.2.10)$$

$$p_{\text{мц1Ii}} = (\alpha_{\text{мц1Ii}}, \beta_{\text{мц1Ii}}, D_{\text{мц1Ii}}) = (\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{изм1}}). \quad (3.2.2.11)$$

Полётный план для второй цели в первой паре:

$$Tr_{мц1II} = \{p_{мц1II1}, \dots, p_{мц1II n}\}; \quad (3.2.2.12)$$

$$p_{мц1II i} = (\alpha_{мц1II i}, \beta_{мц1II i}, D_{мц1II i}) = (\alpha_{изм}, \beta_{изм}, D_{изм1} + i\Delta D_{изм}). \quad (3.2.2.13)$$

Полётный план для первой цели в j-ой паре:

$$Tr_{мцjI} = \{p_{мцjI1}, \dots, p_{мцjIn}\}; \quad (3.2.2.14)$$

$$p_{мцjI i} = (\alpha_{мцjI i}, \beta_{мцjI i}, D_{мцjI i}) = (\alpha_{изм}, \beta_{изм}, D_{изм1} + \Delta D_w(j - 1)). \quad (3.2.2.15)$$

Полётный план для второй цели в j-ой паре:

$$Tr_{мцjII} = \{p_{мцjII1}, \dots, p_{мцjII n}\}; \quad (3.2.2.16)$$

$$\begin{aligned} p_{мцjII i} &= (\alpha_{мцjII i}, \beta_{мцjII i}, D_{мцjII i}) = \\ &= (\alpha_{изм}, \beta_{изм}, D_{изм1} + \Delta D_w(j - 1) + ((w - 1)n + i)\Delta D_{изм}). \end{aligned} \quad (3.2.2.17)$$

Полётный план для первой цели в крайней паре:

$$Tr_{мцwI} = \{p_{мцwI1}, \dots, p_{мцwIn}\}; \quad (3.2.2.18)$$

$$p_{мцwI i} = (\alpha_{мцwI i}, \beta_{мцwI i}, D_{мцwI i}) = (\alpha_{изм}, \beta_{изм}, D_{изм1} + \Delta D_{изм}(w - 1)). \quad (3.2.2.19)$$

Полётный план для второй цели в крайней паре:

$$Tr_{мцwII} = \{p_{мцwII1}, \dots, p_{мцwII n}\}; \quad (3.2.2.20)$$

$$\begin{aligned} p_{мцwII i} &= (\alpha_{мцwII i}, \beta_{мцwII i}, D_{мцwII i}) = \\ &= (\alpha_{изм}, \beta_{изм}, D_{изм1} + \Delta D_w(w - 1) + ((w - 1)n + i)\Delta D_{изм}). \end{aligned} \quad (3.2.2.21)$$

Для определения точек траектории моделируемых целей

Время, необходимое для выполнения измерений:

$$T_{изм} = nkT_{обРЛС}. \quad (3.2.2.22)$$

Время, необходимое для выполнения облёта:

$$T_H = t_{взл} + T_{изм} + t_{пос}. \quad (3.2.2.23)$$

Таким образом, необходимо определить значения координат целей в каждой паре:

$$D_{мцjI i}(j) = D_{изм1} + \Delta D_w(j - 1); \quad (3.2.2.23)$$

$$D_{мцjII i}(j, i) = D_{изм1} + \Delta D_w(j - 1) + ((w - 1)n + i)\Delta D_{изм}; \quad (3.2.2.24)$$

с учётом соотношений (3.2.2.1-3.2.2.6, 3.2.2.22, 3.2.2.23) и дополнительных ограничений:

$$T_H \leq T_{\max}; \quad (3.2.2.25)$$

$$D_{\text{изм}1} \geq D_{\text{мц}min}; D_{\text{изм}2} \leq D_{\text{мц}max}; \quad (3.2.2.26)$$

$$\Delta D_w > 2\rho_{\text{изм}}; \quad (3.2.2.27)$$

$$i \geq 1; i \leq n; j \geq 1; j \leq m; \quad (3.2.2.28)$$

$$k \geq 1; n \geq 2; w \geq 2; h_{D\text{мц}} \geq 1; h_{\text{рлс}} \geq 1. \quad (3.2.2.29)$$

Сначала необходимо найти все решения, удовлетворяющие неравенствам системы. Решениями будут являться значения $(n, w, k, h_{\text{рлс}}, h_{D\text{мц}})$. Наиболее интересны будут решения, для которых план измерений содержит наибольшее количество проверяемых разрешений.

Количество различных проверяемых разрешений определяется как

$$N = nw. \quad (3.2.2.30)$$

В соответствии с критерием максимального количества проверяемых разрешений множество полученных решений можно отсортировать по убыванию значения N и выбрать решение с максимальным количеством различных проверяемых разрешений, что будет соответствовать поиску решения в направлении:

$$N = nw \rightarrow \max. \quad (3.2.2.31)$$

Если после сортировки получено несколько решений с максимальным N из этих решений нужно выбрать то, для которого время ожидания в каждой точке максимально, что будет соответствовать условиям:

$$k \rightarrow \max; T_H \rightarrow T_{\max}. \quad (3.2.2.32)$$

3.2.3. Методика проведения испытаний для оценки разрешающей способности по дальности с изменением угловых координат нескольких имитируемых целей

Предлагается запускать носитель по круговой траектории от начального азимута $\alpha_{\text{изм}1}$ до конечного $\alpha_{\text{изм}2}$. Точки измерительной траектории находятся на угловом расстоянии $\Delta\alpha_{\text{изм}}$ и постоянной дальности $D_{\text{исп}}$, и постоянном угле места $\beta_{\text{изм}}$; в каждой точке траектории носитель останавливается на заданное одинаковое время $kT_{\text{обрлс}}$. Отсчёт времени ожидания синхронизирован с положением электрического центра антенны (ЭЦА). По истечении времени ожидания в точке (прохождения электрического центра антенны через

измерительную точку заданное количество раз) носитель перемещается в следующую точку траектории прежде, чем ЭЦА достигнет её, и снова ожидает прохождения ЭЦА заданное количество раз k . Во время ожидания в точке с борта генерируется сигнал, соответствующий тому, что на текущем азимуте и угле места находятся пары имитируемых целей в заданном количестве w со следующим распределением координаты дальности: расстояние целей в паре соответствует проверяемой величине разрешающей способности $\Delta r_{\text{изм}}$. Расстояние между парами целей ΔD_w выбирается так, чтобы отдельные пары были различимы для РЛС. Пары заполняют отрезок дальности, начиная с некоторой начальной дальности $D_{\text{изм1}}$ и до некоторой доступной максимальной $D_{\text{изм2}}$. На рис. 3.2.3.1 представлена схема проведения испытаний.

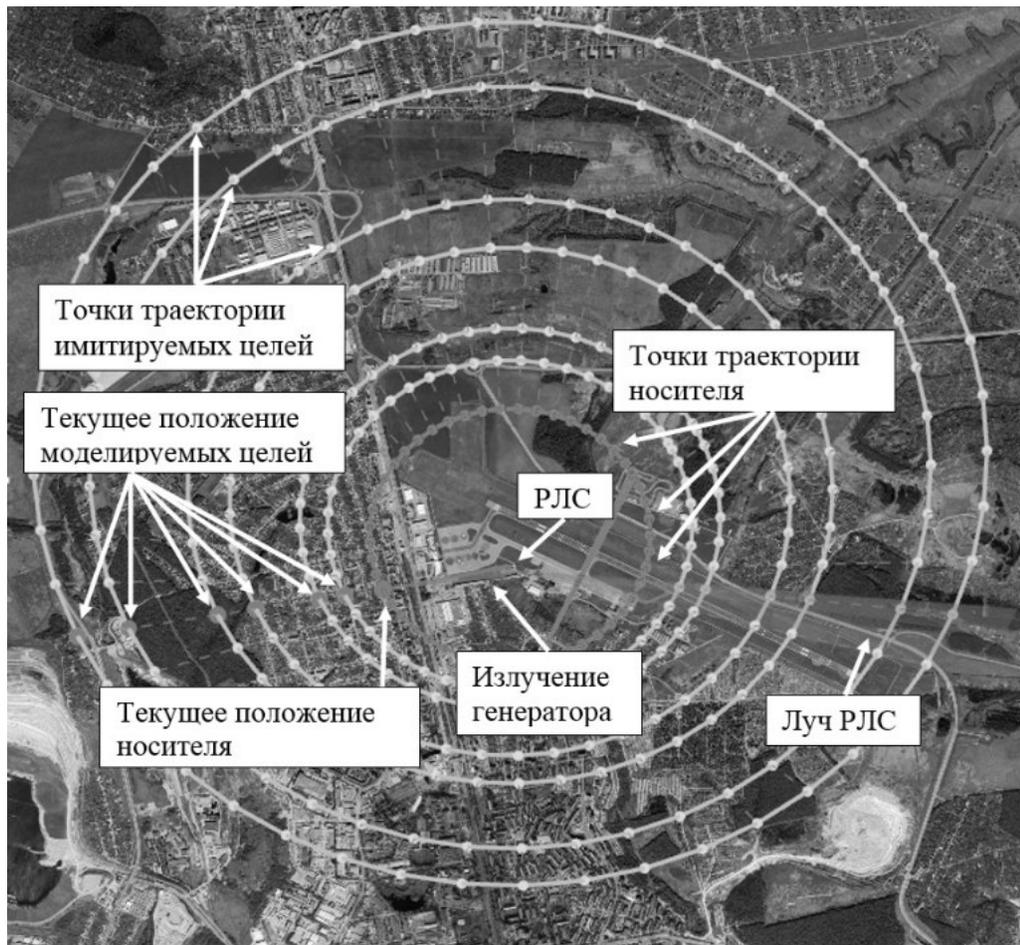


Рис. 3.2.3.1 – Схема проведения испытаний с использованием нескольких моделируемых пар целей с изменяющимися угловыми координатами

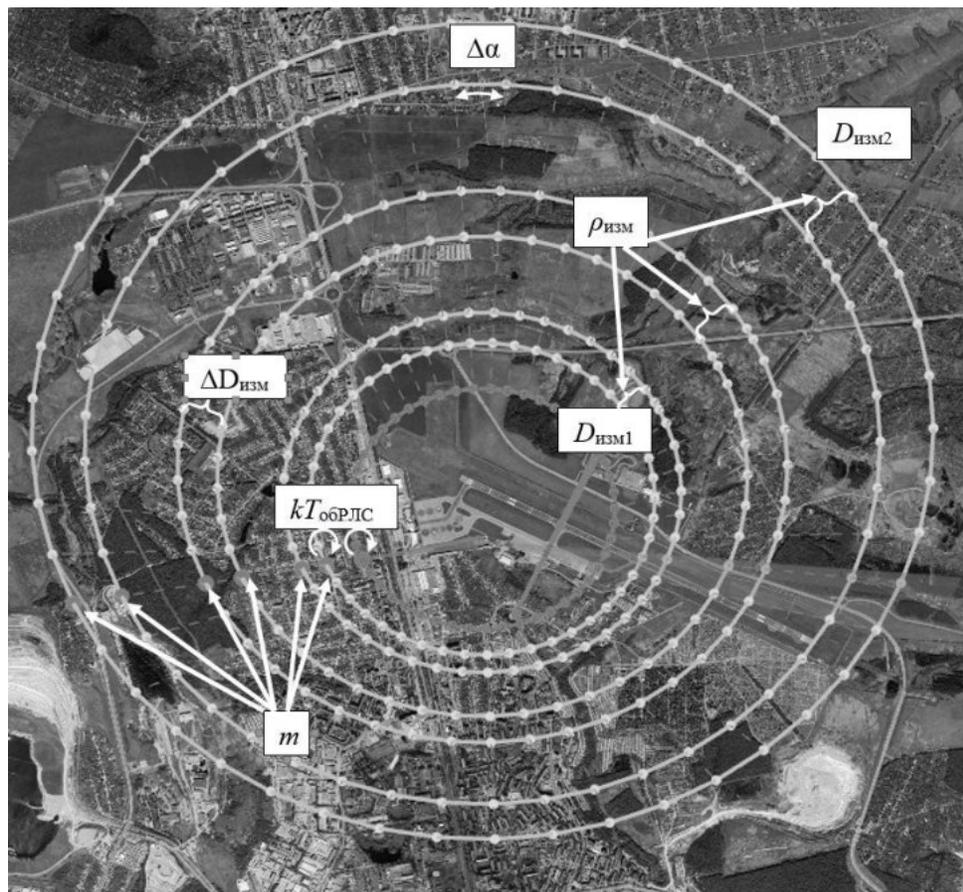


Рис. 3.2.3.2 – Обозначения, используемые при планировании испытаний с использованием нескольких моделируемых пар целей с изменяющимися угловыми координатами

Введем следующие обозначения: $\alpha_{изм1}$, $\alpha_{изм2}$ – начальный и конечный исследуемый азимут; $\Delta\alpha_{изм}$ – шаг изменения азимута; $\beta_{изм}$ – исследуемый угол места; $D_{изм1}$, $D_{изм2}$ – начальная и конечная исследуемая дальность; $\Delta D_{изм}$ – шаг изменения дальности между целями в паре; ΔD_w – расстояние между соседними парами целей; $\rho_{изм}$ – исследуемая величина разрешающей способности; w – количество пар имитируемых целей; n – количество точек измерений; $h_{амц}$ – коэффициент, определяющий шаг изменения азимута.

Исходя, из логики проведения предлагаемых измерений получаем, что количество используемых имитируемых целей определяется количеством используемых пар целей:

$$m = 2w. \quad (3.2.3.1)$$

Исследуемое максимальное разрешение:

$$\rho_{\text{изм}} = w\Delta\rho_{\text{изм}}. \quad (3.2.3.2)$$

Взаимосвязь между азимутами, шагом по азимуту и количеством точек измерительной траектории:

$$\alpha_{\text{изм}2} = \alpha_{\text{изм}1} + (n - 1)\Delta\alpha_{\text{изм}}. \quad (3.2.3.3)$$

Взаимосвязь между ошибкой контроля азимута моделируемых целей и выбранным шагом изменения азимута:

$$\Delta\alpha_{\text{изм}} = h_{\alpha_{\text{мц}}}\Delta\alpha_{\text{мц}}. \quad (3.2.3.4)$$

Взаимосвязь между начальной дальностью, расстоянием выбора испытаний и характеристиками РЛС:

$$D_{\text{изм}1} = D_{\text{исп}} + \Delta D_w; \quad (3.2.3.5)$$

$$\Delta D_w = h_{\rho_{\text{рлс}}}\rho_{\text{рлс}} \quad (3.2.3.6)$$

Взаимосвязь между конечной дальностью, количеством используемых пар целей и исследуемой величиной разрешающей способности:

$$D_{\text{изм}2} = D_{\text{изм}1} + (w - 1)\Delta D_w + \rho_{\text{изм}} \quad (3.2.3.7)$$

Взаимосвязь между шагом изменения дальности моделируемой цели и точностью контроля её дальности:

$$\Delta D_{\text{изм}} = h_{D_{\text{мц}}}\Delta D_{\text{мц}} \quad (3.2.3.8)$$

Рассмотрим, как будет выглядеть план проведения измерений.

Полётное задание для носителя будет иметь вид:

$$Tr_n = \{p_{\text{нвзл}}, p_{\text{н}1}, \dots, p_{\text{н}i}, \dots, p_{\text{н}n}, p_{\text{нпос}}\}; p_{\text{н}1} = \dots = p_{\text{н}n}; \quad (3.2.3.9)$$

$$p_{\text{н}i} = (\alpha_{\text{изм}1} + (i - 1)\Delta\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{исп}}); i = 1, \dots, n. \quad (3.2.3.10)$$

Такой полётный план состоит из точек траектории, соответствующих дуге окружности от начального азимута $\alpha_{\text{изм}1}$ до конечного азимута $\alpha_{\text{изм}2}$ на постоянном удалении $D_{\text{исп}}$ от РЛС и постоянном угле места $\beta_{\text{изм}}$. В каждой точке измерительной траектории носитель останавливается на время $kT_{\text{обрРЛС}}$.

Полётное задание для имитируемых целей будет иметь следующий вид:

$$Tr_{\text{мц}1I} = \{p_{\text{мц}1I1}, \dots, p_{\text{мц}1In}\}; \quad (3.2.3.11)$$

$$p_{\text{мц}1Ii} = (\alpha_{\text{мц}1Ii}, \beta_{\text{мц}1Ii}, D_{\text{мц}1Ii}) = (\alpha_{\text{изм}1} + (i - 1)\Delta\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{изм}1}); \quad (3.2.3.12)$$

$$Tr_{\text{мц}1II} = \{p_{\text{мц}1II1}, \dots, p_{\text{мц}1II n}\}; \quad (3.2.3.13)$$

$$p_{\text{мц1Ili}} = (\alpha_{\text{мц1Ili}}, \beta_{\text{мц1Ili}}, D_{\text{мц1Ili}}) = \quad (3.2.3.14)$$

$$= (\alpha_{\text{изм1}} + (i-1)\Delta\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{изм1}} + \Delta\rho_{\text{изм}});$$

...

$$Tr_{\text{мцjI}} = \{p_{\text{мцjI1}}, \dots, p_{\text{мцjIn}}\}; \quad (3.2.3.15)$$

$$p_{\text{мцjIi}} = (\alpha_{\text{мцjIi}}, \beta_{\text{мцjIi}}, D_{\text{мцjIi}}) = \quad (3.2.3.16)$$

$$= (\alpha_{\text{изм1}} + (i-1)\Delta\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{изм1}} + \Delta D_{\text{изм}}(j-1));$$

$$Tr_{\text{мцjII}} = \{p_{\text{мцjII1}}, \dots, p_{\text{мцjII}n}\}; \quad (3.2.3.17)$$

$$p_{\text{мцjIIi}} = (\alpha_{\text{мцjIIi}}, \beta_{\text{мцjIIi}}, D_{\text{мцjIIi}}) = \quad (3.2.3.18)$$

$$= (\alpha_{\text{изм1}} + (i-1)\Delta\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{изм1}} + \Delta D_{\text{изм}}(j-1) + \Delta\rho_{\text{изм}});$$

...

$$Tr_{\text{мцwI}} = \{p_{\text{мцwI1}}, \dots, p_{\text{мцwIn}}\}; \quad (3.2.3.19)$$

$$p_{\text{мцwIi}} = (\alpha_{\text{мцwIi}}, \beta_{\text{мцwIi}}, D_{\text{мцwIi}}) = \quad (3.2.3.20)$$

$$= (\alpha_{\text{изм1}} + (i-1)\Delta\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{изм1}} + \Delta D_{\text{изм}}(w-1));$$

$$Tr_{\text{мцwII}} = \{p_{\text{мцwII1}}, \dots, p_{\text{мцwII}n}\}; \quad (3.2.3.21)$$

$$p_{\text{мцwIIi}} = (\alpha_{\text{мцwIIi}}, \beta_{\text{мцwIIi}}, D_{\text{мцwIIi}}) = \quad (3.2.3.22)$$

$$= (\alpha_{\text{изм1}} + (i-1)\Delta\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{изм1}} + \Delta D_{\text{изм}}(w-1) + \Delta\rho_{\text{изм}});$$

В данном случае конфигурация плана проведения измерений зависит от величин: $\alpha_{\text{изм1}}, \alpha_{\text{изм2}}, \Delta\alpha_{\text{изм}}, \beta_{\text{изм}}, D_{\text{изм1}}, \Delta D_w, \Delta\rho_{\text{изм}}, n, w, k$.

В свою очередь величины $\Delta\alpha_{\text{изм}}, \Delta D_w, \Delta\rho_{\text{изм}}$ определяются характеристиками бортового оборудования и зависят от значения целочисленных коэффициентов h_a, h_D . Поэтому решением, определяющим конфигурацию плана испытаний, будем считать значения величин $(h_a, h_D, h_{\text{рлс}}, n, w, k)$. Далее рассмотрим условия, при которых найденная конфигурация плана испытаний (решение) будет реализуема.

Оценка реализуемости. Шаг по азимуту $\Delta\alpha_{\text{изм}}$ и дальности $\Delta D_{\text{изм}}$ определяется из характеристик используемого оборудования и доступного времени полёта. Время, затрачиваемое на измерительную траекторию, будет определяться как сумма времени всех остановок и времени, необходимого для перемещения между точками. Как и ранее условимся, что носитель должен

успевать изменять своё положение до начала следующего оборота. Здесь существует 2 варианта: носитель движется либо по ходу направления движения луча, либо против. Для оценки требуемого времени возьмём наихудшую оценку, когда носитель движется против хода движения луча, тогда он должен успевать переместиться в новую точку траектории за время

$$T_{\text{обРЛС}} \left(1 - \frac{\Delta\alpha_{\text{мцизм}}}{360^\circ} \right). \quad (3.2.3.23)$$

Это время равно периоду оборота антенны РЛС за вычетом перемещения антенны на угол $\Delta\alpha_{\text{изм}}$.

Оценка необходимого времени выполнения измерений будет рассчитываться по формуле:

$$T_{\text{изм}} = nkT_{\text{обРЛС}} + T_{\text{обРЛС}} \left(1 - \frac{\Delta\alpha_{\text{изм}}}{360^\circ} \right) (n - 1). \quad (3.2.3.24)$$

Носитель между точками траектории движется по хорде окружности радиуса $D_{\text{изм}} \cos(\beta_{\text{изм}})$, которая опирается на угол $\Delta\alpha_{\text{изм}}$. Для оценки будем считать, что носитель движется по дуге окружности, а не по хорде. В такую оценку будет заложен запас времени на различные внешние факторы, препятствующие движению. Будем считать, что носитель между точками траектории движется равномерно с заданной скоростью, тогда время необходимое для перемещения на угол $\Delta\alpha_{\text{изм}}$ будет рассчитываться как время необходимое для перемещения на расстояние равное длине дуги сектора, опирающегося на угол $\Delta\alpha_{\text{изм}}$, со скоростью $v_{\text{н}}$:

$$t_{\text{нп}} = \frac{\left(\frac{\Delta\alpha_{\text{мцизм}}}{180^\circ} \pi \right) D_{\text{изм}} \cos(\beta_{\text{изм}})}{v_{\text{н}}}. \quad (3.2.3.25)$$

Таким образом, получаем, что требуемое время полёта не должно превышать максимально возможного для носителя:

$$T_{\text{н}} = t_{\text{взл}} + T_{\text{изм}} + t_{\text{нос}} < T_{\text{нмакс}}; \quad (3.2.3.26)$$

$$T_{\text{изм}} = nkT_{\text{обРЛС}} + T_{\text{обРЛС}} \left(1 - \frac{\Delta\alpha_{\text{изм}}}{360^\circ} \right) (n - 1). \quad (3.2.3.27)$$

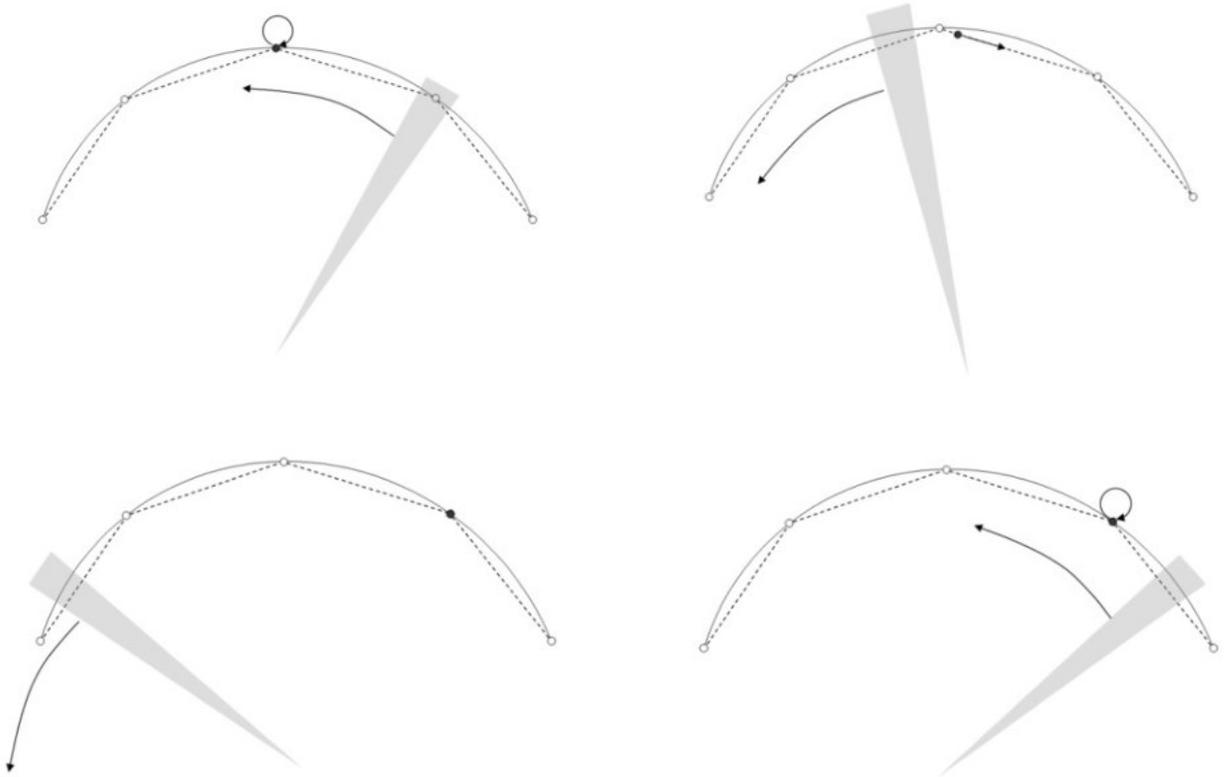


Рис. 3.2.3.3 – Перемещение носителя по траектории в зависимости от положения луча

Также носитель при перемещении из текущей точки траектории в следующую должен успевать её достичь до того, как её достигнет ЭЦА РЛС:

$$t_{\text{нп}} = \frac{\left(\frac{\Delta\alpha_{\text{мцизм}}}{180^\circ} \pi\right) D_{\text{изм}} \cos(\beta_{\text{изм}})}{v_{\text{н}}} < T_{\text{обРЛС}} \left(1 - \frac{\Delta\alpha_{\text{мцизм}}}{360^\circ}\right). \quad (3.2.3.28)$$

Таким образом, для расчёта траекторий необходимо рассчитать азимут моделируемых целей и их дальность в соответствии с уравнениями:

$$\alpha_{\text{н}}(i) = \alpha_{\text{изм1}} + (i - 1)\Delta\alpha_{\text{изм}}; \quad (3.2.3.29)$$

$$D_{\text{мц}j/i}(j) = D_{\text{изм1}} + \Delta D_{\text{изм}}(j - 1); \quad (3.2.3.30)$$

$$D_{\text{мц}j/i}(j) = D_{\text{изм1}} + \Delta D_{\text{изм}}(j - 1) + \Delta\rho_{\text{изм}}. \quad (3.2.3.31)$$

Координаты точек траекторий определяются в соответствии с соотношениями (3.2.3.2-3.2.3.8, 3.2.3.26-3.2.3.28) и дополнительными ограничениями:

$$D_{\text{изм1}} \geq D_{\text{мц}min}; \quad D_{\text{изм2}} \leq D_{\text{мц}max}; \quad (3.2.2.32)$$

$$\Delta D_w > \rho_{\text{изм}}; \quad (3.2.2.33)$$

$$i \geq 1; i \leq n; j \geq 1; j \leq m; \quad (3.2.2.34)$$

$$k \geq 1; n \geq 1; w \geq 1; h_{D_{\text{мц}}} \geq 1; h_{\text{рлс}} \geq 1; h_{\alpha} \geq 1. \quad (3.2.2.35)$$

Решение будет определяться исходя из условий:

$$N = mnk \rightarrow \max; h_{\alpha} \rightarrow \min; h_D \rightarrow \min. \quad (3.2.3.36)$$

Наиболее интересны решения, которые обеспечивают большой охват углов с наибольшим количеством используемых пар, обеспечивающих наибольшее количество проверяемых разрешений по дальности.

3.3. Выводы по главе

В главе 3 приведены примеры методик для проведения испытаний исследуемой наземной РЛС кругового обзора. Предполагается, что в процессе проведения испытаний оборудование на носителе непрерывно фиксирует и сохраняет данные собственного местоположения и имитируемых целей. На РЛС также должна фиксироваться наблюдаемая целевая обстановка. Данные РЛС и бортового оборудования сопоставляются, что даёт возможность сделать выводы о результатах проведения испытаний и получить оценку испытываемой характеристики. В главе 4 приводится пример вычислительного эксперимента для выполнения первичной апробации предлагаемого метода имеющимися средствами.

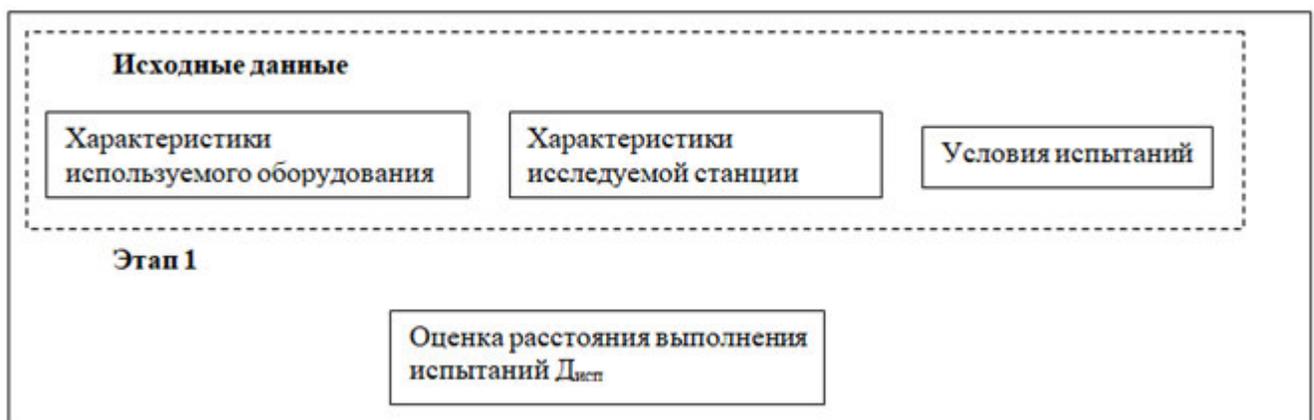


Рис. 3.3.1 – Этап первый планирования измерений



Рис. 3.3.2 – Этап 2 планирования измерений

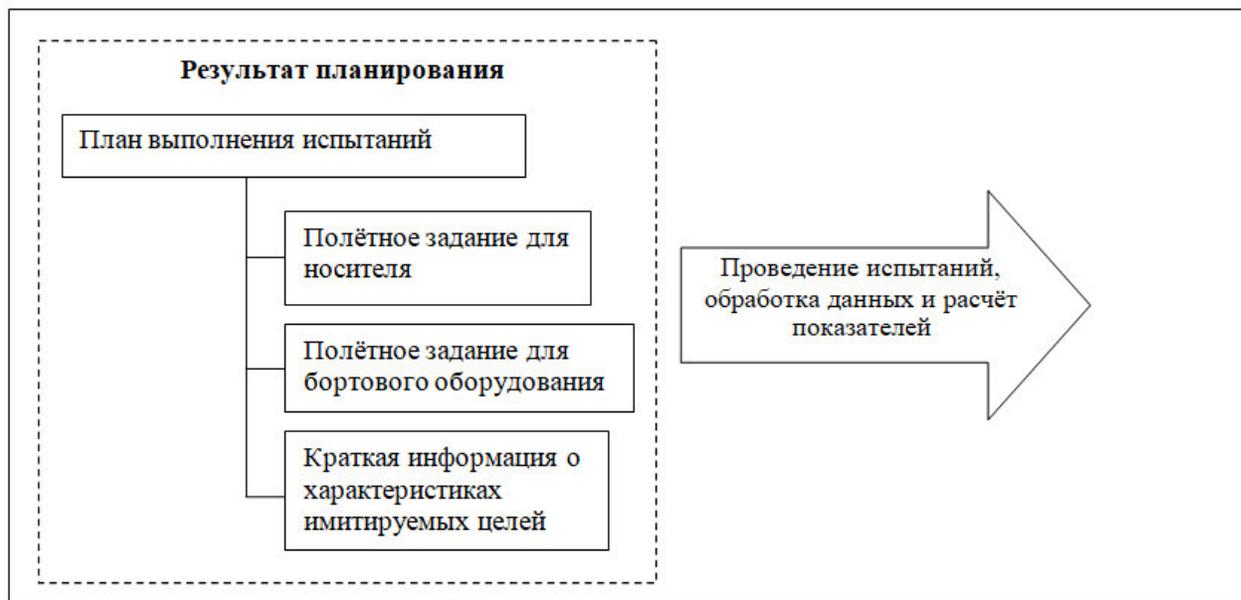


Рис. 3.3.3 – Заключительный этап планирования измерений

Глава 4. Вычислительный эксперимент с использованием разработанного программно-аппаратного макета

Для выполнения вычислительного эксперимента была написана программа для планирования испытаний в соответствии с предлагаемыми моделями из раздела 3 и с использованием математического аппарата из раздела 2. Также была собрана и запрограммирована аппаратная реализация бортового оборудования для генерирования ответного сигнала. Программа для планирования также содержит программный модуль для выполнения моделирования (симуляции) хода проведения эксперимента. В режиме симуляции моделируется поведение носителя и отдельных элементов наземной РЛС кругового обзора. На рис. 4.1 представлена схема взаимодействия компьютерных моделей.



Рис. 4.1 – Схема взаимодействия компьютерных моделей внутри приложения для планирования и моделирования хода проведения испытаний

Причём в режиме симуляции компьютерная модель бортового оборудования заменяется аппаратной реализацией. В режиме симуляции в аппаратную реализацию загружается требуемая траектория имитируемых целей, программная реализация носителя осуществляет движение по спланированной

траектории. Программная реализация носителя передаёт в аппаратную реализацию бортового оборудования координаты своего текущего положения, имитируя поведение датчиков определения местоположения. Бортовое оборудование по информации от датчиков и спланированной траектории генерирует требуемый тестовый сигнал, который наблюдается на экране осциллографа. Также в процессе симуляции регистрируются данные датчиков и координаты имитируемых целей, так как это происходило бы во время реальных испытаний. В программе также имитируется поведение РЛС в части регистрации обнаруживаемых целей. Для РЛС имитируется круговое перемещение луча, обнаружение целей по признаку пересечения центра луча координат носителя, отображение обнаруженных целей на индикаторе и фиксирование наблюдаемой обстановки в файл. Схема программно-аппаратного отладочного макета представлена на рис. 4.2.

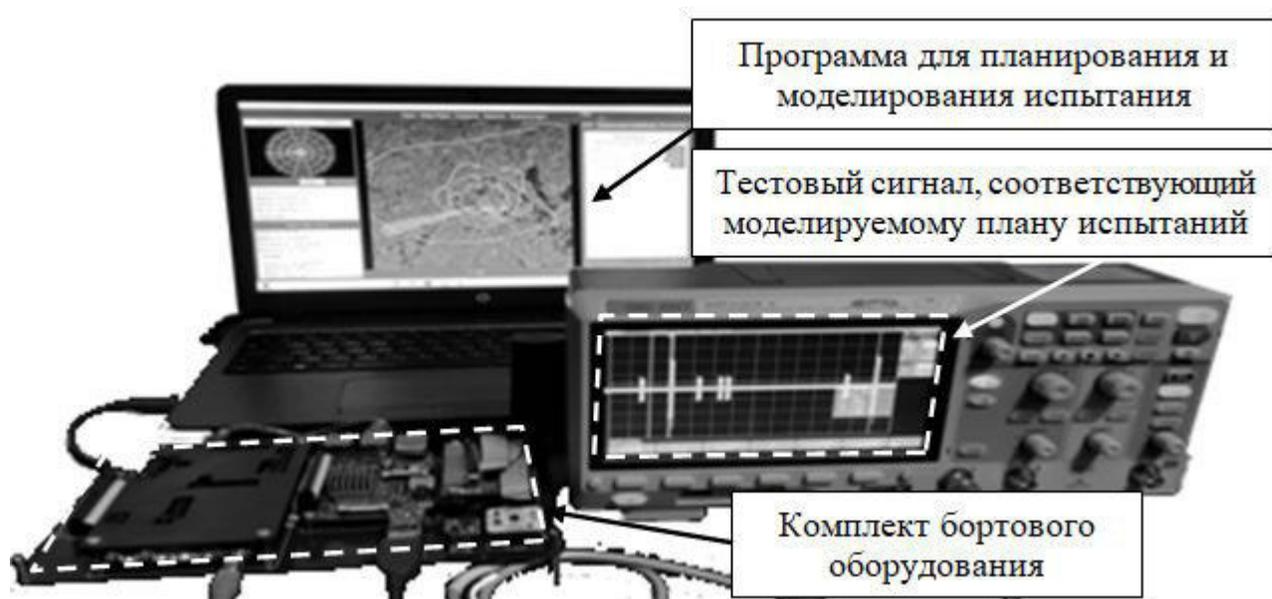


Рис. 4.2 – Программно-аппаратный отладочный макет

Таким образом, по результатам компьютерного моделирования появляется возможность сопоставления данных от РЛС и бортового оборудования для первоначальной апробации предлагаемых моделей. Далее приводится более подробное описание выполненного вычислительного эксперимента. Рассмотрим отдельные части макета.

4.1. Программно-аппаратный отладочный макет

Программная реализация была написана на языке C++ в среде QtCreator [80, 97]. Основные задачи, решаемые программой:

1. Задача планирования испытаний по введенным данным носителя, бортового оборудования, исследуемой РЛС. Основные этапы:

а) ввод исходных данных: характеристики носителя, характеристики бортового оборудования, характеристики исследуемой РЛС. Реализация этапа 1 на рис. 3.3.1;

б) выбор модели проведения испытаний в соответствии с этапом 2 на рис. 3.3.2;

в) визуализация траектории носителя и имитируемых целей с привязкой к изображению спутниковой карты местности;

г) построение плана испытаний: сохранение файла с точками траектории носителя и имитируемых целей.

2. Моделирование хода проведения испытаний, которое включает в себя следующие элементы:

а) изменение координат программной модели носителя по траектории в соответствии с полётным заданием;

б) передача координат программной модели носителя в аппаратную часть макета;

в) Ведение журнала обнаруживаемых целей для программной модели РЛС.

Аппаратная часть макета состоит из одноплатного ПК и программируемого векторного генератора [83, 92]. Задача векторного генератора – преобразовать цифровые выборки в аналоговый сигнал. Задача одноплатного ПК – вычислить параметры сигнала по загруженным траекториям имитируемых целей и пересчитать их в цифровые выборки для генератора во время выполнения испытаний. Можем выделить задачи, решаемые аппаратной частью:

1. Расчёт параметров сигнала на основе данных о траектории имитируемых целей и текущем положении носителя.

2. Расчёт цифровых выборок сигнала по информации о его параметрах: количество импульсов, время задержки, режим работы станции.

3. Ведение журнала с информацией о координатах носителя и координат имитируемых целей.

На рис. 4.1.1 представлена схема взаимодействия частей макета друг с другом и порядок работы с макетом:

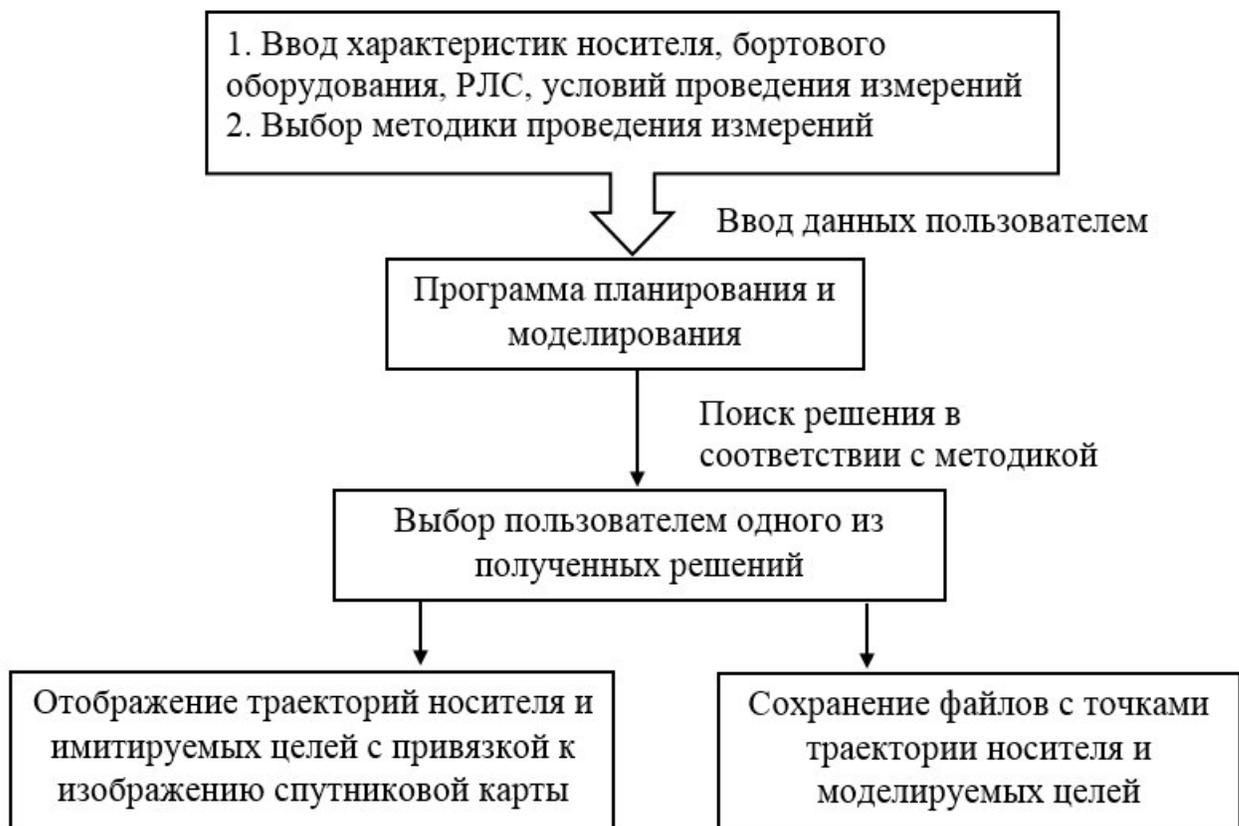


Рис. 4.1.1 – Процесс планирования измерений

В режиме планирования пользователь вводит в программу характеристики РЛС: используемая частота, уровень чувствительности приёмника; мощность, подводимая к антенне, коэффициент усиления антенны, ширина луча по азимуту и углу места, период вращения антенны РЛС, длительность импульса, период повторения. Характеристики носителя: доступное максимальное время полёта, скорость взлёта/посадки, скорость полёта, точность регистрации координат датчиками. Характеристики бортового оборудования: мощность бортового генератора, коэффициент усиления бортовой антенны, частота дискретизации бортового генератора. Определяются условия проведения измерений: вводятся

координаты расположения РЛС, координаты точек взлёта/посадки для носителя, загружается спутниковая карта местности.

Далее выбирается методика проведения испытаний в соответствии с которой выполняется процедура поиска плана проведения испытаний, удовлетворяющего введенным исходным данным. Найденное решение отображается в программе на экране в виде траектории полёта носителя и траекторий имитируемых целей. Полученный план проведения испытаний сохраняется отдельно в 2 файла: файл полётного задания для носителя, файл полётного задания для бортового оборудования. Сохраненный план проведения испытаний далее будет использоваться для выполнения моделирования. Сначала выполняется загрузка файлов плана в программу планирования и моделирования, затем в бортовой ПК.

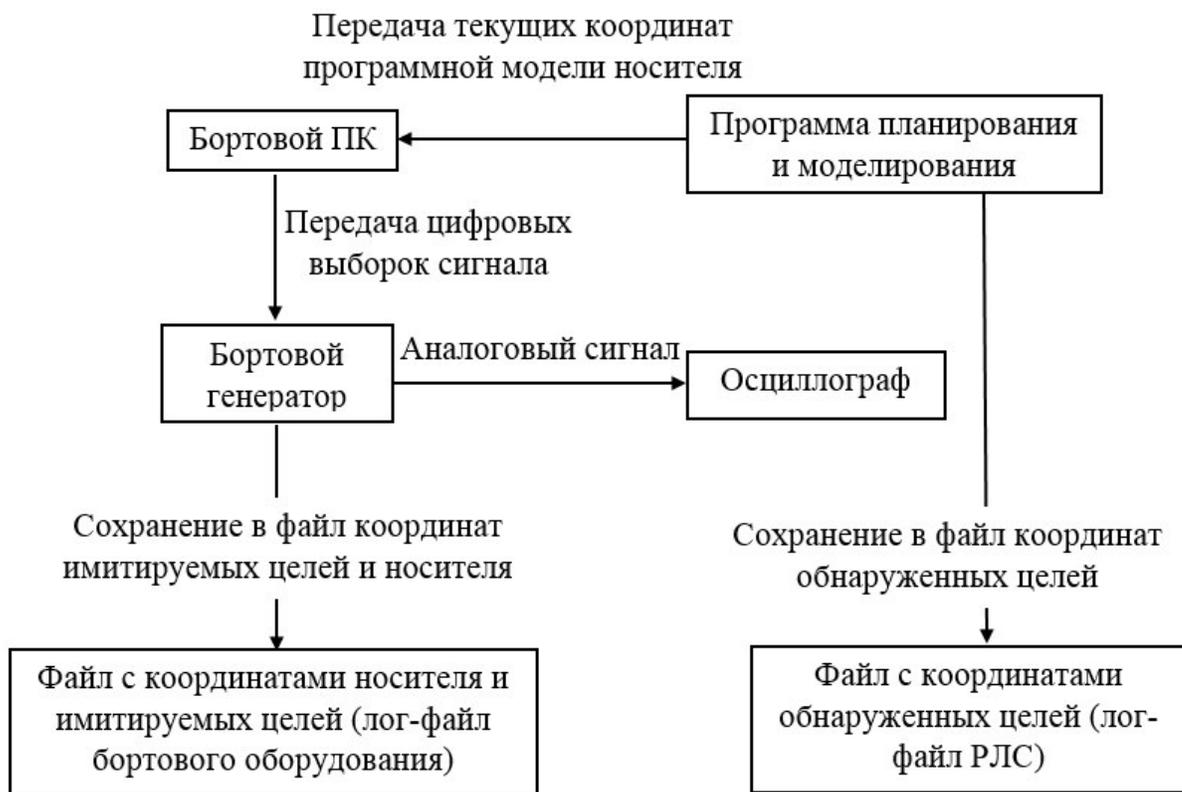


Рис. 4.1.2 – Схема выполнения моделирование хода проведения испытаний

После выполнения подготовительного этапа программа переключается в режим моделирования, в котором программная модель носителя перемещается по траектории в соответствии с планом испытаний и передаёт в бортовой ПК координаты своего текущего положения.

Бортовой ПК по координатам программной модели носителя определяет, какие координаты должны иметь имитируемые цели в текущий момент времени, и пересчитывает их в параметры сигнала: количество импульсов и время задержки. По рассчитанным параметрам вычисляются цифровые отсчеты сигнала, которые передаются на векторный генератор. Результат работы макета наблюдается на экране осциллографа.

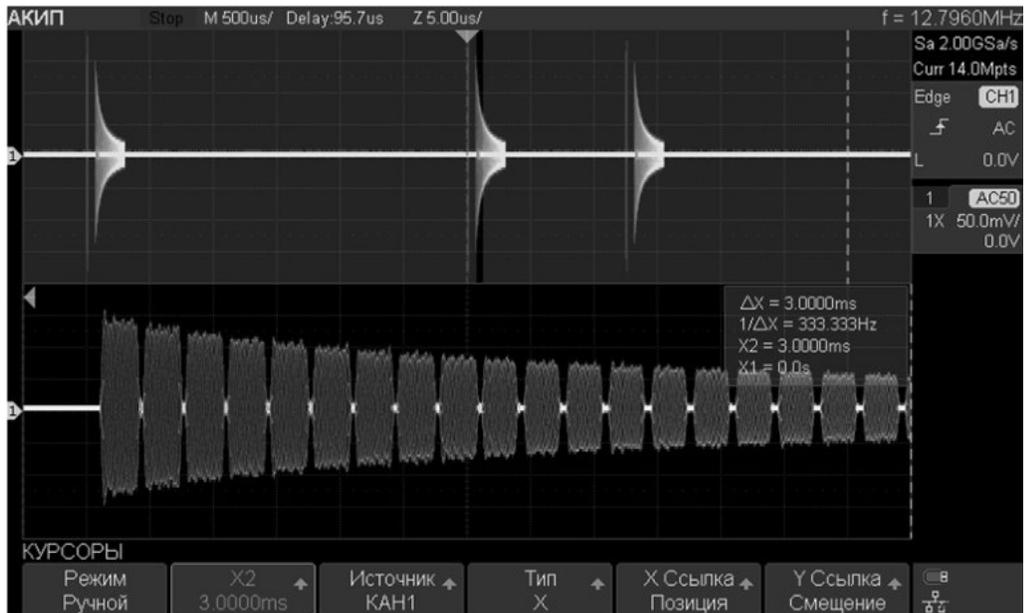


Рис. 4.1.3 – Пример сигнала, излучаемого генератором (результат работы макета)

На рис. 4.1.3 изображены импульсы, регистрируемые осциллографом, подключенным к выходу генератора.

Также во время моделирования ведется запись данных моделирования: бортовой ПК записывает координаты программной модели носителя и параметры тестового сигнала; программная модель РЛС записывает в файл координаты обнаруженных целей. Признак обнаружения целей программной моделью РЛС – пересечение носителем и имитируемыми целями области пространства, в которой в текущий момент находится луч РЛС. Каждое такое пересечение регистрируется с указанием координат обнаруженных целей. Дополнительно в координаты программной модели носителя добавляется шум с параметрами, соответствующими качеству работы реально используемого датчика позиционирования, то же самое выполняется с данными программной модели РЛС. С использованием представленного отладочного макета можно выполнить

моделирование хода проведения измерений и получить данные для расчёта испытываемой характеристики программной модели РЛС.

4.2. Подготовка к моделированию проведения всего цикла испытаний

Далее выполним весь цикл работ по планированию, а также моделирование по полученным планам испытаний и расчёт исследуемой характеристики программной модели РЛС.

Характеристики программной модели РЛС возьмём близкими к характеристикам гражданского трассового локатора УВД «Лира-1» (указаны только те, которые будут использоваться для расчётов). Характеристики приведены так, как обычно приводятся в технической документации на приборы и элементы, используемые в составе РЛС и формирователя целевой обстановки: рабочая частота $f_{\text{рлс}}$ 2710 МГц; полоса пропускания трактов промежуточной частоты $\Delta f_{\text{рлс}}$ 1 МГц; чувствительность приёмника $P_{\text{чувств рлс}}$ -90 дБ; импульсная мощность 700 кВт; коэффициент усиления антенны $G_{\text{пр рлс}}$ 30 дБ; коэффициент шума приёмника $q_{\text{рлс}}$ 5; период следования зондирующих импульсов РЛС $T_{\text{имп рлс}}$ 3000 мкс; длительность зондирующего импульса $\tau_{\text{имп рлс}}$ 2.75 мкс; максимальный размер антенны $D_{\text{рлс}}$ 9 м; точность определения координат по азимуту $\sigma_{\text{арлс}}$ 0,25°; точность определения координат по углу места $\sigma_{\text{фрлс}}$ 0,25°.

Также предположим, что имеется носитель, имеющий в своём составе необходимое оборудование со следующими характеристиками: минимальная частота сигнала генератора $f_{\text{ген min}}$ 100 МГц; максимальная частота сигнала генератора $f_{\text{ген max}}$ 6 ГГц; минимальный уровень мощности бортового генератора $P_{\text{иц ген min}}$ -60 дБм; максимальный уровень мощности генератора $P_{\text{иц ген max}}$ 20 дБм; усиление внешнего усилителя $G_{\text{иц усил}}$ 10 дБ; коэффициент усиления антенны $G_{\text{иц ант}}$ 1,5 дБ; мощность передатчика синхронизатора $P_{\text{синхр пер}}$ 30 дБм; коэффициент усиления усилителя передатчика $G_{\text{синхр усил пер}}$ 20 дБ; коэффициент усиления передающей антенны синхронизатора $G_{\text{синхр ант пер}}$ 1,5 дБ; коэффициент усиления приёмной антенны синхронизатора $G_{\text{синхр ант пр}}$ 1,5 дБ; коэффициент усиления усилителя передатчика $G_{\text{синхр усил пр}}$ 10 дБ; коэффициент шума приёмника синхронизатора $q_{\text{синхр}}$ 5; чувствительность приёмника

синхронизатора $P_{\text{чувств синхр}} -80$ дБм. Точность позиционирования в пространстве $\sigma_{\text{нр}} 1.5$ м; время дискретизации $t_{\text{д}} 50$ нс; время обработки синхросигнала $t_{\text{обр}} 20$ мкс; максимальное время полёта $T_{\text{нмакс}} 30$ минут; максимальная вертикальная скорость $v_{\text{верт}} = 2$ м/с; максимальная горизонтальная скорость $v_{\text{гор}} = 10$ м/с.

С использованием соотношений из главы 2 проведено вычисление расстояния измерений и параметры моделируемых целей. Результаты вычислений приводятся в табл. 4.2.2.1.

Табл. 4.2.2.1 – Результаты предварительной оценки расстояния проведения испытаний и параметров имитируемой цели

Название параметра	Значение параметра при различной дальности измерений			
	$D_{\text{исп min}} = 1464$ м	$D_{\text{исп min}} = 2750$ м	$D_{\text{исп min}} = 6188$ м	$D_{\text{исп max}} = 17598$ м
Минимальная дальность моделируемой цели $D_{\text{мц min}}$	4 472 м	5 758 м	9 196 м	20 606 м
Максимальная дальность моделируемой цели $D_{\text{мц max}}$	450 112 м	450 112 м	450 112 м	450 112 м
Точность контроля дальности моделируемой цели $\sigma_{\text{дмц}}$	7,65 м	7,65 м	7,65 м	7,65 м
Разрешающая способность по дальности для моделируемых целей $\rho_{\text{дмц}}$	45,9 м	45,9 м	45,9 м	45,9 м
Точность контроля азимута моделируемой цели $\sigma_{\alpha\text{мц}}$	0,12°	0,06°	0,03°	0,01°
Точность контроля угла места моделируемой цели $\sigma_{\varphi\text{мц}}$	0,12°	0,06°	0,03°	0,01°
Разрешение по азимуту для моделируемых целей $\rho_{\alpha\text{мц}}$	0,7°	0,38°	0,17°	0,06°
Разрешение по углу места для моделируемых целей $\rho_{\varphi\text{мц}}$	0,7°	0,38°	0,17°	0,06°

Планирование испытаний будет осуществляться с привязкой к спутниковой карте Международного аэропорта города Белгород. Координаты РЛС: долгота

50.644634°, широта 36,577030°; координаты точки взлёта/посадки: долгота 50.639721, широта 36.580158.



Рис. 4.2.2.1 – Отображение на карте после подготовительного этапа планирования

На текущем этапе выполнена предварительная подготовка к осуществлению планирования испытаний.

4.3. Испытания по измерению дальности с использованием одной моделируемой цели

Предположим, что требуется измерить отрезок дальности от $D_{\text{изм1}} = 40$ км до $D_{\text{изм2}} = 180$ км на заданном азимуте $\alpha_{\text{исп}} = 40^\circ$ и угле места $\beta_{\text{исп}} = 5^\circ$, что соответствует высотам от $\sim 3,5$ км до 15,5 км. Также предположим, что среднеквадратическая ошибка по азимуту для РЛС равна $\sigma_{\text{арлс}} = 0,167^\circ$

4.3.1. Расчёт плана проведения измерений

Выполним планирование испытаний по оценке дальности, обнаруживаемых целей. На данном этапе необходимо получить соответствующий план проведения испытаний. Для этого необходимо решить уравнение (3.1.1.14) с учётом соотношений и ограничений (3.1.1.15-3.1.1.23) при заданных характеристиках носителя, бортового оборудования и некоторых характеристик РЛС.

Все полученные решения были отсортированы сначала по суммарному количеству имитируемых целей, затем по величине шага дальности, затем по времени ожидания цели в точке. Были выбраны только те решения, которые полностью расходуют имеющийся ресурс времени полёта. В итоге были оставлены решения, представленные в табл. 4.3.1.1.

Табл. 4.3.1.1 – Решения уравнения (3.1.1.14) при заданных параметрах системы «РЛС-БПЛА-Объективный контроль»

№	h	n	k	T_H	kn
1	44	139	1	1797	139
2	89	69	2	1787	138
3	136	45	3	1757	135

4.3.2. Моделирование хода проведения испытаний

Далее было проведено моделирование хода проведения испытаний в соответствии с планом №1.

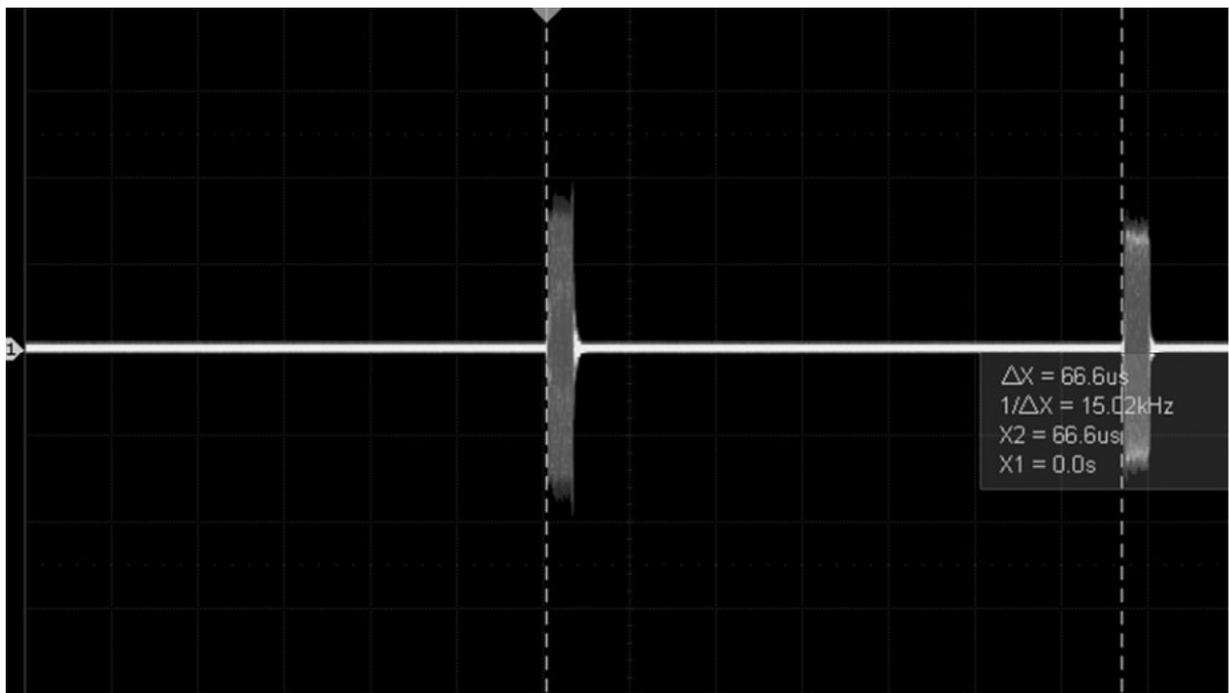


Рис. 4.3.2.1 – Результат работы макета: зондирующий сигнал и импульс имитируемой цели на дальности 40 км (изображение с осциллографа)

В табл. 4.3.2.1–4.3.2.3 приведены данные, полученные при моделировании. В табл. 4.3.2.1 приведены данные, полученные с помощью отладочного макета для носителя и имитируемой цели.

Табл. 4.3.2.1 – Координаты носителя и соответствующие им плановые значения (первые и последние 10 измерений)

№	Координаты носителя, в соответствии с планом			Координаты носителя, фиксируемые макетом		
	азимут	угол места	дальность	азимут	угол места	дальность
1	40	5	1464	39,95	5,05	1463,74
2	40	5	1464	40,03	4,85	1462,9
3	40	5	1464	39,97	5,16	1464,55
4	40	5	1464	40,08	5,08	1460,43
5	40	5	1464	40,07	4,99	1463,98
6	40	5	1464	39,95	4,9	1466,32
7	40	5	1464	39,87	5,03	1466,77
8	40	5	1464	39,91	4,64	1464,21
9	40	5	1464	40,05	5,11	1464,08
10	40	5	1464	39,96	5,03	1465,51
...						
130	40	5	1464	40,05	5,09	1465,73
131	40	5	1464	40,03	4,92	1465,22
132	40	5	1464	39,87	5,06	1461,99
133	40	5	1464	40,01	5,06	1462,88
134	40	5	1464	39,96	4,75	1464,9
135	40	5	1464	40,08	4,99	1463,25
136	40	5	1464	40,1	4,94	1466,59
137	40	5	1464	39,9	4,8	1461,86
138	40	5	1464	40,03	4,92	1466,49
139	40	5	1464	40,16	5	1463,16

Табл. 4.3.2.2 – Координаты имитируемой цели и соответствующие им плановые значения (первые и последние 10 измерений)

№	Координаты имитируемой цели, в соответствии с планом			Координаты имитируемой цели, фиксируемые макетом		
	азимут	угол места	дальность	азимут	угол места	дальность
1	40	5	40000	39,95	5,05	40009,2
2	40	5	41009,61	40,03	4,85	41008,99
3	40	5	42019,21	39,97	5,16	42012,22
4	40	5	43028,82	40,08	5,08	43023,54
5	40	5	44038,42	40,07	4,99	44036,15
6	40	5	45048,03	39,95	4,9	45051,59
7	40	5	46057,64	39,87	5,03	46042,04
8	40	5	47067,24	39,91	4,64	47063,81
9	40	5	48076,85	40,05	5,11	48076,75
10	40	5	49086,45	39,96	5,03	49096,43
...						
130	40	5	170239,2	40,05	5,09	170234,35
131	40	5	171248,8	40,03	4,92	171251,16
132	40	5	172258,4	39,87	5,06	172261,6
133	40	5	173268	40,01	5,06	173270,12
134	40	5	174277,6	39,96	4,75	174270,16
135	40	5	175287,2	40,08	4,99	175277,74
136	40	5	176296,8	40,1	4,94	176301,2
137	40	5	177306,4	39,9	4,8	177307,33
138	40	5	178316	40,03	4,92	178320,28
139	40	5	179325,6	40,16	5	179325,79

В табл. 4.3.2.3 приведены данные координат имитируемой цели, полученные с помощью программной модели РЛС и макета.

Табл. 4.3.2.3 – Координаты имитируемой цели, полученные программной моделью РЛС и с помощью макета (первые и последние 10 измерений)

№	Координаты имитируемой цели, в соответствии с планом			Координаты имитируемой цели, фиксируемые макетом		
	азимут	угол места	дальность	азимут	угол места	дальность
1	40,44	5,03	40045,56	39,95	5,05	40009,2
2	40,18	4,72	40963,28	40,03	4,85	41008,99
3	40,2	5,03	41968,74	39,97	5,16	42012,22
4	39,93	5,22	42993,06	40,08	5,08	43023,54
5	40,21	4,85	44028,28	40,07	4,99	44036,15
6	40	4,96	45022,84	39,95	4,9	45051,59
7	40,08	5,05	46147,74	39,87	5,03	46042,04
8	39,99	5,06	47150,02	39,91	4,64	47063,81
9	40,41	5,2	48103,74	40,05	5,11	48076,75
10	39,89	4,86	48903,07	39,96	5,03	49096,43
...						
130	39,98	4,86	170209,92	40,05	5,09	170234,35
131	40,05	5,12	171361,58	40,03	4,92	171251,16
132	40,03	4,86	172201,28	39,87	5,06	172261,6
133	39,94	4,99	173350,31	40,01	5,06	173270,12
134	39,69	4,86	174314,55	39,96	4,75	174270,16
135	39,95	5,12	175345,93	40,08	4,99	175277,74
136	40,25	4,97	176096,69	40,1	4,94	176301,2
137	39,86	4,99	177400,27	39,9	4,8	177307,33
138	39,94	4,8	178458,37	40,03	4,92	178320,28
139	40,03	4,99	179432,93	40,16	5	179325,79

4.3.3. Анализ результатов моделирования

Результат проведенного моделирования приведен в табл. 4.3.3.1

Табл. 4.3.3.1 – Характеристики макета и программной модели носителя

СКО координаты азимут носителя	0,12°
СКО координаты угол места носителя	0,13°
СКО координаты дальность носителя	1,52°
СКО координаты азимут имитируемой цели	0,12°
СКО координаты угол места имитируемой цели	0,13°
СКО координаты дальность имитируемой цели	7,57 м
Минимальная дальность имитируемой цели	40000 м
Максимальная дальность имитируемой цели	179300 м

Табл. 4.3.3.2 – Характеристики программной модели РЛС

СКО координаты азимут	0,23°
СКО координаты угол места	0,22°
СКО координаты дальность	106 м
Минимальная зафиксированная дальность	40000 м
Максимальная зафиксированная дальность	179400 м

Таким образом, получены данные, по которым можно провести оценку характеристик РЛС. В данном случае испытываемой характеристикой была дальность обнаруживаемых целей на заданных угловых координатах, остальные результаты являются побочными. По результатам моделирования программная модель РЛС имеет следующие характеристики: минимальная зафиксированная дальность 40000 м, максимальная зафиксированная дальность 179400 м, СКО координаты дальность 106 м, СКО координаты угол места 0,22°, СКО координаты азимут 0,23°. По результатам проведенного моделирования можно заключить, что программная модель РЛС соответствует характеристикам, указанным в начале раздела. Сбор и анализ результатов при выполнении реальных испытаний может проводиться аналогичным образом.

4.3.4. Оценка эффективности

Проведем оценку затрачиваемых ресурсов в сравнении с методом натуральных испытаний. В данном случае предполагается, что испытания проводятся с

использованием летательного аппарата. Предположим, что используется самолёт Beechcraft King Air 350i с расходом топлива 300 л в час. В табл. 4.3.4.1 приведены характеристики летательного аппарата.

Табл. 4.3.4.1 – Характеристики самолёта Beechcraft King Air 350i

Максимальная скорость полёта	578 км/ч (160 м/с)
Минимальная скорость полёта	174 км/ч (45 м/с)
Дальность полёта	3 345 км
Расход топлива	300 л/час
Расход топлива на минимальной скорости	90 л/час

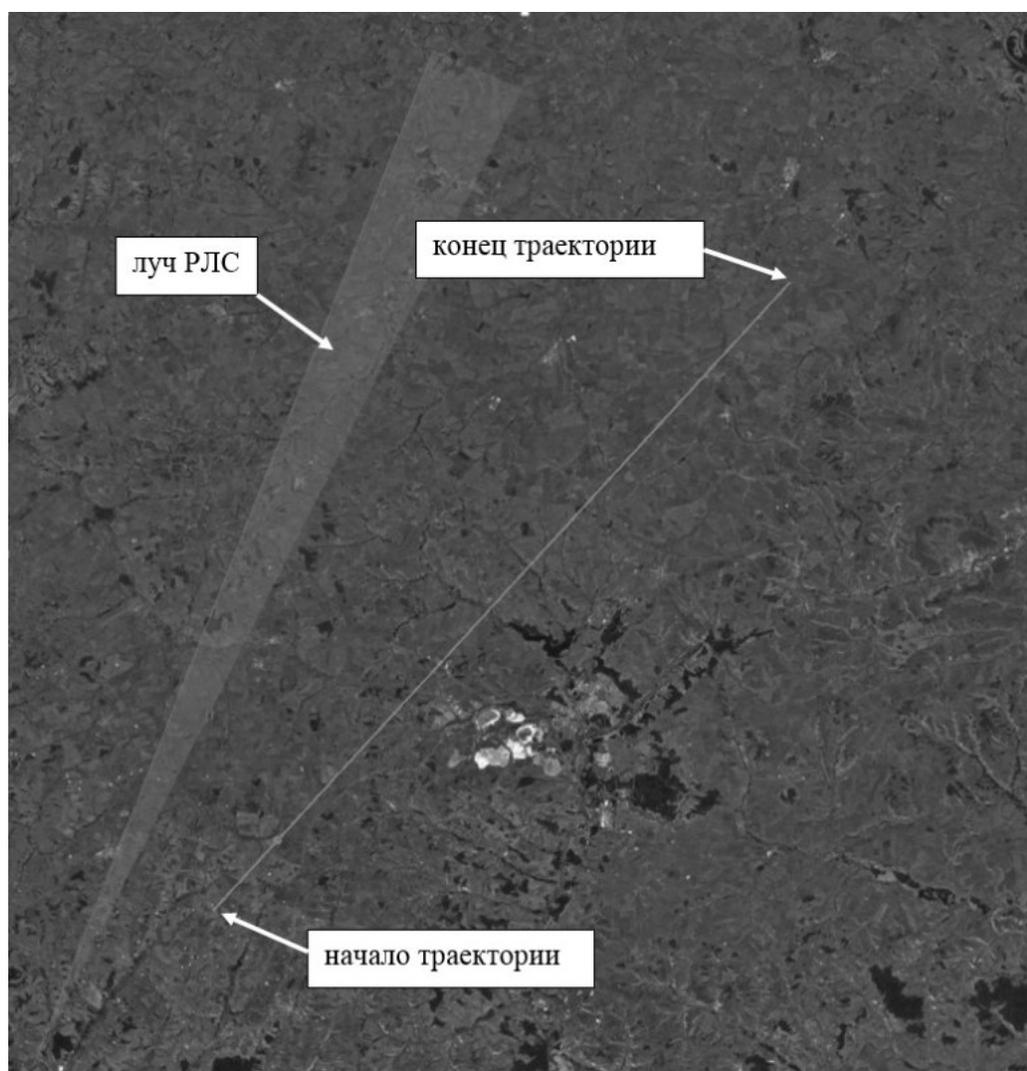


Рис. 4.3.4.1 – Траектория полёта самолёта для получения аналогичных данных

Траектория полёта является прямой с начальной высотой 2 000 м и конечной 9 500 м. Характеристики траектории представлены в табл. 4.3.4.2.

Табл. 4.3.4.2 – Краткая характеристика траектории самолёта

Длина траектории	140 000 м
Минимальная высота	3 500 м
Максимальная высота	15 700 м
Скорость самолёта на траектории	90 м/с
Требуемое время полёта	30 минут
Предполагаемый расход топлива	75 литров

При стоимости топлива 30 руб. литр, получается, что один полёт обходится в 2 250 руб.

Теперь рассчитаем затраты при проведении испытаний с использованием БПЛА. В табл. 4.3.4.3 приведены характеристики для программной модели БПЛА.

Табл. 4.3.4.3 – Характеристики БПЛА

Скорость полёта	10 м/с
Время полёта с нагрузкой	30 минут
Расход электроэнергии	1,6 кВт/час

В табл. 4.3.4.4 приведены характеристики траекторий, использующихся для проведения испытаний, рассмотренных в этом же разделе ранее.

Табл. 4.3.4.4 – Краткая характеристика траектории БПЛА

Траектория № 1 (от 0 до 180)	
Длина траектории	4 150 м
Высота	128 м
Скорость БПЛА	10 м/с
Требуемое время полёта	30 минут

При использовании БПЛА как в приведенном примере потребуется совершить 1 вылет приблизительно на 30 минут. При стоимости электроэнергии 4,5 руб. за кВт час суммарная себестоимость вылетов по расходу энергии около 3,5 рублей. Сравнительный выигрыш по топливу значительный, но изначальная сумма затрат на топливо при применении самолёта небольшая. Здесь основной выигрыш заключается в стоимости используемого оборудования: в случае БПЛА стоимость около 1,5 млн. руб., стоимость самолёта 4 млн. долл. Дополнительно

при применении самолёта сложно контролировать его положение. Например, при использовании мультикоптера можно зависнуть в указанной точке заданное количество времени, что даёт больший контроль при проведении измерений.

4.4. Испытания по измерению дальности с изменением углового положения нескольких моделируемых целей

Использование носителя даёт возможность изменять угловые координаты моделируемой цели. Спланируем испытания с применением нескольких моделируемых целей с изменяющимися угловыми координатами. Предположим, что требуется измерить отрезок дальности от $D_{\text{измmin}} = 40$ км до $D_{\text{измmax}} = 180$ км с азимута 0 до азимута 360 на угле места 5° , что соответствует высотам от $\sim 3,5$ км до 15,5 км. Также известно, что предполагаемое разрешение РЛС по дальности 1000 м.

4.4.1. Расчёт плана проведения измерений

Для расчёта плана испытаний по заданным исходным данным будут использованы уравнения (3.1.3.19) и соотношения (3.1.3.20-3.1.3.24) в соответствии с условиями эффективности (3.1.3.25-3.1.3.26) из главы 3. При поиске решений будет использоваться алгоритм, представленный блок-схемой на рис. 4.4.1.1.

Для перекрытия углов от 0 до 360 градусов план испытаний для используемого оборудования с учётом присутствующих ограничений не существует, поэтому для проведения испытаний будет использоваться 2 плана испытаний первый для углов от 0 до 180 градусов, второй от 180 до 360. Так как следующий полётный план начинается там же, где заканчивается предыдущий, а предыдущий начинается там же, где заканчивается следующий, то суммарное время взлёта и посадки будет примерно одинаковым для 2-х вариантов, поэтому решение системы подойдёт для 2-случаев. Отличие будет заключаться в самих полётных планах: они будут сдвинуты на 180 градусов.

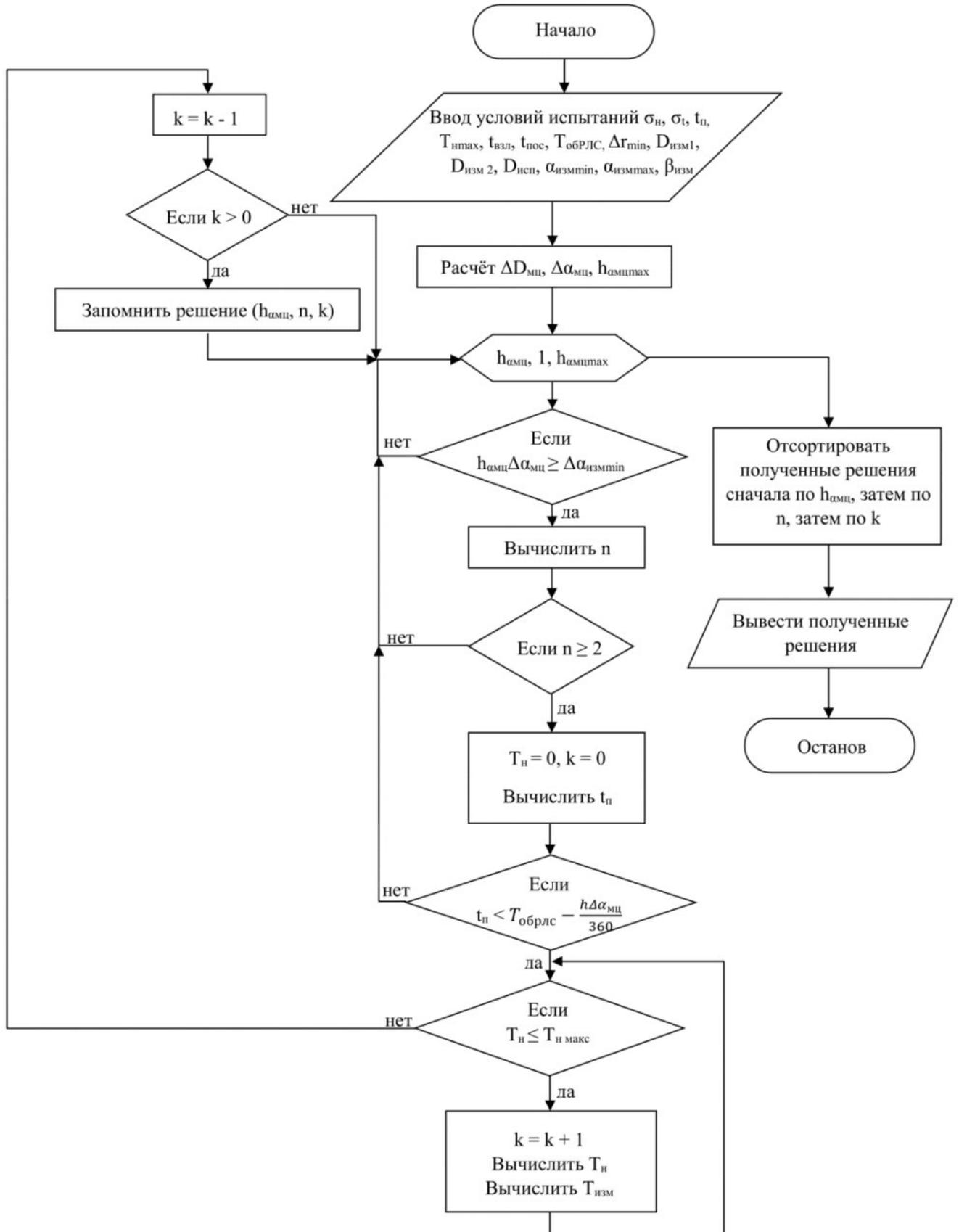


Рис. 4.4.1.1 – Блок-схема алгоритма для поиска решений системы уравнений

В результате было получено 4 решения. Из 4-х решений выбирается решение с минимальным шагом по азимуту (решение №1).

Табл. 4.4.1.1 – Решения уравнений 3.1.3.19 с учётом ограничений при заданных параметрах системы «РЛС-БПЛА-Объективный контроль»

№	h_d	h_α	n	m	k	T_n	knm
1	88	8	65	70	1	1692,00	4550
2	88	9	58	70	1	1552,00	4060
3	88	10	53	70	1	1451,91	3710
4	88	11	48	70	1	1351,94	3360

Соответствующие значения исследуемых дальностей и шага:

Табл. 4.4.1.2 – Краткая характеристика полученного решения для плана с начальным азимутом 0 градусов

Шаг изменения азимута	2,8°
Шаг дальности между целями	2019 м
Количество одновременно используемых целей	70
Начальная дальность	40000 м
Конечная дальность	179300 м
Начальный азимут	0
Конечный азимут	179,2

Табл. 4.4.1.3 – Краткая характеристика полученного решения для плана с начальным азимутом 360 градусов

Шаг изменения азимута	2,8°
Шаг дальности между целями	2019 м
Количество одновременно используемых целей	70
Начальная дальность	40000 м
Конечная дальность	179300 м
Начальный азимут	180
Конечный азимут	359,2

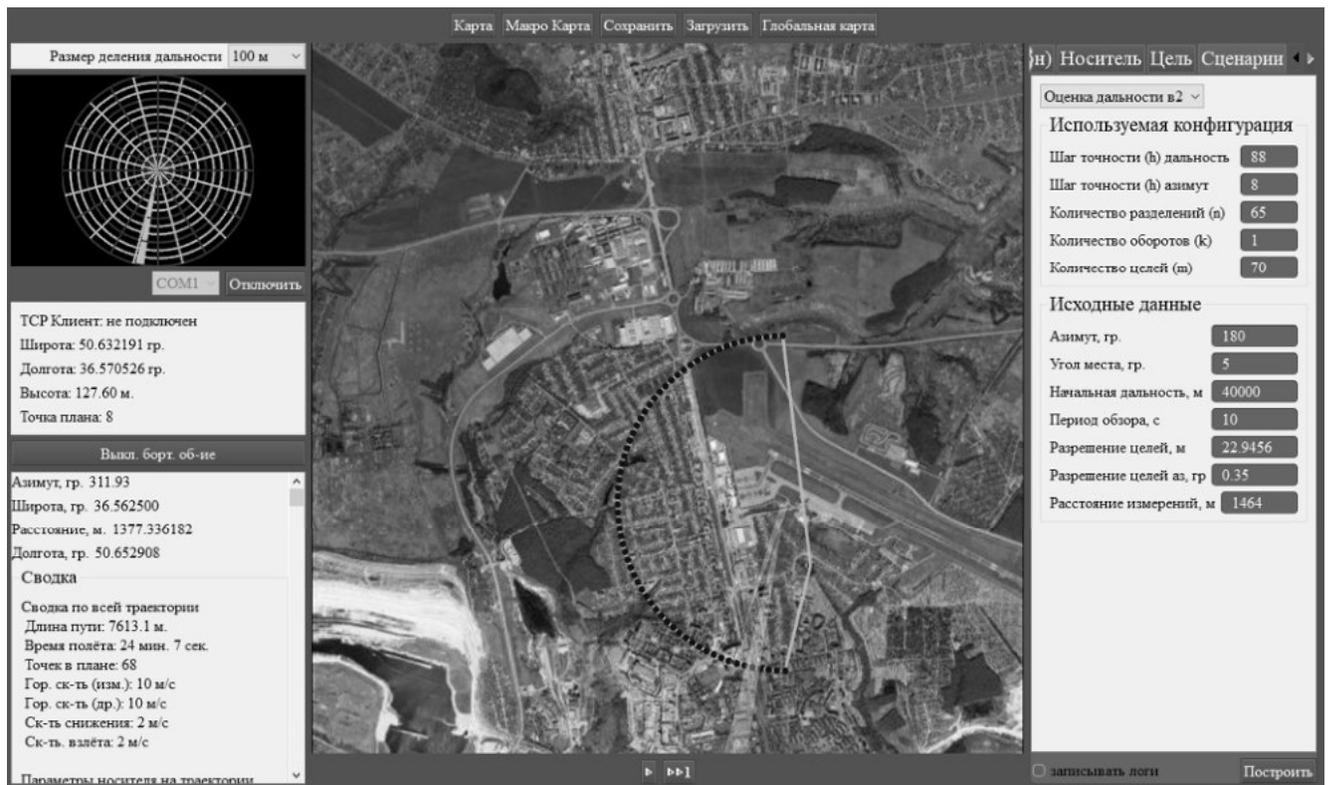


Рис. 4.4.1.3 – Полётный план для носителя с начальным азимутом 360 градусов

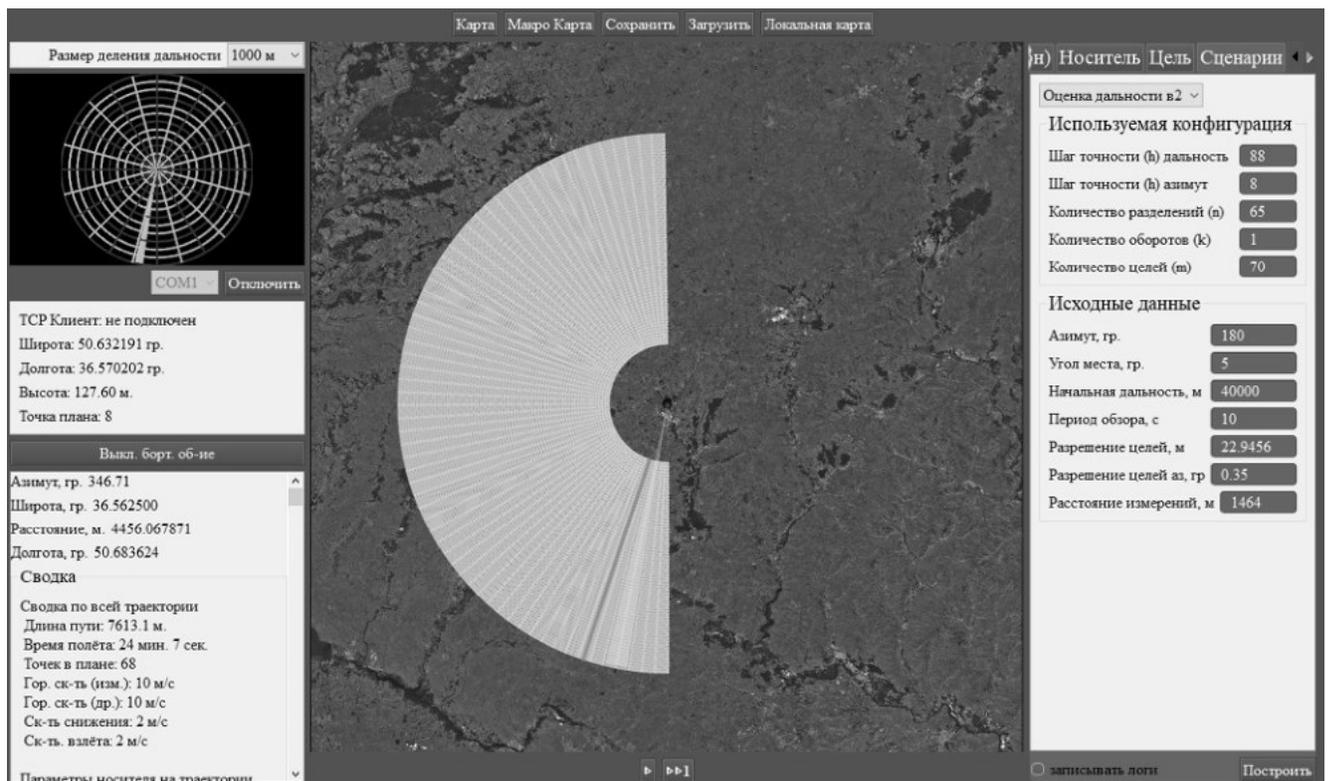


Рис. 4.4.1.4 – Полётный план для имитируемых целей с начальным азимутом 360 градусов

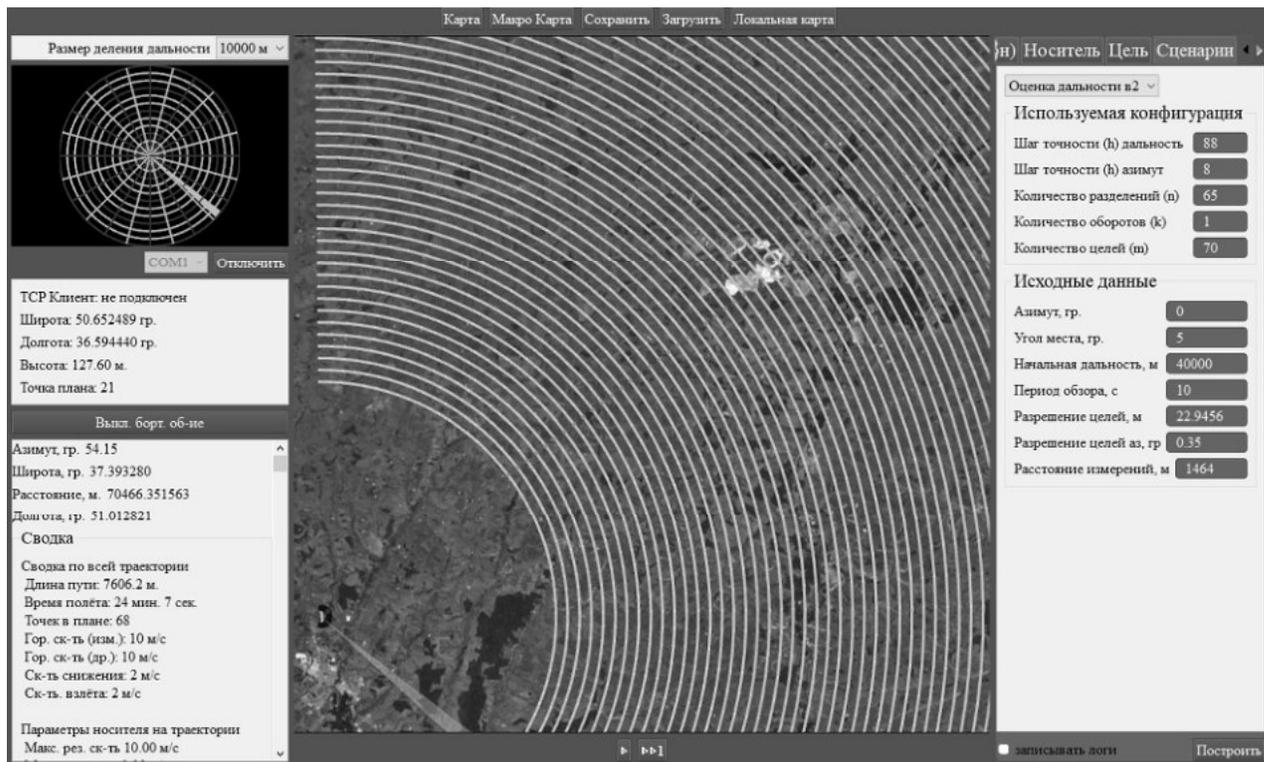


Рис. 4.4.1.5 – Увеличенное изображение полётного плана для имитируемых целей с начальным азимутом 0 градусов

На рис. 4.4.1.4 – 4.4.1.5 изображены полётные планы для носителя и имитируемых целей. Для испытаний одновременно используется 70 моделируемых целей, равномерно распределенных на дальностях от 40 км до 180 км с шагом по дальности 2 км и одинаковыми угловыми координатами. Траекторией каждой цели является дуга окружности от 0 до 179,2 градусов (или от 180 до 359,2 градусов) радиуса, соответствующего дальности цели, определяемого её номером.

4.4.2. Моделирование хода проведения испытаний

Далее было проведено моделирование хода проведения испытаний в соответствии с полученным планом.

В табл. 4.4.2.1 – 4.4.2.6 приведены данные, полученные при моделировании. В процессе моделирования были собраны данные, необходимые для оценки характеристик программной модели РЛС.

Табл. 4.4.2.1 – Дальность (м) моделируемой цели, в соответствии с планом испытаний

		Номер цели								
		1	2	3	4	...	67	68	69	70
Номер точки плана испытаний	1	40000	42019	44038	46058	...	173268	175287	177306	179326
	2	40000	42019	44038	46058	...	173268	175287	177306	179326
	3	40000	42019	44038	46058	...	173268	175287	177306	179326
	4	40000	42019	44038	46058	...	173268	175287	177306	179326
	5	40000	42019	44038	46058	...	173268	175287	177306	179326

	61	40000	42019	44038	46058	...	173268	175287	177306	179326
	62	40000	42019	44038	46058	...	173268	175287	177306	179326
	63	40000	42019	44038	46058	...	173268	175287	177306	179326
	64	40000	42019	44038	46058	...	173268	175287	177306	179326
	65	40000	42019	44038	46058	...	173268	175287	177306	179326

Табл. 4.4.2.2 – Дальность (м) цели, регистрируемая макетом

		Номер цели								
		1	2	3	4	...	67	68	69	70
Номер точки плана испытаний	1	40005	42019	44038	46056	...	173267	175289	177314	179328
	2	39994	42017	44032	46051	...	173264	175287	177306	179325
	3	40010	42026	44030	46058	...	173275	175283	177319	179322
	4	39993	42005	44044	46047	...	173275	175283	177292	179318
	5	40004	42014	44048	46067	...	173264	175297	177315	179335

	61	40009	42028	44042	46051	...	173271	175288	177290	179334
	62	39989	42017	44047	46044	...	173254	175296	177297	179326
	63	40013	42010	44039	46052	...	173280	175271	177303	179324
	64	40013	42017	44050	46050	...	173281	175287	177310	179333
	65	39989	42026	44039	46061	...	173272	175285	177307	179325

Табл. 4.4.2.3 – Дальность (м) цели, определяемой программной моделью

		Номер цели								
		1	2	3	4	...	67	68	69	70
Номер точки плана испытаний	1	39978	41827	43943	45920	...	173287	175422	177404	179465
	2	39960	42048	44082	46047	...	173209	175297	177313	179370
	3	40034	42021	43985	46250	...	173308	175421	177171	179283
	4	40074	42039	44058	45841	...	173231	175310	177421	179444
	5	39943	42019	44082	46138	...	173307	175196	177324	179458

	61	40042	42127	44171	46087	...	173086	175248	177264	179402
	62	40143	42095	44128	46009	...	173300	175147	177254	179338
	63	39893	42078	44117	46048	...	173362	175279	177497	179344
	64	39996	42045	44128	46099	...	173173	175097	177325	179577
	65	40015	42076	44098	46009	...	173173	175325	177304	179434

Табл. 4.4.2.4 – Азимут (гр) моделируемой цели, в соответствии с планом испытаний

		Номер цели								
		1	2	3	4	...	67	68	69	70
Номер точки плана испытаний	1	0	0	0	0	...	0	0	0	0
	2	2,8	2,8	2,8	2,8	...	2,8	2,8	2,8	2,8
	3	5,6	5,6	5,6	5,6	...	5,6	5,6	5,6	5,6
	4	8,4	8,4	8,4	8,4	...	8,4	8,4	8,4	8,4
	5	11,2	11,2	11,2	11,2	...	11,2	11,2	11,2	11,2

	61	168	168	168	168	...	168	168	168	168
	62	170,8	170,8	170,8	170,8	...	170,8	170,8	170,8	170,8
	63	173,6	173,6	173,6	173,6	...	173,6	173,6	173,6	173,6
	64	176,4	176,4	176,4	176,4	...	176,4	176,4	176,4	176,4
	65	179,2	179,2	179,2	179,2	...	179,2	179,2	179,2	179,2

Табл. 4.4.2.5 – Азимут (гр) цели, регистрируемый макетом

		Номер цели								
		1	2	3	4	...	67	68	69	70
Номер точки плана испытаний	1	0,04	0,04	0,04	0,04	...	0,04	0,04	0,04	0,04
	2	2,64	2,64	2,64	2,64	...	2,64	2,64	2,64	2,64
	3	5,49	5,49	5,49	5,49	...	5,49	5,49	5,49	5,49
	4	8,46	8,46	8,46	8,46	...	8,46	8,46	8,46	8,46
	5	11,28	11,28	11,28	11,28	...	11,28	11,28	11,28	11,28

	61	168,12	168,12	168,12	168,12	...	168,12	168,12	168,12	168,12
	62	170,85	170,85	170,85	170,85	...	170,85	170,85	170,85	170,85
	63	173,7	173,7	173,7	173,7	...	173,7	173,7	173,7	173,7
	64	176,44	176,44	176,44	176,44	...	176,44	176,44	176,44	176,44
	65	179,39	179,39	179,39	179,39	...	179,39	179,39	179,39	179,39

Табл. 4.4.2.6 – Азимут (гр) цели, определяемый программной моделью РЛС

		Номер цели								
		1	2	3	4	...	67	68	69	70
Номер точки плана испытаний	1	0,21	359,98	0,49	359,56	...	0,27	359,94	0,1	0,19
	2	2,52	2,82	2,97	2,49	...	3,09	2,6	2,59	3,35
	3	5,4	5,58	5,65	5,87	...	5,83	5,75	5,47	5,8
	4	8,74	8,54	8,39	8,85	...	8,34	8,43	8,05	8,69
	5	11,11	11,23	11,29	10,89	...	11,14	11,36	11,52	11,27

	61	168,24	168,23	168,17	167,86	...	168,1	167,89	167,66	168,24
	62	170,77	170,72	170,93	170,71	...	170,46	170,77	170,52	170,74
	63	173,48	173,83	173,61	173,97	...	173,47	173,51	173,66	173,51
	64	176,47	176,56	176,07	176,81	...	176,39	176,88	176,11	176,74
	65	179,44	179,09	178,95	179,53	...	179,26	178,89	179,15	179,03

4.4.3. Анализ результатов моделирования

В табл. 4.4.3.1 представлен ожидаемый результат для макета и программной модели РЛС. Ожидаемые характеристики для макета получены на основе характеристик генератора, носителя. Характеристики программной модели заданы при моделировании.

Табл. 4.4.3.1 – Ожидаемые (заданные) характеристики для макета и программной модели РЛС

СКО координаты азимут носителя (для макета)	0,12°
СКО координаты угол места носителя (для макета)	0,12°
СКО координаты дальность носителя (для макета)	1,5 м
СКО координаты азимут имитируемой цели (для макета)	0,12°
СКО координаты угол места имитируемой цели (для макета)	0,12°
СКО координаты дальность имитируемой цели (для макета)	7.65 м
СКО координаты азимут имитируемой цели (для РЛС)	0,25°
СКО координаты угол места имитируемой цели (для РЛС)	0,25°
СКО координаты дальность имитируемой цели (для РЛС)	100 м
Минимальная дальность имитируемой цели (РЛС)	40000 м
Максимальная дальность имитируемой цели (РЛС)	180000 м

Значения в табл. 4.4.3.2 для макета и программной модели носителя получены по данным выполненного моделирования для обоих планов испытаний (от 0° до 179,2° и от 180° до 359,2°).

Табл. 4.4.3.2 – Характеристики макета

СКО координаты азимут носителя	0,12°
СКО координаты угол места носителя	0,11°
СКО координаты дальность носителя	1,5 м
СКО координаты азимут имитируемой цели	0,12°
СКО координаты угол места имитируемой цели	0,11°
СКО координаты дальность имитируемой цели	7.63 м
Минимальная дальность имитируемой цели	39900 м
Максимальная дальность имитируемой цели	179300 м

Значения в табл. 4.4.3.3 для программной модели РЛС получены по данным выполненного моделирования

Табл. 4.4.3.3 – Характеристики программной модели РЛС, полученные после обработки данных моделирования

Название показателя	Заданные	Измеренные
СКО координаты азимут	0,25 °	0,25°
СКО координаты угол места	0,25 °	0,24°
СКО координаты дальность	100 м	101 м
Минимальная зафиксированная дальность	40000 м	39800 м
Максимальная зафиксированная дальность	180000 м	179500 м
СКО расстояния между соседними целями	2000 м	2020 м

При сравнении значений из табл. 4.4.3.1 – 4.4.3.3 можно сделать вывод о том, что по данным моделирования характеристики макета, программной модели РЛС и носителя подтверждены. Основным результатом являются значения дальностей обнаруженных целей на заданном отрезке азимутов от 0 до 360 градусов с шагом 2,8 градусов. По результатам моделирования получены следующие значения для программной модели РЛС: минимальная дальность обнаруженной цели 39800 м; максимальная дальность обнаруженной цели 179500 м. Побочными результатами для программной модели РЛС являются: СКО координаты азимут 0,25°; СКО координаты угол места 0,24°; СКО координаты дальность 101 м; СКО расстояния между соседними целями 2000 м.

4.4.4. Оценка адекватности моделирования

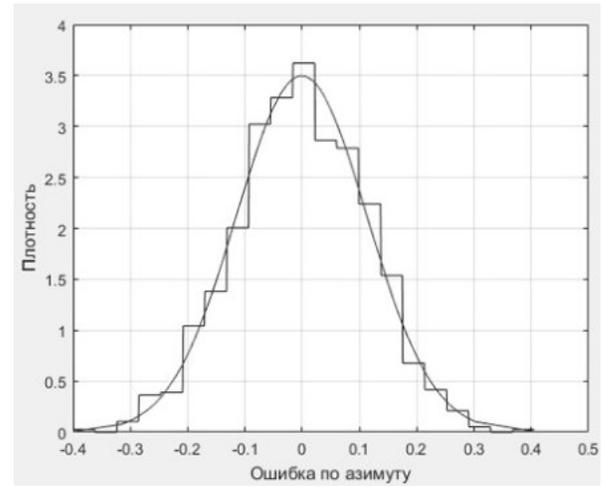
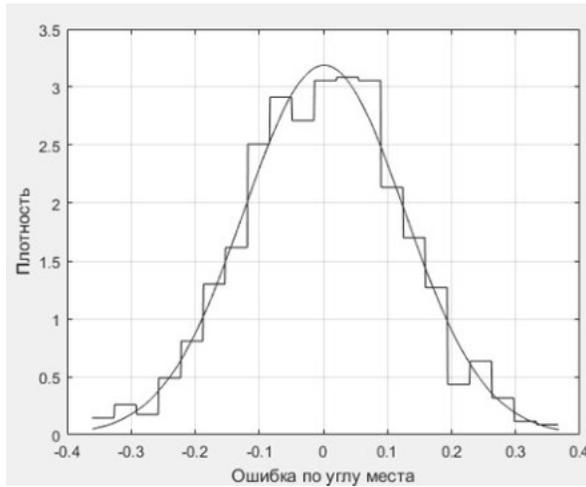
Оценка адекватности состоит из проверки следующих предположений:

1. Распределение ошибок позиционирования программной модели носителя принадлежат нормальному распределению.

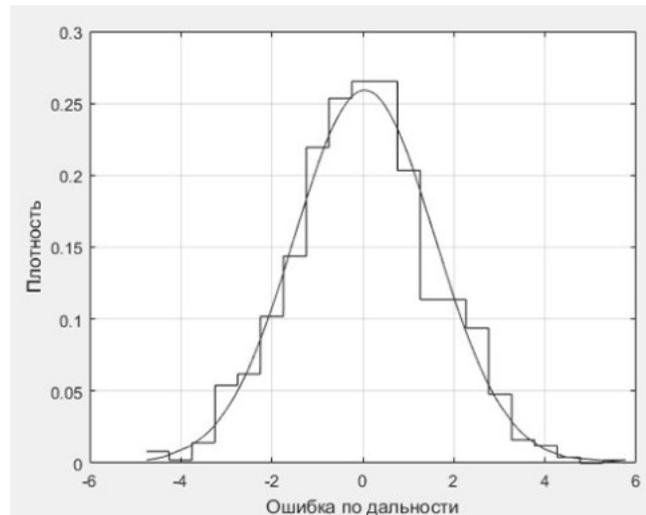
2. Распределение ошибок определения координат целей программной моделью РЛС принадлежат нормальному распределению.

3. Координаты целей, фиксируемые программной моделью РЛС, соответствуют координатам носителя и моделируемых целей.

Для проверки первых 2-х предположений используется критерий χ^2 , с уровнем значимости $\alpha = 0,05$.



а) распределение ошибок по углу места б) распределение ошибок по азимуту

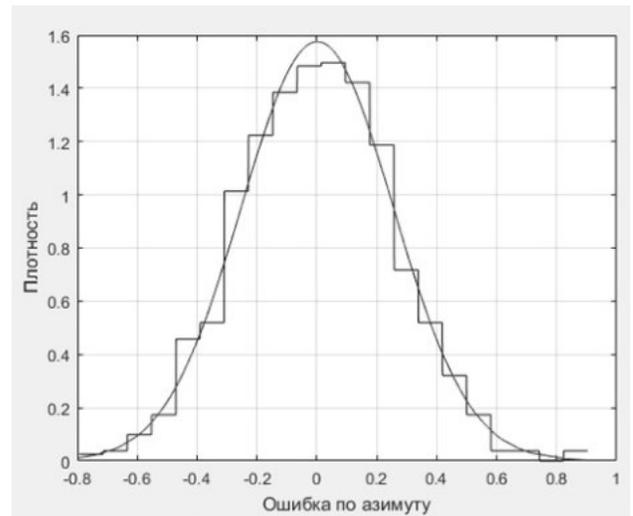
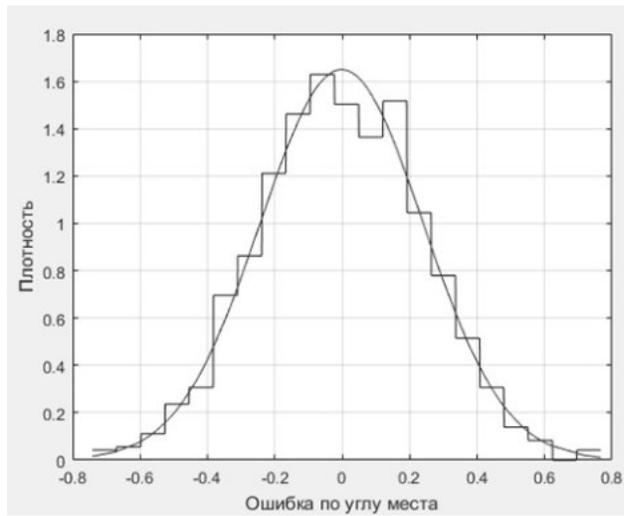


в) распределение ошибок по дальности

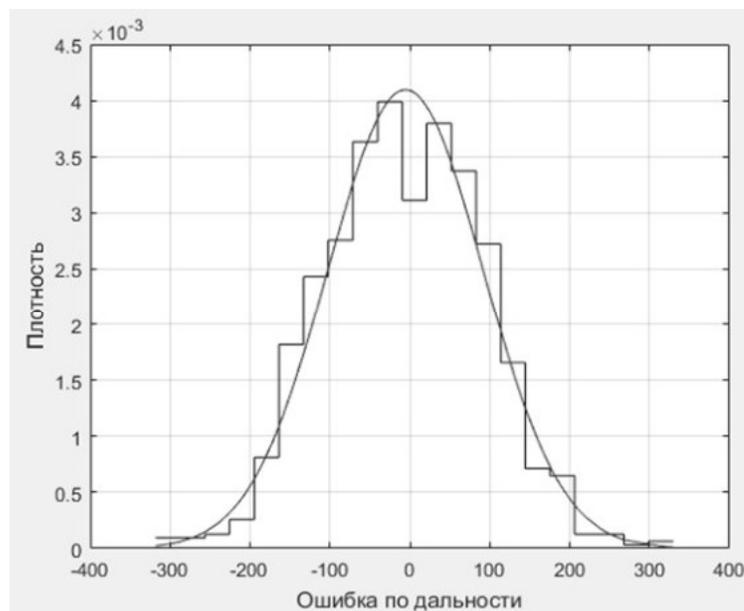
Рис. 4.4.4.1 – Распределение ошибок программной модели носителя в сравнении с нормальным

Табл. 4.4.4.1 – Сравнение значения статистики χ^2 по данным программной модели носителя с табличным значением

	Значение статистики по данным	Значение статистики по таблице
угол места	25,089	28,869
азимут	26,799	28,869
дальность	24,831	28,869



а) распределение ошибок по углу места б) распределение ошибок по азимуту



в) распределение ошибок по дальности

Рис. 4.4.4.2 – Распределение ошибок программной модели РЛС в сравнении с нормальным

Табл. 4.4.4.2 – Сравнение значения статистики χ^2 по данным программной модели РЛС с табличным значением

	Значение статистики по данным	Значение статистики по таблице
угол места	24,035	28,869
азимут	22,915	28,869
дальность	26,728	28,869

По данным табл. 4.4.4.1 - 4.4.4.2 и рис. 4.4.4.1 - 4.4.4.2 можно сделать вывод, что ошибка координат программной модели носителя и РЛС подчиняется нормальному закону распределения.

Для проверки 3 предположения используется парный t-критерий Стьюдента. В данном случае проверяется гипотеза, что среднее значение 2-х выборок статистически не отличается друг от друга. Для этого вычисляется t-статистика по данным:

Табл. 4.4.4.3 – Сравнение t-статистики для данных моделируемых целей с данными, фиксируемыми программной моделью РЛС

Название показателя	Значение t-статистики	критическое значение t-статистики
Угол места	0,52	1,98
Азимут	1,18	1,98
Дальность	1,56	1,98

Все значения t-статистики данных меньше критического значения, поэтому принимается гипотеза о том, что координаты носителя и моделируемых целей и координаты, фиксируемые программной моделью РЛС статистически не отличаются друг от друга, что в сумме подтверждает адекватность используемых компьютерных моделей.

4.4.5. Оценка эффективности

Для сравнения проведем оценку эффективности в сравнении с методом натуральных испытаний. В данном случае предполагается, что испытания проводятся с использованием самолета. Предположим, что используется самолёт Beechcraft King Air 350i с расходом топлива 300 л в час. В табл. 4.4.5.1 приведены характеристики летательного аппарата.

Табл. 4.4.5.1 – Характеристики самолёта Beechcraft King Air 350i

Максимальная скорость полёта	578 км/ч (160 м/с)
Дальность полёта	3 345 км
Расход топлива	300 л/час

Траектория полёта является винтовой спиралью с 70 витками. Спираль заполняет пространство от 40 км до 180 км на угле места 5 градуса.

Табл. 4.4.5.2 – Краткая характеристика траектории самолёта

Длина траектории	48 518 км
Минимальная высота	3 500 м
Максимальная высота	15 700 м
Скорость самолёта на траектории	160 м/с
Требуемое время полёта	83 часа

При пролёте по траектории как на рис. 4.4.5.1 ожидается приблизительно одинаковый массив данных, но в отличие от БПЛА самолёт не может зависнуть в заданной точке, поэтому данные будут получены не на заданной сетке углов, а в тех точках траектории, в которых будет находиться самолёт в момент обнаружения.

В соответствии с характеристиками самолёта его максимальная дальность полёта 3 345 км, поэтому для пролёта по требуемой траектории потребуется как минимум 14 вылетов. Длительность одного вылета при скорости 160 м/с будет около 6 часов. Таким образом, себестоимость по топливу при расходе 300 л/час и стоимости литра топлива 30 руб. будет составлять ~54 000 руб. Соответственно себестоимость по топливу для 14 вылетов ~756 000 руб. Для выполнения работ потребуется как минимум 14 рабочих дней.

Теперь рассчитаем затраты при проведении испытаний с использованием БПЛА. В табл. 4.4.5.3 приведены характеристики для программной модели БПЛА.

Табл. 4.4.5.3 – Характеристики БПЛА

Скорость полёта	10 м/с
Время полёта с нагрузкой	30 минут
Расход электроэнергии	1,6 кВт/час

В табл. 4.4.5.4 приведены характеристики траекторий, используемых для проведения испытаний, рассмотренных в этом же разделе ранее.

Табл. 4.4.5.4 – Краткая характеристика траектории БПЛА

Траектория № 1 (от 0 до 180)		Траектория № 2 (от 180 до 360)	
Длина траектории	7 600 м	Длина траектории	7600 м
Высота	128 м	Высота	128 м
Скорость БПЛА	10 м/с	Скорость БПЛА	10 м/с
Требуемое время полёта	25 минут	Требуемое время полёта	25 минут

При использовании БПЛА как в приведенном примере потребуется совершить 2 вылета приблизительно по 30 минут. С учётом времени подготовки вылетов потребуется около 3-х часов рабочего времени.

Табл. 4.4.5.5 – Приблизительная оценка затрачиваемых ресурсов при использовании самолёта и БПЛА

Ресурс	При использовании самолёта	При использовании БПЛА	Приблизительная оценка эффективности
Время	83 часа	3 часа	80 часов
Стоимость топлива (электроэнергии)	756 000 руб.	1000 руб.	755 000 руб.

В табл. 4.4.5.5 приведены приблизительные оценки ресурсов без учёта стоимости оплаты труда работников. Если предположить, что стоимость оплаты труда в обоих случаях одинакова, то выигрыш по экономии энергетических и трудовых ресурсов значителен. Здесь главное порядок величин: при использовании самолёта потребуются десятки часов и сотни тысяч рублей, а при использовании малогабаритного БПЛА — единицы часов и единицы тысяч рублей. Также важно отметить, что при использовании разного оборудования достигаются те же условия испытаний: минимальная и максимальная дальность целей и шаг изменения дальности. Но ресурсов требуется меньше, что делает способ использования БПЛА более эффективным с точки зрения используемых ресурсов. Эффективность достигается за счёт того, что один БПЛА с бортовым оборудованием может моделировать одновременное наличие нескольких целей, а самолёт только одной.

4.6. Выводы по главе

Выполнено моделирование проведения испытаний предлагаемым методом с использованием программно-аппаратного отладочного макета в соответствии с полученным планом проведения испытаний для программной модели РЛС. План проведения испытаний был получен с использованием программы, разработанной в соответствии с моделями и методиками, приведенными в главе 2 и 3. Планирование было выполнено при заданных характеристиках РЛС, БПЛА, бортового оборудования. На основе данных, полученных при моделировании, выполнена оценка дальности обнаружения для программной модели РЛС, и побочно была получена оценка точности определения по координатам для программной модели РЛС: азимут, угол места, дальность. При сравнении предлагаемого метода проведения испытаний с испытаниями с использованием самолёта было выявлено, что предлагаемый метод более эффективен с точки зрения затрачиваемых ресурсов: денежных, трудовых, временных (при обеспечении того же массива данных, что и при натурных испытаниях). В работе приводятся примеры методик для оценки дальности и разрешающей способности по дальности, но с использованием предлагаемого метода можно проводить испытания на оценку точности определения координат и других функциональных характеристик РЛС.

Заключение

Основные результаты, полученные в диссертации, заключаются в следующем:

1. Разработаны методики проведения испытаний предлагаемым методом с использованием тестовой системы на основе БПЛА для получения значений оценок характеристик наземных РЛС. В частности, разработаны методики для получения:

1.1. оценки дальности обнаружения с использованием: а) одной имитируемой цели с изменяющейся координатой дальности на фиксированных угловых координатах; б) с использованием нескольких имитируемых целей с фиксированными угловыми координатами, распределенных на заданных дальностях; в) нескольких имитируемых целей, распределенных на заданных дальностях, с изменяющимися угловыми координатами;

1.2. оценки разрешающей способности по дальности с использованием: а) одной пары имитируемых целей на фиксированных угловых координатах с изменяющимся расстоянием между целями; б) с использованием нескольких пар имитируемых целей, распределенных на заданных дальностях, с фиксированными угловыми координатами и заданным расстоянием между целями; в) нескольких пар имитируемых целей, распределенных на заданных дальностях, с изменяющимися угловыми координатами и с заданным расстоянием между целями.

2. Разработаны уравнения с ограничениями, учитывающими характеристики носителя, бортового тестового оборудования, известные характеристики станции. Решение уравнений с учётом ограничений определяет вид плана испытаний, содержащий координаты точек траектории носителя и имитируемых целей. Полученный план испытаний является решением задачи управления малогабаритным БПЛА при проведении испытаний предлагаемыми методиками

для получения оценки дальности обнаружения или разрешающей способности по дальности.

3. Разработано программное обеспечение для обработки информации при проведении моделирования, в котором определены параметры предлагаемой системы «РЛС–БПЛА–Объективный контроль».

4. Собран и запрограммирован отладочный макет, на котором выполнено моделирование в реальном масштабе времени хода проведения испытаний предлагаемым методом в соответствии с заданным планом для получения оценки дальности обнаружения программной модели РЛС.

5. Показано повышение эффективности этапа приемно-сдаточных испытаний РЛС предлагаемым методом относительно облетного метода по используемым ресурсам: денежным, временным, трудовым. При использовании БПЛА требуется значительно меньше ресурсов, чем при использовании самолёта. Причём, условия испытаний, созданные с использованием БПЛА и бортового тестового оборудования, содержат цели с теми же координатами, которые имел бы самолёт во время проведения испытаний. Предлагаемый метод не подразумевает исключение метода натурных испытаний, а рассматривается как дополнительный способ подготовки к ним. В первую очередь рассматривается вариант использования метода для подготовки к натурным испытаниям. За счёт того, что тестовый сигнал поступает в тракт РЛС со всеми искажениями, присущими точке развертывания РЛС. Также за счёт использования БПЛА есть возможность изменять положение источника излучения в пространстве и всесторонне исследовать РЛС, что позволит лучше подготовиться к натурным испытаниям.

В качестве дальнейшего направления исследований можно рассмотреть методики для оценки других функциональных характеристик наземных РЛС, например, ошибки определения координат целей. Также для имитирования более разнообразных условий можно рассмотреть вопрос совместного использования нескольких БПЛА для большего контроля создаваемых условий.

Список сокращений и условные обозначения

БПЛА, БЛА	– беспилотный летательный аппарат
РЛС	– радиолокационная станция
ВС	– воздушное средство
УВД	– управление воздушным движением
ПАК	– программно-аппаратный комплекс
GPS	– Global Positioning System
WGS-84	– World Geodesic System 1984
ПЗ-90	– Параметры земли 1990 года
ГСК-2011	– Геодезическая система координат 2011 года
SDR	– Software-defined radio (Программно определяемое радио)
ПОР	– Программно-определяемая радиосистема
QAM	– Quadrature amplitude modulation
КАМ	– Квадратурная амплитудная модуляция

Список литературы

1. Абдуллин Ф.Х., Пискорский Д.С., Вдовина Н.В. Исследование помехоустойчивости первичного канала аэродромных обзорных радиолокаторов на модели при воздействии активных шумоподобных помех // Вестник ЮУрГУ. Серия : компьютерные технологии, управление, радиоэлектроника. ЮУрГУ, 2014. №3. С. 65–71.
2. Альдебенева Е.П., Шнейдмиллер В.Р. Исследование способов создания активных помех в рамках ведения радиоэлектронной борьбы // Молодой ученый, 2015. №22. С. 121–124.
3. Апполонов А.А., Баранов Э.В. Математическая модель генератора широкополосной импульсной помехи для имитации помеховой обстановки при решении навигационных задач с использованием потребителей СРНС // Научный вестник МГТУ ГА, 2009. № 139. С. 119–123.
4. Аэродромный обзорный радиолокатор АОРЛС–1АС. Стандартная спецификация. URL: http://old.aviationunion.ru/Files/Nom_1_POLET.pdf (дата обращения: 08.12.2018).
5. Бакулев П.А. Радиолокационные системы. Учебник для вузов. Изд. 3–е, перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2015. 440 с.
6. Балабуха Н.П. Компактные полигоны для измерения характеристик рассеяния объектов / Н.П. Балабуха, А.С.Зубов, В.С. Солосин — под общ. ред. Н.П. Балабухи. М.: Наука, 2007. 266 с.
7. Бердышев В. П. Радиолокационные системы: учебник для студентов военных кафедр и курсантов учебных военных центров Военно-воздушных сил, обучающихся по военно-учетной специальности «Эксплуатация и ремонт радиолокационных комплексов противовоздушной обороны Военно-воздушных сил» / В.П. Бердышев, Е.Н. Гарин, А.Н. Фомин — под общ. ред. В.П. Бердышева. Красноярск : СФУ, 2021. 400 с.

8. Беспилотники осваивают лётные проверки / РИА АвиаПорт.Ru : [сайт]. [2018]. URL: <https://www.aviaport.ru/news/2018/03/27/534055.html> (дата обращения: 22.03.18).
9. Беспилотный летательный аппарат // Патент РФ № 2666493. 2018 / Агапов О.Ю., Беденко С.В., Буцев С.В., Зудин О.М., Морозов А.К., Руденок И.А.
10. Бобров М. С., Аверьянов А. М., Чекушкин В. В. Имитация траекторий движения воздушных объектов для радиолокационных систем управления и контроля воздушного пространства // Мехатроника, автоматизация, управление. — М.: Издательство «Новые технологии», 2009. №9 (102). С. 70–78.
11. Боков А.С., Важенин В.Г., Иофин А.А. Возможности имитатора отражённых радиолокационных сигналов с учётом крутизны симметричной линейной частотной модуляции // Труды международного симпозиума «Надёжность и качество», 2019. Т. 1. С. 29-32.
12. Боков А.С., Важенин В.Г., Иофин А.А., Мухин В.В. Комплекс полунатурного моделирования для сквозных испытаний, тестирования и проверки бортовых радиолокационных систем и устройств // Труды Международного симпозиума «Надёжность и качество», 2018. Т. 1. С. 40–45.
13. Большаков Ю.П., Нечаев Е.Е. Посадочные радиолокаторы гражданской авиации и тенденции развития техники их построения // Научный вестник МГТУ ГА, 2005. №9. С. 97–102.
14. Ботов М.И., Вяхирев В.А. Основы теории радиолокационных систем и комплексов : учеб. / М. И. Ботов, В. А. Вяхирев; под общ. ред. М. И. Ботова. Красноярск : Сиб. федер. ун-т, 2013. 530 с.
15. Гатчин Ю.А., Видин Б.В., Жаринов И.О., Жаринов О.О. Метод автоматизированного проектирования аппаратных средств бортового оборудования // Известия высших учебных заведений. Приборостроение, 2010. Т. 53. № 5. С. 5–10.

16. Герасимов А.Б., Кренёв А.Н., Погребной Д.С. Имитация эхо-сигналов в испытаниях радиолокационной техники // Вопросы радиоэлектроники, 2011. №1. С. 202-209.
17. Васильев В.С., Ивлёв Д.Н. Моделирование пространственных диаграмм направленности антенных систем // Антенны, 2006. №5. С. 39–44.
18. ГОСТ 16504-81 «Испытания и контроль качества продукции» Введ. 1982-01-01. М.: Стандартиформ, 2011.
19. ГОСТ 32453-2017 «Системы координат» Введ. 2017-08-30. М.: Стандартиформ, 2017.
20. ГОСТ Р 16465-70 «Сигналы радиотехнические измерительные». Введ. 1971-07-01. М.: Стандартиформ, 2005.
21. ГОСТ Р 32453-2013 «Глобальная навигационная спутниковая система. Системы координат. Методы преобразования координат определяемых точек». Введ. 2014-07-01. М.: Стандартиформ, 2014.
22. ГОСТ Р 51317.4.3-99. «Устойчивость к радиочастотному электромагнитному полю. Требования и методы испытаний» Введ. 2002-01-01. М.: ИПК Издательство стандартов, 2002.
23. ГОСТ Р 52865-2009 «Глобальная навигационная спутниковая система. Параметры радионавигационного поля. Технические требования и методы испытаний». Введ. 2011-01-01. М.: Стандартиформ, 2010.
24. Государственная корпорация по организации воздушного движения в Российской Федерации : [сайт]. URL: <https://gkovd.ru/news/novosti-goskorporatsii/aerokontrol-pokazhet-na-maks-2015-prednaznachennyu-dlya-provedeniya-lyetnykh-proverok-beechcraft-kin/> (дата обращения: 17.05.18).
25. Денисенко В.В. Компьютерное управление технологическим процессом, экспериментом, оборудованием. — М.: Горячая линия–Телеком, 2009. — 608 с.
26. Дятко А. А., Костромицкий С. М., Шумский П. Н. Математическая модель сигнала, отраженного от земной поверхности, при сопровождении РЛС низколетящей цели // Доклады БГУИР, 2015. №94. С. 17–23.

27. Дятко А.А., Костромицкий С.М., Шумский П.Н. Математическая модель радиолокационного сигнала, отраженного от земной поверхности // Труды БГТУ. Физико-математические науки и информатика, 2012. №6 С. 127–130.
28. Жуков В.К. Теория погрешностей технических измерений: учебное пособие / В.К. Жуков; Томский политехнический университет. Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2009. 180 с.
29. Зюкин В.Ф., Свистунов Д.Ю., Белавин А.В. Требования к удалению имитаторов активных помех при полигонных испытаниях РЛС // Системы обработки информации, 2013. № 1. С. 56–60.
30. Калабин А.Л., Морозов А.К. Компьютерное моделирование эксперимента по имитации наличия целей для радиолокационной станции // Программные продукты и системы, 2021. №2. С. 269–280.
31. Калабин А.Л., Морозов А.К. Метод испытания наземных радиолокационных станций с использованием беспилотного летательного аппарата // Математические методы в технике и технологиях — ММТТ-34, 2021. №8 С. 7–10.
32. Калениченко С.П., Коновалов А.А., Михайлов В.Н., Нгуен Х.Т. Имитатор радиолокационных сигналов микроволнового диапазона // Известия СПбГЭТУ «ЛЕТИ», 2004. №1. С. 28–33.
33. Калмыков В.В., Федорова О.С. Основные статистические методы анализа результатов эксперимента // Наука, техника и образование: электрон. научн. журн., 2016. №1(5). С. 68–75. URL: https://www.elibrary.ru/download/elibrary_26747498_91514108.pdf (дата обращения: 10.05. 2020).
34. Клепко В.Л., Александров А.В. Системы координат в геодезии : монография / В.Л. Клепко. Екатеринбург: Изд-во УГГУ, 2011. 116 с.
35. Коломиец В.И., Филимонов Н.П. Вторичный радиолокатор «Крона»: курс лекций. Красноярск: Сибирский федеральный университет, 2007. 390 с.
36. Корягин М.Г., Никифоров С.Н. Метод селекции сигналоподобных помех в обзорных РЛС при широкополосном зондировании // Телекоммуникационные устройства и системы, 2017. Т.7. №2. С. 149–151.

37. Косолапов А.Е., Скрипка Г.И., Беспалова Л.А., Ивлиева О.В., Филатов А.А. Исследование морфологических и морфометрических особенностей берегов Цимлянского водохранилища с использованием беспилотных летательных аппаратов и ГИС-технологий, 2018. №3. С. 36-42.
38. Косоруков А.Н., Халиков М.А., Фомин Г.П. Модели исследования операций: учебник / О.А. Косоруков, М.А. Халиков, Г.П. Фомин. М.: РУСАЙНС, 2019. 190 с.
39. Кузьменков В.Ю., Могильников А.О. Принципы построения комплекса оценки характеристик РЛС с использованием эталонных отражателей на базе БЛА // Вестник воздушно-космической обороны, 2017. №3. С. 83-87.
40. Леонов А.И. Испытания РЛС (оценка характеристик) / А. И. Леонов, С. А. Леонов, Ф. В. Нагулино и до.: Под ред. А. И. Леонова. М.: Радио и связь, 1990. 208 с.
41. Мазлов К.А. Реализация стенда полунатурного моделирования для испытаний радиолокаторов с режимами синтезирования апертуры // Успехи современной радиоэлектроники, 2015. №5. С. 130-131.
42. Максимов М.В., Бобнев М.П. Защита от радиопомех / М.В. Максимов., М.П. Бобнев : Под ред. Максимова М.В. М.: Сов. Радио, 1976. 496 с.
43. Методы радиолокационного распознавания и их моделирование / Я. Д. Ширман, С. А. Горшков, С. П. Лещенко и др.; Под ред. Я. Д. Ширмана // Радиолокация и радиометрия № 2: Научно-технические серии, 2000. Вып. 3. С. 5–65.
44. Монаков А.А., Мишура Т.П. Потенциальная разрешающая способность РЛС по дальности // Успехи современной радиоэлектроники, 2008. № 12. С. 31–36.
45. Морозов А.К. Метод построения зоны обнаружения для радиолокационных станций управления воздушным движением и создание комплекса, реализующего описываемый метод // Всероссийская научно-практическая конференция «Беспилотная авиация: состояние и перспективы развития»: сб. науч. ст. конф. (Воронеж, 5-6 марта 2019 года). Воронеж, 2019. С. 94–98.

46. Морозов А.К. Моделирование отметок радиолокационных целей для оценки тактических характеристик РЛС // Математические методы в технике и технологиях — ММТТ-32: сб. тр. междунар. науч. конф. (Казань 14 – 18 сентября 2020 г.) / под общ. ред. А. А. Большакова. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2020. Т. 6. С. 120–123.
47. Морозов А.К. Оценка параметров имитатора сигнально-помеховой обстановки для радиолокационных станций управления воздушным движением // Математические методы в технике и технологиях ММТТ-32: сб. тр. междунар. науч. конф. (г. Санкт-Петербург, 3 –7 июня 2019 г.) / под общ. ред. А. А. Большакова. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2019. Т. 2. С. 43 –46.
48. Морозов А.К. Синтез эхо-сигнала цели с требуемыми параметрами для получения отметки радиолокационной цели и оценки тактических характеристик радиолокационной станции // Автоматизация процессов управления, 2020. №3 С. 31–38.
49. Оппенгейм А.В., Шафер Р.В. Цифровая обработка сигналов ; пер. с англ. под ред. С. Ф. Боева. Изд. 3-е, испр. М.: Техносфера, 2012. 1046 с.
50. Перевезенцев Л.Т., Огарков В.Н. Радиолокационные системы аэропортов: Учеб. для вузов гражданской авиации / Л. Т. Перевезенцев, В. Н. Огарков. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Транспорт, 1991. 360 с.
51. Полётный контроллер // Википедия. Свободная энциклопедия [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://en.wikipedia.org/wiki/Flight_controller (дата обращения: 09.06.20).
52. Попело В.Д., Ванеева М.В. Теория математической обработки геодезических измерений. Часть 2. Оценивание результатов геодезических измерений и их погрешностей на основе вероятностных представлений : учебное пособие / В.Д. Попело, М.В. Ванеева. Воронеж : ВГАУ, 2015. 138 с.
53. Приказ Минтранса РФ от 18 января 2005 г. N 1 об утверждении федеральных авиационных правил «Летные проверки наземных средств радиотехнического обеспечения полётов, авиационной электросвязи и систем светосигнального оборудования гражданской авиации» [Электронный ресурс]: Федеральное

- агентство воздушного транспорта (Росавиация): [сайт]. URL: <https://favt.gov.ru/dokumenty-federalnye-pravila?id=2898> (дата обращения 17.05.2020).
54. Приказ Федеральной аэронавигационной службы от 26 ноября 2007 г. N 115 об утверждении и введении в действие Федеральных авиационных правил «Радиотехническое обеспечение полетов воздушных судов и авиационная электросвязь» [Электронный ресурс]: Законы, кодексы и нормативно-правовые акты в Российской Федерации: [сайт]. URL: <https://legalacts.ru/doc/prikaz-rosaeronavigatsii-ot-26112007-n-115-ob/> (дата обращения 25.06.2020).
55. Программа для планирования и моделирования движения по траектории имитируемой цели // Свидетельство № 2020665123 / Калабин А.Л., Морозов А.К.
56. Программа расчёта параметров и синтеза эхо-сигнала имитируемой цели для демонстрационного стенда // Свидетельство № 2021523415 / Калабин А.Л., Морозов А.К.
57. Программы и методики летных проверок наземных средств радиотехнического обеспечения полётов и светосигнального оборудования аэродромов [Электронный ресурс]. URL: <http://caa.kg/wp-content/uploads/2016/08/Программа-методики-летных-проверок-наземных-средств-РТОП-2019.pdf> (дата обращения: 05.12.19).
58. Радиоэлектронные системы: основы построения и теория: справочник / Я. Д. Ширман [и др.] ; под ред. Я. Д. Ширмана. Изд. 2-е, перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2007. 510 с.
59. Рекомендация Международного союза электросвязи (МСЭ-R) BS.1698 «Оценка полей от наземных радиовещательных передающих систем», 2005 г.
60. Решение для испытаний на соответствие стандартам систем экстренного реагирования eCall/ЭРА-ГЛОНАСС E6950A. URL: <https://www.keysight.com/ru/ru/assets/7018-05414/brochures/5992-1823.pdf> – keysight technologies (дата обращения: 25.03.2019).

61. Ронжин А.Л., Нго К.Т., Нгуен В.В. Задачи управления обменом физических ресурсов между сельскохозяйственной техникой разной степени роботизации // Известия ЮФУ. Технические науки, 2020. №1. С. 39-51.
62. Самолёт Beechcraft: Pilot.dp.ua Аэродром Каменка: [сайт]. URL: <http://pilot.dp.ua/samolet/beechcraft-super-king-air-350/> (дата обращения: 19.05.18).
63. Самолёт Paggio P.180: Каропка.ru: [сайт]. URL: <https://karopka.ru/community/user/17888/?MODEL=404288/> (дата обращения: 19.05.18).
64. Самолёт-лаборатория: портал BizavNews.ru [сайт]. URL: <http://bizavnews.ru/230/20306> (дата обращения: 10.05.18).
65. Свистов В.М. Радиолокационные сигналы и их обработка / В.М. Свистов. М.: Сов. радио, 1977. 446 с.
66. Сигнально-помеховый комплекс // Патент РФ № 2703998. 2019 / Буцев С.В., Морозов А.К., Руденок А.Н., Руденок И.А.
67. Системы и средства организации воздушного движения: [сайт]. URL: <http://www.vniira.ru/ru/products/808/822/1186/?text=basic-purpose> (дата обращения: 18.04.18).
68. Сколник М. Справочник по радиолокации. Книга 2 / Под ред. М. Сколника. 3-е издание. Перевод с английского под общей редакцией В.С. Вербы. В 2-х книгах. М.: Техносфера, 2014. 680 с.
69. Сколник М. Справочник по радиолокации. Книга 1 / Под ред. М. Сколника. 3-е издание. Перевод с английского под общей редакцией В.С. Вербы. В 2-х книгах. М.: Техносфера, 2014. 672 с.
70. Солонар А.С., Ярмолик С.Н., Храменков А.С., Михалковский А.А., Хмарский П.А. Конструктор объектов программного комплекса моделирования радиолокационных сигналов // Доклады БГУИР, 2014. №6. С. 60–66.
71. Сорокин М.А., Литновский В.Я. Четырёхканальный комплекс моделирования и испытаний РЛС // Радиолокация и связь – перспективные технологии, 2018. С. 119-123.

72. Телеганов Н.А., Елагина А.В. Высшая геодезия и основы координатно-временных систем. Новосибирск, 2004. 216 с.
73. Телеганов Н.А., Тетерин Г.Н. Метод и системы координат в геодезии. Новосибирск: СГГА, 2008. 139 с.
74. Типовое решение для моделирования сценариев с множеством источников сигналов. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.dipaul.ru/upload/iblock/5b8/Tipovoe-reshenie-dlya-modelirovaniya-stsenariiev-s-mnozhestvom-istochnikov-signalov.pdf> (дата обращения: 25.03.2019).
75. Трассовый радиолокатор «Лира-1» [Электронный ресурс]. URL: <http://www.kamaero.ru/27-11118-lira-1.html> (дата обращения: 08.12.18).
76. Третьяк Л.Н. Обработка результатов наблюдений. Оренбург: ГОУ ОГУ, 2004. 171 с.
77. Тяпкин В.Н., Фомин А.Н., Гарин Е.Н. Основы построения радиолокационных станций радиотехнических войск. Красноярск: СФУ, 2011. 536 с.
78. Устройство измерения параметров диаграммы направленности антенн // Патент РФ № 2020119286. 2020 / Буцев С.В., Линкевичюс С.П., Морозов А.К., Руденок И.А.
79. Фрадин, А.З. Измерения параметров антенно-фидерных устройств. / А.З. Фрадин, Е.В. Рыжков. М.: Связь, 1972. 352 с.
80. Характеристики Matrice 300 RTK [Электронный ресурс]. URL: <https://www.dji.com/ru/matrice-300/specs> (дата обращения: 09.06.20).
81. Характеристики Matrice 600 PRO [Электронный ресурс]. URL: <https://www.dji.com/ru/matrice600-pro/info> (дата обращения: 09.06.20).
82. Хмарский П.А., Соловов А.И. Программно-аппаратный имитатор первичных радиолокационных сигналов диспетчерского радиолокатора // Системы авиационной радиосвязи, радиолокации, радионавигации и методы их эксплуатации, 2017. №4. С. 113–121.
83. Цейтлин, Н.М. «Методы измерения характеристик антенн СВЧ» / Н.М. Цейтлин. М.: Радио и связь, 1985 г. 368 с.

84. Черноусов А.В., Кузовников А.В., Сомов В.Г. Оценка устойчивости широкополосных сигналов к имитационным помехам // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф.Решетнева, 2013. №4. С. 81–84.
85. Чижов А.А. Сверхразрешение радиолокационных целей при воздействии активных шумовых помех по основному и ближнему боковым лепесткам диаграммы направленности антенны РЛС // Информационно-управляющие системы, 2016. № 1. С. 88–92.
86. Ширман Я.Д., Манжос В.Н. Теория и техника обработки радиолокационной информации на фоне помех. М.: Радио и связь, 1981. 416 с.
87. About Qt [Электронный ресурс]. URL: https://wiki.qt.io/About_Qt.pdf (дата обращения: 24.06.19).
88. Agilent Technologies. Измерения параметров радиолокационных станций. Заметки по применению. Номер публикации 5989-7575RU. URL: https://www.astena.ru/radar_0.html (дата обращения: 16.03.2017).
89. Anritsu Company, Application Note, Radar Testing with Simulation Signals, Literature Number 11410-00752, 2013.
90. Asus Tinker Board [Электронный ресурс]. URL: <https://www.asus.com/networking-iot-servers/aiot-industrial-solution/tinker-board-series/tinker-board-s/> (дата обращения: 24.05.18).
91. Chan, C.C., Kurnia, F.G., Al-Hournani, A. et al. Open-Source and Low-Cost Test Bed for Automated 5G Channel Measurement in mm Wave Band. J Infrared Milli Terahz Waves 40, 535–556 (2019). URL: <https://doi.org/10.1007/s10762-019-00587-z>.
92. Cosenza C., Morante Q., Corvo S., Gottifredi F. (2008) GNSS Bit-True Signal Simulator. A Test Bed for Receivers and Applications. In: Re E.D., Ruggieri M. (eds) Satellite Communications and Navigation Systems. Signals and Communication Technology. Springer, Boston, MA. URL: https://doi.org/10.1007/978-0-387-47524-0_34.

93. Definition of Software Defined Radio (SDR) and Cognitive Radio System (CRS) report ITU-R SM.2152, 2009.
94. Ergezer H., Furkan Keskin M., Gunay O. (2015) Real-Time Radar, Target, and Environment Simulator. In: Obaidat M., Ören T., Kacprzyk J., Filipe J. (eds) Simulation and Modeling Methodologies, Technologies and Applications. Advances in Intelligent Systems and Computing, vol 402. Springer, Cham. URL: https://doi.org/10.1007/978-3-319-26470-7_11.
95. Fahmy H.M.A. (2016) Testbeds for WSNs. In: Wireless Sensor Networks. Signals and Communication Technology. Springer, Singapore. URL: https://doi.org/10.1007/978-981-10-0412-4_5.
96. Fatih Üstüner. «Antenna Radiation Pattern Measurement Using an Unmanned Aerial Vehicle (UAV)» / Fatih Üstüner, Emre Aydemir, Erhan Güleç // IEEE Explore. 2014.
97. Gadringer, M.E., Schreiber, H., Gruber, A. et al. Virtual reality for automotive radars. Elektrotech. Inftech. 135, 335–343 (2018). URL: <https://doi.org/10.1007/s00502-018-0620-9>.
98. Giuseppe Virone «Antenna Pattern Verification System Based on a Micro Unmanned Aerial Vehicle (UAV) » / Giuseppe Virone, Andrea M. Lingua// IEEE Antennas and wireless propagation letters. Vol. 13. 2014.
99. HackRf One [Электронный ресурс]. URL: <https://greatscottgadgets.com/hackrf/one/> (дата обращения: 24.05.18).
100. Keysight Technologies E6950 eCall/ERA-GLONASS Conformance Test Solution, Literature Number 5992-1823EN.
101. LTC5588-1 Документация [Электронный ресурс]. URL: <https://www.analog.com/ru/products/ltc5588-1.html> (дата обращения: 12.06.20).
102. Payment T. A Low Power, Ultra-Wideband Radar Testbed. In: Ultra-Wideband, Short-Pulse Electromagnetics 5. Springer, Boston, MA. URL: https://doi.org/10.1007/0-306-47948-6_28.
103. Pixhawk полётный контроллер [Электронный ресурс]. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Pixhawk> (дата обращения: 09.06.20).

104. Qt OpenGL [Электронный ресурс]. URL: <https://doc.qt.io/qt-5/qtOpenGL-index.html> (дата обращения: 24.06.19).
105. Quadrature amplitude modulation [Электронный ресурс]. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Quadrature_amplitude_modulation (дата обращения: 11.06.18).
106. Richard G. Lyons Understanding Digital Signal Processing. 3rd ed. Pearson, 2011.
107. Zemaný P., Gaughan M. Challenge Problem Testbed. In: Lesser V., Ortiz C.L., Tambe M. (eds) Distributed Sensor Networks. Multiagent Systems, Artificial Societies, and Simulated Organizations (International Book Series), vol 9. Springer, Boston, MA. URL: https://doi.org/10.1007/978-1-4615-0363-7_3.

Приложение 1. Акт о внедрении от АО «ВНИИРТ»

Экз. № 1

УТВЕРЖДАЮ
 Главный инженер АО «ВНИИРТ»

К.Т.Н.

О.А. Мареев

«29 » июля 2021

АКТ

об использовании результатов диссертации
 Морозова Андрея Константиновича
 на тему «Метод формирования целевой обстановки для наземных
 импульсных радиолокационных станций с использованием беспилотного
 летательного аппарата»

Комиссия в составе: председатель - начальник НИО-4, к.т.н. Голубев В.А., члены комиссии - ведущий инженер, к.т.н. Спиркин А.В., главный специалист, к.т.н. Турлаков А.П., составила настоящий акт в том, что результаты диссертационной работы Морозова А.К. на тему «Метод формирования целевой обстановки для наземных импульсных радиолокационных станций с использованием беспилотного летательного аппарата» могут быть рекомендованы в качестве технических решений при проведении испытаний радиотехнического оборудования, а именно:

1. Комплекс программ и алгоритмов, позволяющих спланировать испытания радиотехнического средства с учётом условий и целей испытаний.
2. Программно-аппаратное решение для размещения на беспилотном летательном аппарате и формирования тестового сигнала, соответствующего плану испытаний.

Председатель комиссии

Начальник НИО-4, к.т.н.

Голубев В.А.

Члены комиссии

Ведущий инженер, к.т.н.

Спиркин А.В.

Главный специалист, к.т.н.

Турлаков А.П.

Приложение 2. Акт о внедрении от ФГБУ «ЦНИИ ВКС» Минобороны России

Экз. № 1

УТВЕРЖДАЮ
Начальник ЦНИИ ВКС
Минобороны России
кандидат технических наук

Д.Г. Дмитриевич

9 апреля 2021 г.

АКТ

о внедрении результатов диссертации Морозова Андрея Константиновича на тему «Метод формирования целевой обстановки для наземных импульсных радиолокационных станций с использованием беспилотного летательного аппарата»

Комиссия в составе начальника отдела Миханова Н.П., заместителя начальника отдела Сычёва И.А., ведущего научного сотрудника Буцева С.В. составила настоящий акт в том, что материалы диссертации Морозова А.К. на тему «Метод формирования целевой обстановки для наземных импульсных радиолокационных станций с использованием беспилотного летательного аппарата» использованы при выполнении НИР «Лютич» и внедрены в научно-технический процесс ЦНИИ ВКС Минобороны России, в части:

1. Модели планирования измерений, включающей в себя модель оценки возможности проведения измерений, расчёта количественных оценок параметров имитируемых целей, формирования полётного задания для носителя и модель расчёта имитируемого сигнала в соответствии с целями измерений.
2. Разработанного программного обеспечения для планирования и визуализации требуемой целевой обстановки в соответствии с математической моделью.
3. Разработанного демонстрационного стенда, обеспечивающего программно-аппаратный синтез целевой обстановки в соответствии с планом измерений.

Начальник отдела
кандидат технических наук

Миханов Н.П.

Заместитель начальника отдела
кандидат технических наук

Сычёв И.А.

Ведущий научный сотрудник
доктор технических наук, старший научный сотрудник

Буцев С.В.

Приложение 3. Патент на изобретение №2703998



Приложение 4. Патент на изобретение №2666493



Приложение 5. Патент на изобретение №2736754

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



ПАТЕНТ

НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

№ 2736754

УСТРОЙСТВО ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДИАГРАММЫ НАПРАВЛЕННОСТИ АНТЕНН

Патентообладатель: *Акционерное общество "Научно-производственный центр Тверских военных пенсионеров"*
(АО "НПЦ ТВП") (RU)

Авторы: *Буцев Сергей Васильевич (RU), Линкевичюс Сергей Павиласович (RU), Морозов Андрей Константинович (RU), Руденок Иван Александрович (RU)*

Заявка № 2020119286

Приоритет изобретения 04 июня 2020 г.

Дата государственной регистрации в
Государственном реестре изобретений
Российской Федерации 19 ноября 2020 г.

Срок действия исключительного права
на изобретение истекает 04 июня 2040 г.



Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев Г.П. Ивлиев

Приложение 6. Свидетельство на программу №2020665123

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО
о государственной регистрации программы для ЭВМ
№ 2020665123

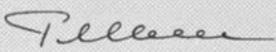
**«Программа для планирования и моделирования движения
по траектории имитируемой цели»**

Правообладатель: *Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования «Тверской
государственный технический университет» (ТвГТУ) (RU)*

Авторы: *Калабин Александр Леонидович (RU),
Морозов Андрей Константинович (RU)*

Заявка № **2020664404**
Дата поступления **16 ноября 2020 г.**
Дата государственной регистрации
в Реестре программ для ЭВМ **23 ноября 2020 г.**

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

 **Г.П. Ивлиев**



Приложение 7. Свидетельство на программу №2021613624

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

**СВИДЕТЕЛЬСТВО**

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2021613624**«Программа расчёта параметров и синтеза эхо-сигнала имитируемой цели для демонстрационного стенда»**

Правообладатель: **Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Тверской государственный технический университет» (ТвГТУ) (RU)**

Авторы: **Калабин Александр Леонидович (RU), Морозов Андрей Константинович (RU)**

Заявка № **2021612272**Дата поступления **24 февраля 2021 г.**

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ **11 марта 2021 г.**

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Г.П. Ивлиев