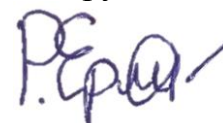


**МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ
ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»**

На правах рукописи



Ермаков Павел Григорьевич

**РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОЙ
ПОСАДКИ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА НА НЕОБОРУДОВАННУЮ
ПЛОЩАДКУ**

Специальность

2.3.1. Системный анализ, управление и обработка информации, статистика
(технические науки)

Диссертация

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель:

Доктор технических наук, профессор
Евдокименков Вениамин Николаевич

Москва – 2025 год

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
ГЛАВА 1. ИССЛЕДОВАНИЯ, ПРОВОДИМЫЕ В РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ И ЗА РУБЕЖОМ В ИНТЕРЕСАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОЙ ПОСАДКИ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА НА НЕОБОРУДОВАННУЮ ПЛОЩАДКУ. ПОСТАНОВКА ТЕХНИЧЕСКОЙ ЗАДАЧИ	10
1.1. Исследования, проводимые в Российской Федерации и за рубежом в интересах обеспечения безопасной посадки беспилотного вертолета на необорудованную площадку	10
1.2. Техническая постановка задачи.....	15
Выводы к главе 1	17
ГЛАВА 2. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОЙ ПОСАДКИ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА НА НЕОБОРУДОВАННУЮ ПЛОЩАДКУ НА ЭТАПЕ ПРЕДПОЛЕТНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ.....	18
2.1. Проверка требований к необорудованной площадке на основе априорной информации цифровой карты местности	19
2.1.1. Сортировка цифровой карты местности	19
2.1.2. Вычисление вероятности пригодности необорудованной площадки по предельному углу наклона на основе априорной информации цифровой карты местности	22
2.1.3. Вычисление вероятности пригодности необорудованной площадки по предельному значению высот элементов рельефа внутри собственных границ	25
2.1.4. Вычисление вероятности пригодности необорудованной площадки по предельному значению высот элементов рельефа на удалении от собственных границ	27
2.2. Вычисление риска отказов бортовых систем беспилотного вертолета.....	28
2.3. Планирование маршрута облета необорудованных площадок беспилотным вертолетом на основе вероятностной информации	32
2.3.1. Математическая постановка задачи планирования маршрута облета необорудованных площадок	32
2.3.2. Определение функции потерь.....	34
2.3.3. Алгоритм решения задачи планирования маршрута облета необорудованных площадок.....	38
Выводы к главе 2	43
ГЛАВА 3. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОЙ ПОСАДКИ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА НА НЕОБОРУДОВАННУЮ ПЛОЩАДКУ В ОПЕРАТИВНОМ РЕЖИМЕ	44
3.1. Задача определения типа земной поверхности подстилающей поверхности необорудованной площадки.....	44
3.1.1. Математическая постановка задачи бинарной классификации типа грунта необорудованной площадки.....	46
3.2. Алгоритм интегрированной навигационной системы вертикального канала беспилотного вертолета на этапе посадки	54

3.3. Вычисление вероятности пригодности необорудованной площадки по предельному значению высот элементов рельефа на основе лидарного сканирования подстилающей земной поверхности	83
3.4. Оперативное принятие решения по посадке на текущий необорудованный вертодром/ перелету к следующему вертодрому	84
3.4.1. Математическая постановка задачи принятия решения по снижению / перелету к следующему необорудованному вертодрому	85
3.4.2. Математическая постановка задачи принятия решения по посадке / перелету к следующей необорудованной площадке.....	87
Выводы к главе 3	91
ГЛАВА 4. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОЙ ПОСАДКИ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА НА НЕОБОРУДОВАННУЮ ПЛОЩАДКУ	92
4.1. Результат исследования алгоритма планирования облета необорудованных площадок на основе априорной информации цифровой карты местности.....	92
4.2. Результат верификации нейросетевого подхода при решении задачи бинарной классификации типа грунта по его допустимой прочности	101
4.3. Результат верификации интегрированной навигационной системы вертикального канала беспилотного вертолета	107
4.4. Результат верификации алгоритма вычисления пригодности необорудованной площадки по предельному значению высот элементов рельефа на поверхности.....	120
Выводы к главе 4	125
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	126
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ	130
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	132
ПРИЛОЖЕНИЕ А Акты о внедрении результатов диссертации	140
ПРИЛОЖЕНИЕ Б Свидетельства о регистрации программ для ЭВМ.....	143

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования. В наши дни малые беспилотные воздушные судна (БВС), чья взлетная масса не превышает 500 кг, становятся всё более популярными как в гражданском, так и в военном секторах. Важно отметить, что участие человека-оператора в управлении БВС при выполнении этих задач не рекомендуется по нескольким причинам:

1. **Требование высокой квалификации человека – оператора.** Данный специалист должен обладать знаниями в области авиации, навигации, а также техническими навыками, необходимыми для работы с современными системами управления. Управление БВС часто происходит в условиях ограниченного времени, что создает дополнительное психологическое давление на оператора. В таких ситуациях важно, чтобы оператор мог быстро оценить обстановку, проанализировать возможные риски и принять решение, которое обеспечит безопасность как самого БВС, так и окружающей среды. Не является секретом, что причиной потери чуть более 30% БВС ВВС США за период с 1989 г. по 2004 г. являлась ошибка человека – оператора при управлении БВС [39].

2. **Вероятность осуществления управления БВС в условиях ограниченной видимости (плохие метеоусловия).** В современной гражданской авиации известно несколько десятков авиакатастроф, причиной которых являлась пространственная дезориентация пилотов вследствие густого тумана (авиакатастрофа в аэропорту Лос – Родес 27 марта 1977, авиакатастрофа Ту–154 под Смоленском 10 апреля 2010 и др.).

3. **Отсутствие у человека – оператора восприятия текущих перегрузок, воздействующих на БВС в процессе пилотирования.** Ощущая эти перегрузки, пилоты могут скорректировать управляющее воздействие на органы управления летательного аппарата, следовательно, повысить качество управления.

4. Сегодня развитие радиоэлектронных средств борьбы не отстает от технологий беспилотной авиации, поэтому существует вероятность потери управления человека – оператора над БВС в процессе выполнения некоторой целевой задаче.

Исходя из представленных выше причин при использовании БВС в той или иной задаче в большинстве случаев необходимо обеспечить автоматическую посадку воздушного судна. Кроме того, при выполнении такой задачи, например, как помощь терпящих бедствие людей, нужно осуществлять автоматическую посадку БВС на необорудованную местность, что отразится на программно – алгоритмическом обеспечении бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ) и составе бортового оборудования. Также следует подчеркнуть, что для Российской Федерации проблема автоматической посадки беспилотного вертолета (БВ) на неподготовленную площадку стоит особо остро ввиду низкой плотности размещения оборудованных вертодромов на территории страны. Дополнительно отметим, что существует ненулевая вероятность возникновения нештатной ситуации на борту БВ, из-за которой необходимо осуществить экстренную посадку на необорудованную площадку (согласно приказу Министерства транспорта Российской Федерации от 29.05.2023 №195 «О внесении изменений в приказ Министерства транспорта Российской Федерации от 31 июля 2009 г. №128» при эксплуатации БВС необходимо располагать информацией о запасных посадочных площадках).

Существенно сократив список требований к оборудованному вертодрому, дадим определение необорудованному вертодрому, удовлетворяющему следующим требованиям международной организацией гражданской авиации (ИКАО) [40]:

1. Угол наклона площадки к горизонту должен быть менее 10° .
2. Прочность земной поверхности должна быть не менее 3 кгс/см^2 .
3. Высоты элементов рельефа внутри площадки не должны превышать 100 мм.

4. На удалении от края площадки до $1,5D$ м за ее пределами не должно быть элементов рельефа с высотой, превышающей 1 м.

Таким образом, на основе перечисленного материала можно сделать вывод о том, что обеспечение безопасной посадки беспилотного вертолета на необорудованный вертодром является актуальной задачей.

Степень проработанности темы исследования. Исследованию решения задачи осуществления посадки беспилотного вертолета на неподготовленную площадку посвящены работы зарубежных и отечественных авторов Sebastian Scherer, Mark D. Takahashi, Matthew S. Whalley, Машкова В.Г., Малышева В.А., Кима Н.В., Носкова В.П.

Цель работы. Целью настоящей работы является обеспечение безопасной посадки беспилотного вертолета на необорудованную площадку путем разработки численных алгоритмов, учитывающих комплекс требований к рельефу и прочности грунта в месте предполагаемой посадки.

Объект исследования. Объектом исследования является беспилотный вертолет, совершающий экстренную посадку на необорудованную площадку.

Предмет исследования. Алгоритмы построения оптимального маршрута облета участков местности для обеспечения безопасной посадки беспилотного вертолета на основе: априорной информации о районе целевого применения в виде цифровой карты местности, а также первичной и вторичной навигационной информации (данные бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) на базе микро- электромеханической системы (МЭМС), лазерного высотомера, лидара, георадара).

Метод исследования. Методы оптимизации, теории вероятностей, комплексной обработки навигационной информации, имитационное математическое моделирование процесса безопасной посадки беспилотного вертолета на базе разработанного специального программно-математического обеспечения (ПМО).

Основные положения, выносимые на защиту:

- алгоритм планирования маршрута облета участков местности для поиска площадки, пригодной для посадки беспилотного вертолета на основе статистической обработки данных ЦКМ;
- алгоритм проверки требования прочности грунта площадки на основе решения задачи нейросетевой классификации с использованием данных георадара;
- специальное программно-математическое обеспечение, реализующее поиск площадки, пригодной для оперативной посадки беспилотного вертолета с учетом комплекса требований, учитывающих требования к рельефу поверхности и прочности грунта в месте посадки в соответствии с нормами ИКАО;
- результаты имитационного моделирования и летных испытаний разработанных алгоритмов и ПМО, реализующих на борту беспилотного вертолета оперативный поиск площадки, пригодной для посадки, подтвердившие состоятельность используемого модельного аппарата и использованных программно-алгоритмических решений.

Научная новизна полученных в работе результатов состоит в следующем:

1. Разработан алгоритм планирования маршрута облета беспилотным вертолетом участков местности с целью поиска площадки, пригодной для посадки, основанный на использовании вероятностных критериев, учитывающих статистическую неопределенность данных ЦКМ.
2. Разработан алгоритм проверки требования по предельной прочности грунта в предполагаемом месте посадки, базирующийся на решении задачи классификации на основе данных георадара с использованием нейросетевой модели. Показано, что применение нейросетевого классификатора в комплексе с данными георадара обеспечивает выбор посадочной площадки, удовлетворяющей требованию необходимой прочности грунта с гарантированной вероятностью 0,99.
3. Для непосредственного обеспечения безопасной оперативной посадки беспилотного вертолета на необорудованную площадку разработан алгоритм интеграции навигационных данных БИНС МЭМС и лазерного высотомера

вертикального канала бортовой навигационной системы беспилотного вертолета на базе слабосвязанной схемы с возможностью фиксации аномальных всплесков в показании лазерного высотомера, основу которой составляет модификация фильтра Калмана. За счет использования предложенных алгоритмических решений удалось обеспечить III категорию точности посадки по ИКАО с гарантированной вероятностью 0,95.

4. Разработано специализированное ПМО, реализующее:

- планирование маршрута облета беспилотным вертолетом участков местности для поиска площадки, пригодной для посадки с использованием цифровой карты местности и вероятностных критериев, позволяющих учесть особенности рельефа;
- проверку выполнения требования по необходимой прочности грунта в месте предполагаемой посадки на основе нейросетевой обработки данных георадара;
- высокоточное навигационное счисление высоты БВС вертолетного типа над подстилающей земной поверхностью при осуществлении посадки.

Степень достоверности результатов обусловлена корректным использованием математического аппарата, имитационным моделированием, а также частичной верификацией отработки специального ПМО данными, полученными в результате летных испытаний БВС вертолетного типа.

Практическая значимость результатов работы заключается в повышении безопасности эксплуатации беспилотных вертолетов за счет обеспечения оперативной безопасной посадки на необорудованную площадку с учетом комплекса требований, учитывающих особенности рельефа и прочность грунта в месте предполагаемой посадки.

Внедрение результатов диссертационной работы. Результаты диссертационного исследования внедрены в научно-исследовательскую работу ООО «ЦТИИ НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» и в учебный процесс кафедры 704 «Информационно-управляющие комплексы» МАИ (Приложение А).

Личный вклад автора. Все результаты настоящего диссертационного исследования получены автором лично или при его непосредственном участии.

Апробация работы. Основные результаты работы обсуждались на следующих научно-технических конференциях: XLIX, L Международные молодежные научные конференции «Гагаринские чтения» (г. Москва, 2023, 2024), 22-я, 23-я Международные научные конференции «Авиация и космонавтика» (г. Москва, 2023, 2024), 15-я Международная конференция «Интеллектуализация обработки информации» ИОИ-2024 (Республика Беларусь, г. Гродно, 2024), V Всероссийская научно-техническая конференция «Навигация, наведение и управление летательными аппаратами» (г. Москва, 2024), на научном семинаре кафедры 604 «Системный анализ и управление» МАИ.

Публикации. Основные положения настоящей диссертационной работы, включая результаты её практического применения, опубликованы в 4 статьях из Перечня ВАК Минобрнауки России [14, 16, 22, 23], в 2 статьях [54, 56] в научных изданиях, индексируемых в Scopus и WoS, в сборниках тезисов докладов 6 конференций [15, 17, 18, 19, 20, 25], индексируемых в РИНЦ, а также получены 3 свидетельства (Приложение Б) о регистрации программ для ЭВМ [21, 24, 26].

Объём и структура работы. Работа состоит из введения, четырех глав, заключения, двух приложений и списка литературы из 70 наименований, изложена на 145 страницах машинописного текста, содержит 45 рисунков, 17 таблиц и 33 формулы.

ГЛАВА 1. ИССЛЕДОВАНИЯ, ПРОВОДИМЫЕ В РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ И ЗА РУБЕЖОМ В ИНТЕРЕСАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОЙ ПОСАДКИ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА НА НЕОБОРУДОВАННУЮ ПЛОЩАДКУ.

ПОСТАНОВКА ТЕХНИЧЕСКОЙ ЗАДАЧИ

1.1. Исследования, проводимые в Российской Федерации и за рубежом в интересах обеспечения безопасной посадки беспилотного вертолета на необорудованную площадку

На сегодняшний день не существует достаточных исследований по теме обеспечения безопасности посадки беспилотного вертолета на необорудованную площадку для формирования комплексного решения данной проблемы. Далее рассмотрим научные труды российских и зарубежных ученых, направленные на повышение безопасности посадки БВ.

Авторы А.М. Агеев, В.Г. Бондарев, В.В. Проценко представили исследование выбора источников излучения в задаче автоматической посадки БВС [2]. Исследователи предлагают использовать полупроводниковые лазеры, обладающие высоким коэффициентом полезного действия (КПД), простотой конструкции и надежностью в качестве наземных контрастных ориентиров для определения координат БВС. С помощью имитационного моделирования распространения электромагнитных волн в атмосфере учеными было показано, что предпочтительным источником излучения в сложных метеорологических условиях является источник с длиной волны 1,55 мкм (Рисунок 1). Данный диапазон излучения позволит снизить требования к допустимым метеоусловиям, в условиях которых происходит функционирование БВС (слабый туман, умеренный снег и очень сильный дождь).

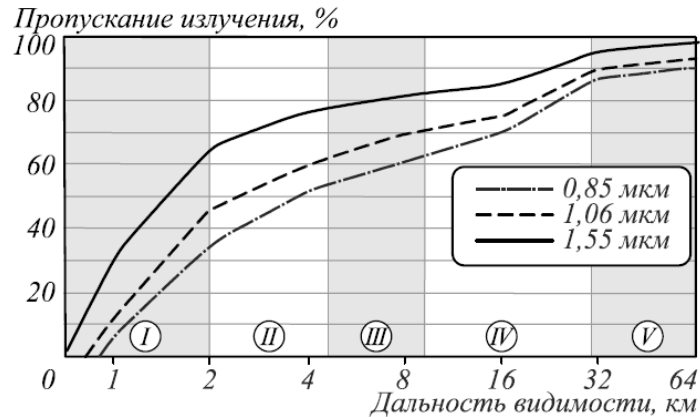
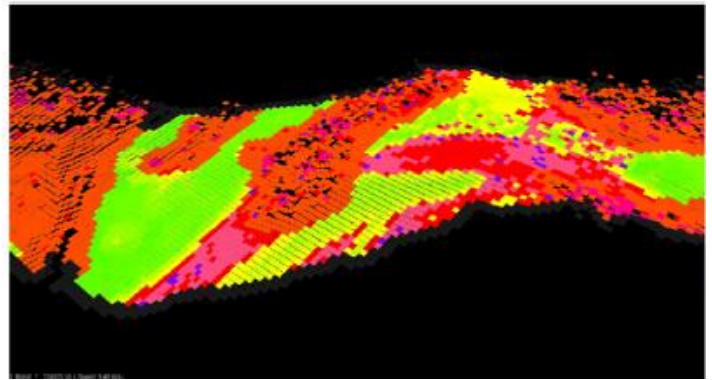


Рисунок 1 – График зависимости коэффициента пропускания излучения в атмосфере при различных дальностях видимости

Отечественные и зарубежные ученые – Ким Н.В., Носков В.П. [28], Sebastian Scherer [66], Mark D. Takahashi, Matthew S. Whalley [63] в своих исследованиях рассматривали решение задачи осуществления посадки беспилотного вертолета на неподготовленную местность на основе лидарного сканирования земного рельефа предполагаемого места посадки (Рисунок 3).



а)



б)

Рисунок 3 – Лидарное сканирование подстилающей поверхности: а) – Бортовой лидар; б) – Рельеф земной поверхности

Как ранее отмечалось, одним из требований к необорудованному вертодрому является требование по его прочности, следовательно, возникает необходимость в определении твердости грунта предполагаемого места осуществления посадки БВС вертолетного типа. Несколько схожей задачей занимались ученые из США Edmond M. DuPont, Rodney G. Roberts, Carl A. Moore [52]. Исследователи использовали алгоритм классификации типа земной поверхности на базе вероятностной нейронной сети

(ВНС) с применением данных бесплатформенной инерциальной системы. Для уменьшения влияния скорости движения беспилотного наземного аппарата (БНА) на результат алгоритма классификации исследователи использовали метод главных компонент – математический метод, заключающийся в преобразовании набора сильно коррелированных между собой векторов некоторых данных в набор менее коррелированных векторов. Для реализации данного метода на практике используют сингулярное разложение матрицы. Ученые из США использовали следующую структуру для обучения вероятностной нейронной сети:

$$D = (T_{\text{гравий}} \ T_{\text{асфальт}} \ T_{\text{трава}})$$

где:

$$T_{\text{гравий}} = \begin{pmatrix} f_{\text{грав.}, a_x, s_1, f_{\min}} & f_{\text{грав.}, a_y, s_2, f_{\min}} & \cdots & f_{\text{грав.}, w_z, s_j, f_{\min}} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ f_{\text{грав.}, a_x, s_1, f_{\max}} & f_{\text{грав.}, a_y, s_2, f_{\max}} & \cdots & f_{\text{грав.}, w_z, s_j, f_{\max}} \end{pmatrix};$$

$$T_{\text{асфальт}} = \begin{pmatrix} f_{\text{асф.}, a_x, s_1, f_{\min}} & f_{\text{асф.}, a_y, s_2, f_{\min}} & \cdots & f_{\text{асф.}, w_z, s_j, f_{\min}} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ f_{\text{асф.}, a_x, s_1, f_{\max}} & f_{\text{асф.}, a_y, s_2, f_{\max}} & \cdots & f_{\text{асф.}, w_z, s_j, f_{\max}} \end{pmatrix};$$

$$T_{\text{трава}} = \begin{pmatrix} f_{\text{трава}, a_x, s_1, f_{\min}} & f_{\text{трава}, a_y, s_2, f_{\min}} & \cdots & f_{\text{трава}, w_z, s_j, f_{\min}} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ f_{\text{трава}, a_x, s_1, f_{\max}} & f_{\text{трава}, a_y, s_2, f_{\max}} & \cdots & f_{\text{трава}, w_z, s_j, f_{\max}} \end{pmatrix};$$

f – представление исходного сигнала инерциального измерения (проекция вектора линейного ускорения / угловой скорости вращения БНА) в частотной области, получаемое с помощью прямого преобразования Фурье;

a_x, a_y, w_z – продольная и вертикальная проекции вектора линейного ускорения и боковая проекция вектора угловой скорости вращения БНА;

s – скорость движения БНА;

j – количество используемых скоростей движения БНА;

$f_{\min}$ – левая граница рабочего диапазона частот инерциальных измерений;

$f_{\max}$ – правая граница рабочего диапазона частот инерциальных измерений.

Стоит отметить, что ВНС – нейронная сеть, основанная на байесовском оптимальном классификаторе. Байесовское решающее правило гласит следующее: некоторый вектор X относится к классу C_i , если выполняется следующее условие:

$$h_i l_i p_i(X) > h_j l_j p_j(X)$$

где:

h – априорная вероятность принадлежности к некоторому классу;

l – потери, связанные с неправильным отнесением вектора X к некоторому классу;

p – функция плотности вероятности некоторого класса.

Правило (3) несколько упрощается при его использовании в ВНС: предполагается, что: $h_i = h_j$, $l_i = l_j$, следовательно, выражение (3) примет вид: $p_i(X) > p_j(X)$. Однако на практике вычислить напрямую плотность вероятности некоторого класса не представляется возможным, поэтому в ВНС применяется понятие условной вероятности принадлежности некоторого вектора X к C_i :

$$p(C_i|X) = \frac{p(X|C_i)p(C_i)}{\sum_{j=1}^n p(X|C_j)p(C_j)};$$

Непосредственно в ВНС используется оценка условной вероятности в качестве функции активации нейрона:

$$p(C_i|X) = \frac{1}{(2\pi)^{N/2} \sigma^N n_{C_i}} \sum_{j=1}^{n_{C_i}} \exp \left\{ -\frac{(X - X_k^{C_i})^T (X - X_k^{C_i})}{2\sigma^2} \right\};$$

где:

$X_k^{C_i}$ – k -ый вектор признаков класса C_i ;

σ – коэффициент сглаживания;

N – размерность вектора признаков класса C_i ;

n_{C_i} – число скрытых слоев нейронной сети, извлекающих признаки класса C_i .

Ученые из США отмечают, что совокупность следующих фактов:

- параллельная архитектура вероятностной нейронной сети;

- вероятностная нейронная сеть, являющаяся по факту однослойной сетью с прямой связью;

делает скорость обучения преимуществом данной нейронной сети, поэтому использование ВНС в качестве классификатора типа земной поверхности на борту БНА является обоснованным вариантом.

Исследователи использовали дистанционно управляемый мобильный аппарат ATRVJr для формирования обучающей выборки инерциальными данными (Рисунок 4). В качестве земной поверхности авторами были выбраны: асфальт, трава и гравий.



а)



б)



в)

Рисунок 4– Движение БНА ATRVJr: а) – Движение по асфальту; б) – Движение по гравию; в) – Движение по траве

Тестирование работы разработанного авторами Edmond M. DuPont, Rodney G. Roberts, Carl A. Moore нейросетевого алгоритма классификации типа земной поверхности проходило при следующих скоростях движения БНА: 0,8 м/с и 1,2 м/с. Результат классификации типа земной поверхности представлен ниже (Таблица 1).

Таблица 1– Результат работы разработанного учеными из США алгоритма классификации типа земной поверхности

		Классифицируемая земная поверхность					
		Скорость БНА 0,8 м/с			Скорость БНА 1,2 м/с		
		Гравий	Трава	Асфальт	Гравий	Трава	Асфальт
Эталон земной поверхности	Гравий	100%	—	—	100%	—	—
	Трава	13,33%	86,67%	—	6,67%	93,33%	—
	Асфальт	100%	—	0%	100%	—	0%

1.2. Техническая постановка задачи

В данном исследовании рассматривается беспилотный вертолет, выполняющий полет в некотором районе, где нет оборудованных вертодромов. Предположим, что в процессе движения БВ возникает потребность в осуществлении посадки. Как отмечалось ранее, необходимость обеспечения немедленной посадки БВ может быть вызвана возникновением нештатных режимов работы бортового оборудования, развитие которых способно привести к катастрофе и потере БВ, если за некоторое ограниченное время не будет обеспечена посадка на необорудованную площадку.

При этом, как было выше представлено, полагаем, что пригодным является вертодром, удовлетворяющий следующему набору условий:

1. Угол наклона вертодрома к горизонту должен быть не более 10° .
2. Прочность земной поверхности не менее 3 кгс/см^2 .
3. Неровности на поверхности вертодрома не должны превышать 100 мм.
4. На удалении от края вертодрома до $1,5D$ м за его пределами не должно быть элементов рельефа с высотой, превышающей 1 м.

Далее будем исходить из того, что требования № 1, 3 и 4 к необорудованному вертодрому могут быть разрешены на этапе планирования оптимального маршрута облета необорудованных вертодромов на основе обработки данных ЦКМ. Требование №2 возможно удовлетворить только в случае физической близости БВ и предполагаемого места посадки.

Принимая во внимание данный материал, определим перечень задач, связанных с обеспечением безопасной посадки БВ на необорудованную площадку. Степень сложности данных задач будет зависеть от отсутствия или наличия априорной информации о районе функционирования БВ в виде бортовой ЦКМ.

Класс задач № 1. Планирование маршрута облета участков местности для поиска площадки, пригодной для посадки, на основе данных ЦКМ, искаженных присутствием случайных погрешностей:

- определение пригодности участка местности для посадки беспилотного вертолета по углу наклона поверхности;
- определение пригодности участка местности для посадки беспилотного вертолета по предельной высоте элементов рельефа на его поверхности и за пределом собственных границ;
- построение оптимального маршрута облета участков местности, рассматриваемых в качестве площадок, потенциально пригодных для посадки с учетом вероятностных оценок их пригодности.

Класс задач № 2. Проверка требований к посадочной площадке, выполняемая непосредственно в ходе полета:

- определение пригодности посадочной площадки по требованию прочности грунта не менее 3 кгс/см^2 ;
- определение пригодности посадочной площадки по предельной высоте элементов рельефа как на ее поверхности, так и в смежных областях.

Выводы к главе 1

1. Обоснована актуальность темы исследования настоящей диссертационной работы. Как было ранее сказано, актуальность темы исследования обусловлена следующими положениями:

- возможность возникновения нештатной ситуации на борту БВС, из – за которой необходимо будет осуществить экстренную посадку БВС в оперативном режиме на необорудованную площадку во избежание потенциальной аварии БВС;
- выполнение БВС целевых задач в труднодоступных местах для создания оборудованных вертодромов (горная местность и т.д.);
- выполнение БВС целевых задач, не предполагающих наличия заранее оборудованных вертодромов для осуществления посадки (аварийно – спасательные операции);
- низкая плотность размещения оборудованных вертодромов на территории Российской Федерации.

2. Проведен анализ современных исследований, проводимых в Российской Федерации и за рубежом, в интересах обеспечения безопасной посадки БВС на необорудованную площадку. Показаны подходы ученых к решению схожих задач с вышеперечисленными задачами, которые необходимо решить для осуществления посадки БВС вертолетного типа на необорудованный вертодром в оперативном режиме.

3. На основе вышеизложенного материала была сформулирована техническая постановка задачи планирования маршрута БВС вертолетного типа для обеспечения безопасной посадки на необорудованную площадку.

ГЛАВА 2. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОЙ ПОСАДКИ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА НА НЕОБОРУДОВАННУЮ ПЛОЩАДКУ НА ЭТАПЕ ПРЕДПОЛЕТНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ

В настоящей главе диссертационной работы рассматриваются математические модели и алгоритмы, используемые для решения задачи обеспечения безопасной посадки беспилотного вертолета на необорудованную площадку исходя из априорной информации о ней. На основе априорной информации в виде ЦКМ о районе выполнения целевой задачи БВ возможно удовлетворение следующих требований № 1, 3 и 4 к необорудованному вертодрому. Полагаем, что ЦКМ представляет из себя описание земной поверхности района функционирования БВС в виде квадратной сетки с узлами. Каждый узел ЦКМ содержит информацию о: высоте рельефа в некоторой точке на земной поверхности; географических координатах некоторого элемента поверхности; типе элемента земной поверхности (лесная, болотистая, равнинная, холмистая местность, реки, водоемы, гражданская инфраструктура, городская застройка и т.д.).

Далее перейдем к описанию математических моделей высоты и географических координат земной поверхности ЦКМ, используемых для решения вышеизложенных задач.

2.1. Проверка требований к необорудованной площадке на основе априорной информации цифровой карты местности

2.1.1. Сортировка цифровой карты местности

Прежде чем осуществлять непосредственное вычисление угла наклона необорудованного вертодрома, необходимо предварительно осуществить сортировку ЦКМ на предмет наличия запрещенных типов объектов земной поверхности. Количество ячеек ЦКМ, занимаемых необорудованным вертодромом, будем вычислять на основе $sz = \lceil 1,5D/dscr \rceil$, где: $\lceil \rceil$ – операция округления до целого; $dscr$ – дискретность ЦКМ. Считаем, что необорудованная площадка подходит к осуществлению посадки, если выполняется условие вида:

$$node[i, j].type \neq ProhibType, \forall i, j \in [i_{min\Omega} \dots i_{max\Omega}, j_{min\Omega} \dots j_{max\Omega}]$$

$node$ – текущий узел ЦКМ;

$type$ – тип объекта земной поверхности текущего узла ЦКМ;

$ProhibType$ – список запрещенных типов объектов земной поверхности для совершения посадки воздушного судна;

$i_{min} \dots i_{max}$ – минимальные и максимальные значения индексов строк ЦКМ предполагаемой области нахождения посадочной площадки;

$j_{min} \dots j_{max}$ – аналогичные индексы столбцов ЦКМ.

Далее приведено графическое представление (Рисунок 5) и псевдокод описанного выше процесса сортировки необорудованного вертодрома на цифровой карте местности.

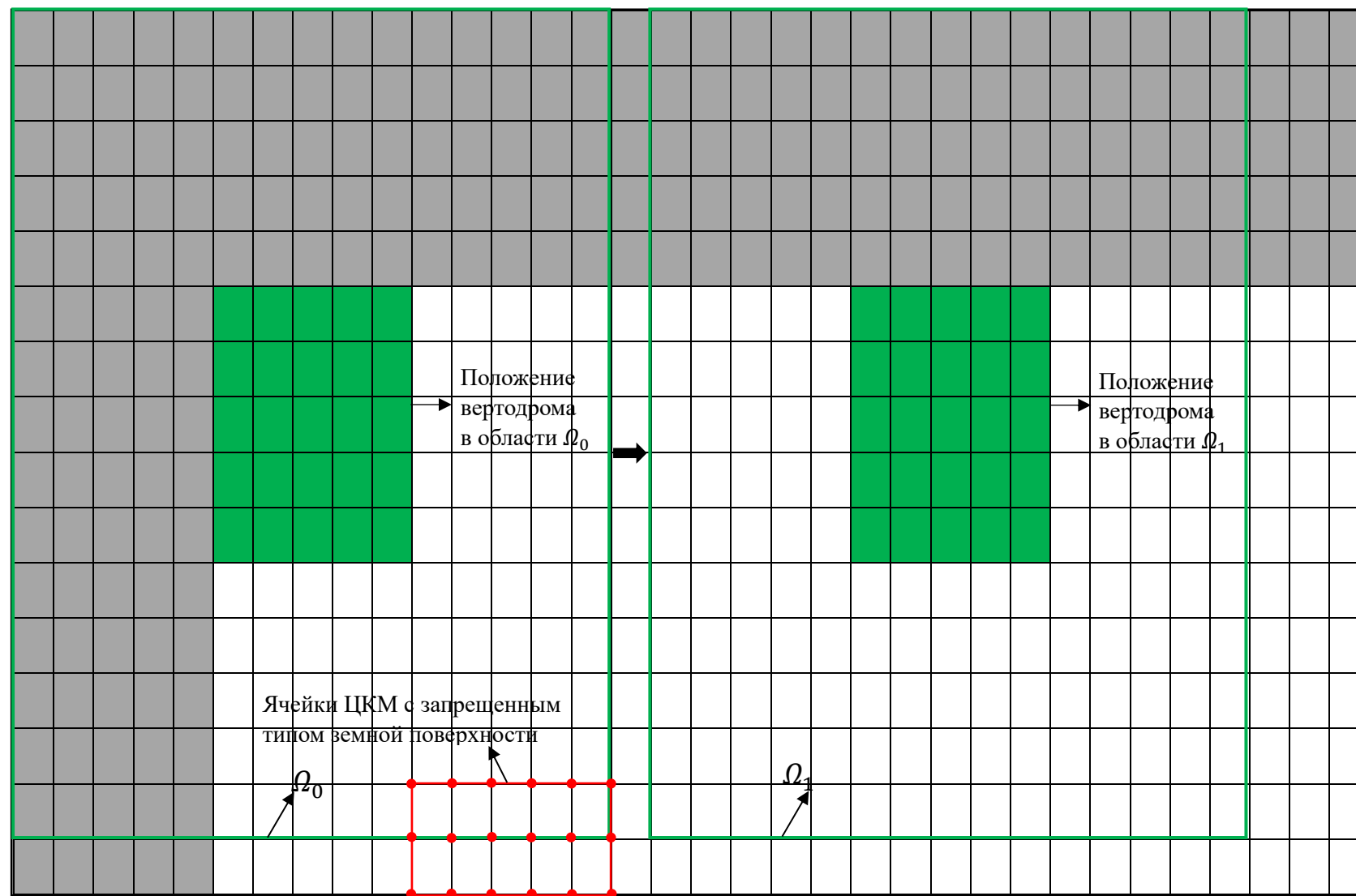


Рисунок 5— Графическое представление поиска необорудованного вертодрома на ЦКМ

$i_min_Q, i_max_Q, i_min_H, i_max_H, j_min_Q, j_max_Q, j_min_H, j_max_H = 1, 3sz-2, sz, 2sz-1, 1, 3sz-2, sz, 2sz-1;$

Цикл $i=sz...sz-N$:

Цикл $j=sz...sz-N$:

$flag, ind_proh = True, 0;$

Цикл $i=i_min_Q...i_max_Q$:

Цикл $j=j_min_Q...j_max_Q$:

Если $node[i,j].type==ProhType$:

$flag, ind_proh=False, j;$

Цикл $j=j+1...j_max_Q$:

Если $node[i,j].type==ProhType$:

$ind_proh = j;$

прервать;

Если $flag!=False$:

проверка_априорных_требований($i_min_H, i_max_H, j_min_H, j_max_H$);

Инкремент $j_min_Q, j_max_Q, j_min_H, j_max_H$;

Иначе:

$j_min_Q, j_max_Q, j_min_H, j_max_H = ind_proh+1, j_max_Q+ind_proh, j_min_Q+sz-1, j_min_H+sz-1;$

Если $j_max_Q > sz-N$:

прервать;

$i_min_Q, i_max_Q, j_min_Q, j_max_Q = i_min_Q+3sz-2, i_max_Q+3sz-2, 1, 3sz-2;$

$i_min_H, i_max_Q, j_min_H, j_max_H = i_min_H+3sz-2, i_max_H+4sz-3, sz, 2sz-1;$

2.1.2. Вычисление вероятности пригодности необорудованной площадки по предельному углу наклона на основе априорной информации цифровой карты местности

Для определения угла наклона необорудованной посадочной площадки воспользуемся информацией о $2(sz + 1)$ отрезках, разделяющих необорудованный вертодром размера sz х sz . Здесь высоты точек $A_1 \dots A_{sz-1}, B_1 \dots B_{sz-1}, C_1 \dots C_{sz-1}, D_1 \dots D_{sz-1}$ известны по информации с ЦКМ (Рисунок 6).

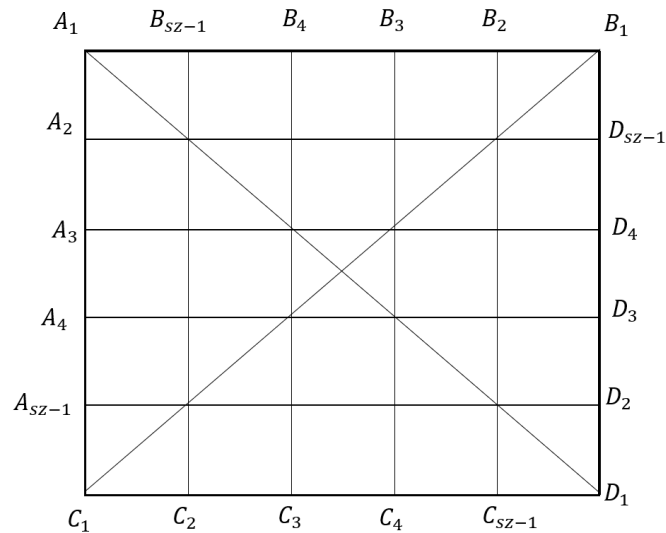


Рисунок 6— Графическое представление необорудованного вертодрома на ЦКМ

Далее для вычисления вероятностной меры пригодности некоторой неподготовленной площадки по предельному углу наклона участка местности будет использован метод Монте-Карло [26, 44]. Данный метод обеспечивает генерацию реализаций $i = \overline{1, N}$ значений высот с учетом случайных ошибок ЦКМ. Затем, используя сгенерированный набор значений высот, будет применяться метод наименьших квадратов (МНК) по полной выборке для вычисления оценки $\hat{\alpha}_i$ угла наклона посадочной площадки α_i из условия минимума квадратичного критерия вида:

$$(Y_i - F(\alpha_i))^T K^{-1} (Y_i - F(\alpha_i)) \rightarrow \min_{\alpha_i \in [0, \pi/2)}; \quad (1)$$

где:

Y_i – вектор – столбец размера $2(sz + 1) \times 1$, компоненты которого для конкретной реализации выражают перепад высот рельефа на границах отрезков, приведенных на рисунке 7;

$$Y_i = \begin{pmatrix} |h_{A_1}^i - h_{D_1}^i| \\ |h_{B_1}^i - h_{C_1}^i| \\ |h_{A_2}^i - h_{D_{sz-1}}^i| \\ \dots \\ |h_{A_{sz-1}}^i - h_{D_2}^i| \\ |h_{B_2}^i - h_{C_{sz-1}}^i| \\ \dots \\ |h_{B_{sz-1}}^i - h_{C_2}^i| \end{pmatrix};$$

$F(\alpha_i)$ – нелинейная вектор-функция размера $2(sz + 1) \times 1$, связывающая компоненты вектора Y_i с оцениваемым углом площадки;

$$F(\alpha_i) = \begin{pmatrix} 1,5D\sqrt{2}\text{tg}\alpha_i \\ 1,5D\sqrt{2}\text{tg}\alpha_i \\ 1,5D\text{tg}\alpha_i \\ \dots \\ 1,5D\text{tg}\alpha_i \end{pmatrix};$$

K – диагональная ковариационная матрица ошибок высотной информации ЦКМ размера $2(sz + 1) \times 2(sz + 1)$. Эта матрица предполагается заданной и является характеристикой точности высотной информации, представленной на ЦКМ.

Известно [33, 34], что в данном случае получение оценки может происходить на основе следующего выражения:

$$\hat{\alpha}_i = ((H)^T K^{-1} H)^{-1} H^T K^{-1} Y_i; \quad (2)$$

где:

$\hat{\alpha}_i$ – оценка угла наклона площадки для i – ой реализации случайных ошибок высотной информации ЦКМ;

H – матрица Якоби, в данном случае вектор размера $2(sz + 1) \times 1$;

$$H = \frac{\partial F(\alpha)}{\partial \alpha} \bigg|_{\alpha=0} = \begin{pmatrix} 1,5D\sqrt{2} \\ 1,5D\sqrt{2} \\ 1,5D \\ \dots \\ 1,5D \end{pmatrix}.$$

Стоит отметить, что до начала процедуры оценивания угла наклона необорудованной посадочной площадки следует произвести оценку систематической ошибки высоты рельефа ЦКМ, например, на основе использования некоторой опорной ЦКМ: $\Delta h_{\text{сист}} \approx \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (h_i^{\text{ЦКМ}} - h_i^{\text{Опорная ЦКМ}})$, $h_i^{\text{ЦКМ}} = h_i^{\text{ЦКМ}} - \Delta h_{\text{сист}}$, n – количество рассматриваемых ячеек ЦКМ. При обработке позиционной информации ЦКМ аналогичным образом устраняются систематические ошибки географических координат объектов земной поверхности.

Так как оценка угла наклона является случайной величиной, следовательно, данную меру можно определить с некоторой вероятностью. С учетом того факта, что при $N \rightarrow \infty$ (N – количество реализаций случайной величины) гистограмма распределения исследуемой случайной величины фактически представляет из себя функцию плотности распределения вероятности случайной величины, следовательно, в данной работе вычисление вероятности принадлежности того или иного необорудованного вертодрома по требованию предельного угла наклона необорудованного вертодрома происходит на основе анализа гистограммы оценки угла наклона необорудованного вертодрома, полученной с помощью метода Монте-Карло.

$$p_1 = \sum_{i=1}^{N_1} \frac{n_1^i}{n_1} \quad (3)$$

где:

p_1 — вероятностная мера удовлетворения того или иного необорудованного вертодрома требованию № 1;

n_1^i — количество оценок угла наклона площадки, попавших в i -ый интервал гистограммы;

n_1 — общее количество оценок угла наклона площадки;

$\mathcal{N}_1$ — количество столбиков гистограммы, попавших в интервал $[0; 10]^\circ$.

2.1.3. Вычисление вероятности пригодности необорудованной площадки по предельному значению высот элементов рельефа внутри собственных границ

Данное требование предполагает проверку рассматриваемого необорудованного вертодрома по предельному перепаду высот рельефа внутри его области. Графическая интерпретация вертодрома с обозначенными внутренними высотами показана ниже (Рисунок 7).

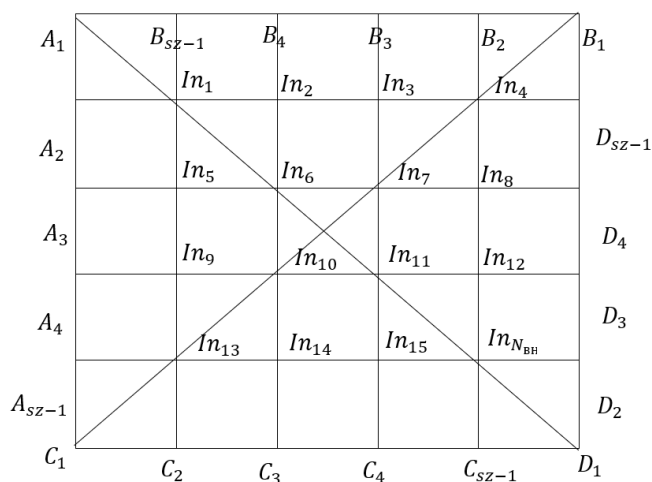


Рисунок 7– Графическая интерпретация вертодрома (с обозначенными внутренними высотами $In_1 \dots In_{N_{BH}}$)

На рисунке выше обозначение N_{BH} – общее количество внутренних высот необорудованного вертодрома, определяемое как:

$$N_{\text{BH}} = sz^2 - \left(sz + \sum_{i=1}^3 sz - i \right); \quad (4)$$

Последовательность вычисления вероятности принадлежности необорудованного вертодрома по предельному перепаду высот рельефа внутри его границ запишется следующим образом:

1. Получение блочного вектора реализаций высот элементов рельефа внутри области необорудованного вертодрома как:

$$IN = \begin{pmatrix} IN_1 \\ IN_2 \\ \vdots \\ IN_N \end{pmatrix};$$

где:

$$IN_1 = \begin{pmatrix} In_1 - In_{\min 1} \\ In_2 - In_{\min 1} \\ \vdots \\ In_{N_{\text{BH}}} - In_{\min 1} \end{pmatrix}_1; \quad IN_2 = \begin{pmatrix} In_1 - In_{\min 2} \\ In_2 - In_{\min 2} \\ \vdots \\ In_{N_{\text{BH}}} - In_{\min 2} \end{pmatrix}_2; \quad IN_N = \begin{pmatrix} In_1 - In_{\min N} \\ In_2 - In_{\min N} \\ \vdots \\ In_{N_{\text{BH}}} - In_{\min N} \end{pmatrix}_N;$$

$In_{\min 1 \dots N}$ – минимальные значения высот рельефа внутри рассматриваемой площадки для каждой реализации ошибки высотной информации ЦКМ с помощью метода Монте-Карло;

2. Вычисление вероятности пригодности вертодрома по предельному значению высот элементов рельефа внутри его границ на основе полученного блочного вектора IN :

$$p_2 = \sum_{i=1}^{N_2} \frac{n_2^i}{n_2}; \quad (5)$$

где:

p_2 – вероятностная мера удовлетворения того или иного необорудованного вертодрома требованию № 3;

n_2^i — количество реализаций высот элементов рельефа внутри области необорудованного вертодрома, попавших в i -ый интервал гистограммы;

n_2 — общее количество реализаций высот элементов рельефа внутри области вертодрома;

$\mathcal{N}_2$ — количество столбиков гистограммы, попавших в интервал $[0; 0,1]$ м.

2.1.4. Вычисление вероятности пригодности необорудованной площадки по предельному значению высот элементов рельефа на удалении от собственных границ

Разрешение этого требования с использованием ЦКМ означает, что в окрестности предполагаемого вертодрома размера $SZ \times SZ$, отстоящей от её границы на SZ отсутствуют, элементы рельефа с высотами, превышающими 1 м. По аналогии с предыдущим подразделом текущей главы диссертации вероятность пригодности вертодрома по данному требованию определим как:

$$p_3 = \sum_{i=1}^{\mathcal{N}_3} \frac{n_3^i}{n_3}; \quad (6)$$

где:

p_3 — вероятностная мера удовлетворения того или иного необорудованного вертодрома требованию № 4;

n_3^i — количество реализаций высот элементов рельефа внутри области за пределом необорудованного вертодрома, попавших в i -ый интервал гистограммы;

n_3 — общее количество реализаций высот элементов рельефа внутри области за пределом необорудованного вертодрома;

$\mathcal{N}_3$ – количество столбиков гистограммы, попавших в интервал $[0; 1]$ м.

Таким образом, на основе вышеприведенного материала, сформулируем последовательность удовлетворения предъявляемых требований к необорудованному вертодрому на основе априорной информации цифровой карты местности. Данная последовательность состоит из следующих этапов:

- сортировка данных цифровой карты местности (п. 2.1.1);
- применение разработанного оптимального алгоритма определения угла наклона поверхности необорудованного вертодрома к вертодромам, найденным на предыдущем этапе (п. 2.1.2);
- формирование вероятностных мер удовлетворения того или иного необорудованного вертодрома предъявляемым требованиям по предельному значению высот элементов рельефа на основе априорной информации цифровой карты местности (п.2.1.3, п.2.1.4).

Здесь также стоит отметить, что вычисление вышеприведенных вероятностей пригодности необорудованного вертодрома по требованиям к его рельефу возможно при использовании ЦКМ с дискретностью менее $1,5D$.

2.2. Вычисление риска отказов бортовых систем беспилотного вертолета

В данной работе учет риска отказов бортовых систем БВС вертолетного типа будем производить на основе:

$$R_i = p_i c_i; \quad (7)$$

где:

p_i – вероятность отказа i – ой бортовой системы / подсистемы;

c_i – значение тяжести последствий отказа на функционирование воздушного судна, безразмерная величина.

Согласно ГОСТ 27.310 – 95 «Межгосударственный стандарт. Надежность в технике. Анализ видов, последствий и критичности отказов» [12] представим классификацию тяжести последствий отказа бортовой системы (Таблица 2).

Таблица 2– Классификация тяжести последствий отказа функциональной системы

Категория тяжести последствий отказа	Значение тяжести последствий отказа, c	Характеристика тяжести последствий отказа
IV	1	Отказ, который с высокой вероятностью может повлечь за собой значительный ущерб для самого воздушного судна, срыв выполняемой задачи и гибель / тяжелые травмы окружающих людей
III	0,75	Отказ, который с высокой вероятностью может повлечь за собой значительный ущерб для самого воздушного судна, срыв выполняемой задачи, но создает пренебрежимо малую угрозу здоровью окружающих людей
II	0,5	Отказ, который может повлечь задержку выполнения поставленной задачи, но не представляет опасности для самого воздушного судна и здоровья окружающих людей
I	0,25	Отказ, который может повлечь снижение качества функционирования воздушного судна, но не представляет опасности для самого воздушного судна и здоровья окружающих людей

Для получения суммарной оценки риска по всем бортовым системам воздушного судна используется выражение вида:

$$R = \sum_{i=1}^{N_{\text{сист.}}} p_i c_i ; \quad (8)$$

где:

$N_{\text{сист.}}$ – общее количество бортовых систем воздушного судна.

Вероятность отказа бортовой системы согласно гипотезе об экспоненциальном законе распределения отказов представим как [13]:

$$p = 1 - \exp(-\lambda(t_0 + t_{\pi})); \quad (9)$$

где:

λ – интенсивность отказа бортовой системы, 1/ч;

t_0 – текущий часовой налет воздушного судна, ч;

t_{π} – прогнозное время на перелет к месту осуществления посадки:

$$t_{\pi} = R_E \delta / V_{\text{ГП}}, \text{ ч};$$

R_E – средний радиус Земли (ПЗ-90.11), км;

δ – угловая длина ортодромии между текущим местоположением воздушного судна и некоторым местом осуществления посадки, рад.;

$V_{\text{ГП}}$ – скорость горизонтального полета БВ, км/ч.

Для основных бортовых систем беспилотного вертолета определим вероятность их отказа (Таблица 3).

Таблица 3– Вероятности отказов бортовых систем БВ

Бортовая система БВС вертолетного типа	Резервирование бортовой системы	Значение тяжести последствий отказа бортовой системы	Вероятность отказа бортовой системы
Автомат перекоса	Нет	$c_{\text{АП}} = 1$	$p_{\text{АП}}(\lambda_{\text{АП}}, t_0 + t_{\pi})$
Бортовое программное обеспечение	Нет	$c_{\text{ПМО}} = 1$	$p_{\text{ПМО}}(\lambda_{\text{ПМО}}, t_0 + t_{\pi})$
Бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ)	Нет	$c_{\text{БЦВМ}} = 1$	$p_{\text{БЦВМ}}(\lambda_{\text{БЦВМ}}, t_0 + t_{\pi})$
Двигатель внутреннего сгорания (ДВС)	Нет	$c_{\text{ДВС}} = 1$	$p_{\text{ДВС}}(\lambda_{\text{ДВС}}, t_0 + t_{\pi})$
Несущий винт	Нет	$c_{\text{НВ}} = 1$	$p_{\text{НВ}}(\lambda_{\text{НВ}}, t_0 + t_{\pi})$
Система автоматического управления (САУ)	Нет	$c_{\text{САУ}} = 1$	$p_{\text{САУ}}(\lambda_{\text{САУ}}, t_0 + t_{\pi})$

Продолжение таблицы 3

Навигационная система (НС)			
БИНС	Да, 2 (шт)	$c_{\text{БИНС}} = 0,5$	$p_{\text{НС}} =$ $= p_{\text{БИНС}}(\lambda_{\text{БИНС}}, t_0 + t_{\text{п}}) * \\ * p_{\text{БИНС}}(\lambda_{\text{БИНС}}, t_0 + t_{\text{п}}) * \\ * p_{\text{ГНСС}}(\lambda_{\text{ГНСС}}, t_0 + t_{\text{п}}) * \\ * p_{\text{ГНСС}}(\lambda_{\text{ГНСС}}, t_0 + t_{\text{п}}) * \\ * p_{\text{ЛВ}}(\lambda_{\text{ЛВ}}, t_0 + t_{\text{п}}) * \\ * p_{\text{СТЗ}}(\lambda_{\text{СТЗ}}, t_0 + t_{\text{п}})$
Приемник – ГНСС	Да, 2 (шт)	$c_{\text{ГНСС}} = 0,5$	
Лазерный высотомер (ЛВ)	Нет	$c_{\text{ЛВ}} = 0,5$	
Система технического зрения (СТЗ)	Нет	$c_{\text{СТЗ}} = 0,5$	
Топливная система	Нет	$c_{\text{ТС}} = 1$	$p_{\text{ТС}}(\lambda_{\text{ТС}}, t_0 + t_{\text{п}})$
Аккумуляторная батарея (АКБ)	Да, 2 шт	$c_{\text{АКБ}} = 0,75$	$p_{\text{АКБ}} = p_{\text{АКБ}}(\lambda_{\text{АКБ}}, t_0 + t_{\text{п}}) * \\ * p_{\text{АКБ}}(\lambda_{\text{АКБ}}, t_0 + t_{\text{п}})$
Система дистанционного контроля (СДК)	Нет	$c_{\text{СДК}} = 0,25$	$p_{\text{СДК}}(\lambda_{\text{СДК}}, t_0 + t_{\text{п}})$
Система управления двигателем (СуДВС)	Нет	$c_{\text{СуДВС}} = 1$	$p_{\text{СуДВС}}(\lambda_{\text{СуДВ}}, t_0 + t_{\text{п}})$

Приведенные в таблице выше обозначения:

$c_{\text{АП}}, c_{\text{ПМО}}, c_{\text{БЦВМ}}, c_{\text{ДВС}}, c_{\text{НВ}}, c_{\text{САУ}}, c_{\text{СуДВС}}, c_{\text{ТС}}, c_{\text{АКБ}}, c_{\text{БИНС}}, c_{\text{ГНСС}}, c_{\text{ЛВ}}, c_{\text{СТЗ}}, c_{\text{СДК}}$ — значения тяжести последствий отказа соответствующей бортовой системы БВС вертолетного типа (определяются исходя из экспертного анализа);

$\lambda_{\text{АП}}, \lambda_{\text{ПМО}}, \lambda_{\text{БЦВМ}}, \lambda_{\text{ДВС}}, \lambda_{\text{НВ}}, \lambda_{\text{САУ}}, \lambda_{\text{СуДВС}}, \lambda_{\text{ТС}}, \lambda_{\text{АКБ}}, \lambda_{\text{БИНС}}, \lambda_{\text{ГНСС}}, \lambda_{\text{ЛВ}}, \lambda_{\text{СТЗ}}, \lambda_{\text{СДК}}$ — значения интенсивности отказа соответствующей бортовой системы БВС вертолетного типа (определяются из технических характеристик системы).

2.3. Планирование маршрута облета необорудованных площадок беспилотным вертолетом на основе вероятностной информации

2.3.1. Математическая постановка задачи планирования маршрута облета необорудованных площадок

Предполагаем, что в некоторый момент на борту беспилотного воздушного судна вертолетного типа, выполняющего целевую задачу (ЦЗ) в определенном районе, фиксируется внезапный отказ (отказ, который невозможно предугадать заранее) бортовой системы / бортовых систем БВС вертолетного типа I/II категории тяжести, то возникает необходимость в построении оптимального (в смысле некоторого критерия) маршрута обхода необорудованных вертодромов во избежание потенциального авиационного происшествия (Рисунок 8).

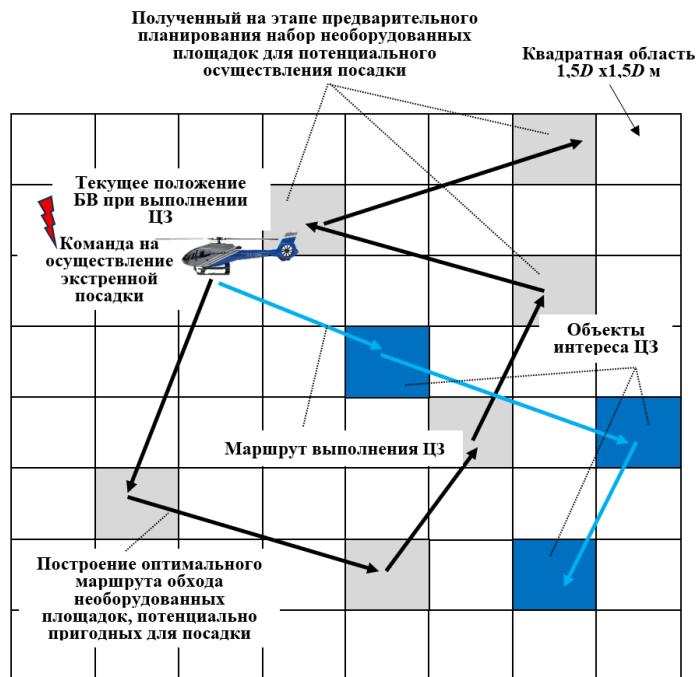


Рисунок 8– Графическое представление построенного оптимального маршрута обхода необорудованных вертодромов

Построение маршрута облета необорудованных площадок в данном исследовании предлагается осуществлять на основе суммарных потерь [1], оценка которых производится на борту беспилотного вертолета на основе следующего выражения:

$$\mathcal{L}_\Sigma = \sum_{i=1}^{N+1} \sum_{j=1}^{N+1} C_{i,j} x_{i,j}; \quad (10)$$

где:

$x_{i,j}$ – решение по перелету от i -го необорудованного вертодрома к j -му ($x_{i,j} = 1$ – осуществляется перелет к необорудованной площадке; $x_{i,j} = 0$ – не осуществляется перелет к необорудованной площадке);

$C_{i,j}$ – безразмерная функция потерь. Причем при $i = 1$ функция $C_{i=1,j}$ является функцией потерь при перелете БВС вертолетного типа от текущего местоположения к j -му необорудованному вертодрому.

Очевидно, что оптимальным маршрутом облета необорудованных вертодромов является тот, который минимизирует функцию суммарных потерь $\mathcal{L}_\Sigma$:

$$\mathcal{L}_\Sigma = \sum_{i=1}^{N+1} \sum_{j=1}^{N+1} C_{i,j} x_{i,j} \rightarrow \min_{x_{i,j} \in \{0,1\}}; \quad (11)$$

Таким образом, имеет место быть задача построения маршрута облета необорудованных вертодромов (задача коммивояжера) как задача целочисленного линейного программирования с ограничениями следующего вида:

$$\left\{ \begin{array}{l} \sum_{i=1}^{N+1} x_{i,j} = 1, j = \overline{1, N+1}, i \neq j, i \neq H_{out}, j \neq H_{in}; \\ \sum_{j=1}^{N+1} x_{i,j} = 1, i = \overline{1, N+1}, i \neq j, i \neq H_{out}, j \neq H_{in}; \\ \sum_{i \in V} \sum_{j \in V \setminus S} x_{i,j} \geq 1, \forall S \subset V, S \neq \emptyset. \end{array} \right. \quad (12)$$

Обозначенные выше ограничения имеют следующий смысл: беспилотный вертолет в процессе поиска подходящего для посадки участка местности посещает только одну площадку, возвращение на стартовую позицию летательного аппарата не предполагается и в случае достижения последнего необорудованного участка местности – вылет из него будет невозможен (H_{in} – стартовая позиция БВС вертолетного типа, H_{out} – финальный необорудованный вертодром, – подмножество множества необорудованных вертодромов V).

2.3.2. Определение функции потерь

Функцию $C_{i,j}$ в данной работе определим как:

$$C_{i,j} = (1 - \alpha_{i,j})\beta \left(1 - \prod_{k=1}^3 p_k^j + \frac{\Delta m_{\Gamma\Pi}}{m_0} \right); \quad (13)$$

где:

$\alpha_{i,j}$ – весовой коэффициент, учитывающий состояние бортовых систем БВ,
 $0 \leq \alpha_{i,j} < 1$;

$$\alpha_{i,j} = \frac{R}{N_{\text{сист.}}} = \frac{1}{N_{\text{сист.}}} \sum_{n=1}^{N_{\text{сист.}}} \left(1 - \exp \left(-\lambda_n (t_0 + R_E \delta_{i,j} / V_{\Gamma\Pi}) \right) \right) c_n; \quad (14)$$

p_1^j – вероятностная мера удовлетворения j – го необорудованного вертодрома требованию: «Угол наклона необорудованного вертодрома к горизонту должен быть не более 10° »;

p_2^j – вероятностная мера удовлетворения j – го необорудованного вертодрома требованию: «Неровности на поверхности вертодрома не должны превышать 100 мм»;

p_3^j – вероятностная мера удовлетворения j – го необорудованного вертодрома требованию: «На удалении от края вертодрома до 1,5D м за его пределами не должно быть элементов рельефа с высотой, превышающей 1 м»;

β – весовой коэффициент, являющийся мерой доверия к прогнозному значению затрат топлива, расходуемого на перелет к тому или иному необорудованному вертодрому. Учитывает неточность позиционной информации ЦКМ и ошибки оценивания собственных географических координат БВС вертолетного типа, $0 < \beta \leq 1$;

$$\beta = \begin{cases} \Delta_{\text{треб.ЦКМ}}/\sigma_{\text{ЦКМ}}, \sigma_{\text{ЦКМ}} > \Delta_{\text{треб.ЦКМ}} \wedge \sigma_{\text{БВС}} \leq \Delta_{\text{треб.БВС}}; \\ \Delta_{\text{треб.БВС}}/\sigma_{\text{БВС}}, \sigma_{\text{ЦКМ}} \leq \Delta_{\text{треб.ЦКМ}} \wedge \sigma_{\text{БВС}} > \Delta_{\text{треб.БВС}}; \\ \Delta_{\text{треб.БВС}}\Delta_{\text{треб.ЦКМ}}/\sigma_{\text{БВС}}\sigma_{\text{ЦКМ}}, \sigma_{\text{ЦКМ}} > \Delta_{\text{треб.ЦКМ}} \wedge \sigma_{\text{БВС}} > \Delta_{\text{треб.БВС}}; \\ 1, \text{ иначе;} \end{cases} \quad (15)$$

$\Delta_{\text{треб.ЦКМ}}$ – требуемое значение ошибки объектов рельефа местности ЦКМ в плане, м;

$\Delta_{\text{треб.БВС}}$ – требуемое значение ошибки определения местоположения БВС вертолетного типа в горизонтальной плоскости (выбирается исходя из требований ИКАО к точности осуществления навигации воздушного судна при полете по маршруту), м;

$\sigma_{\text{БВС}}$ – СКО случайной ошибки местоположения БВ в плане, м;

$\sigma_{\text{ЦКМ}}$ – СКО случайной ошибки используемой ЦКМ в плане, м;

$\Delta m_{\text{ГП}}$ – количество затрачиваемого топлива БВС вертолетного типа при выполнении горизонтального полета, кг;

$$\Delta m_{\text{ГП}} = \frac{C_{\text{ГП}}^{\text{уд}}(h_{\text{ГП}}, V_{\text{ГП}}) N_{\text{ГП}}^{\text{пот}}(h_{\text{ГП}}, V_{\text{ГП}}) R_E \delta_{i,j}}{V_{\text{ГП}}};$$

$C_{\text{ГП}}^{\text{уд}}(h_{\text{ГП}}, V_{\text{ГП}})$ – удельный расход топлива двигателя внутреннего сгорания (ДВС) БВС вертолетного типа в зависимости от скорости и высоты ($h_{\text{ГП}}$) выполняемого горизонтального полета, $\frac{\text{кг}}{\text{Вт}\cdot\text{ч}}$;

$N_{\text{ГП}}^{\text{пот}}(h_{\text{ГП}}, V_{\text{ГП}})$ – потребляемая мощность ДВС БВ для выполнения горизонтального полета, Вт;

$\delta_{i,j}$ – угловая длина ортодромии между i – ым и j – ым необорудованными вертодромами;

m_0 – объем топливного бака БВ, кг.

Приоритетным для БВ на основе приведенной выше функции потерь будет являться тот необорудованный вертодром, который ближе находится к воздушному судну на момент поступления команды на осуществление посадки и имеет большее значение вероятности $\prod_{k=1}^3 p_k^i$, чем остальные вертодромы, присутствующие в районе выполнения ЦЗ.

На основе представленного выше материала схематично задача априорного планирования маршрута облета необорудованных вертодромов примет следующий вид (Рисунок 9).

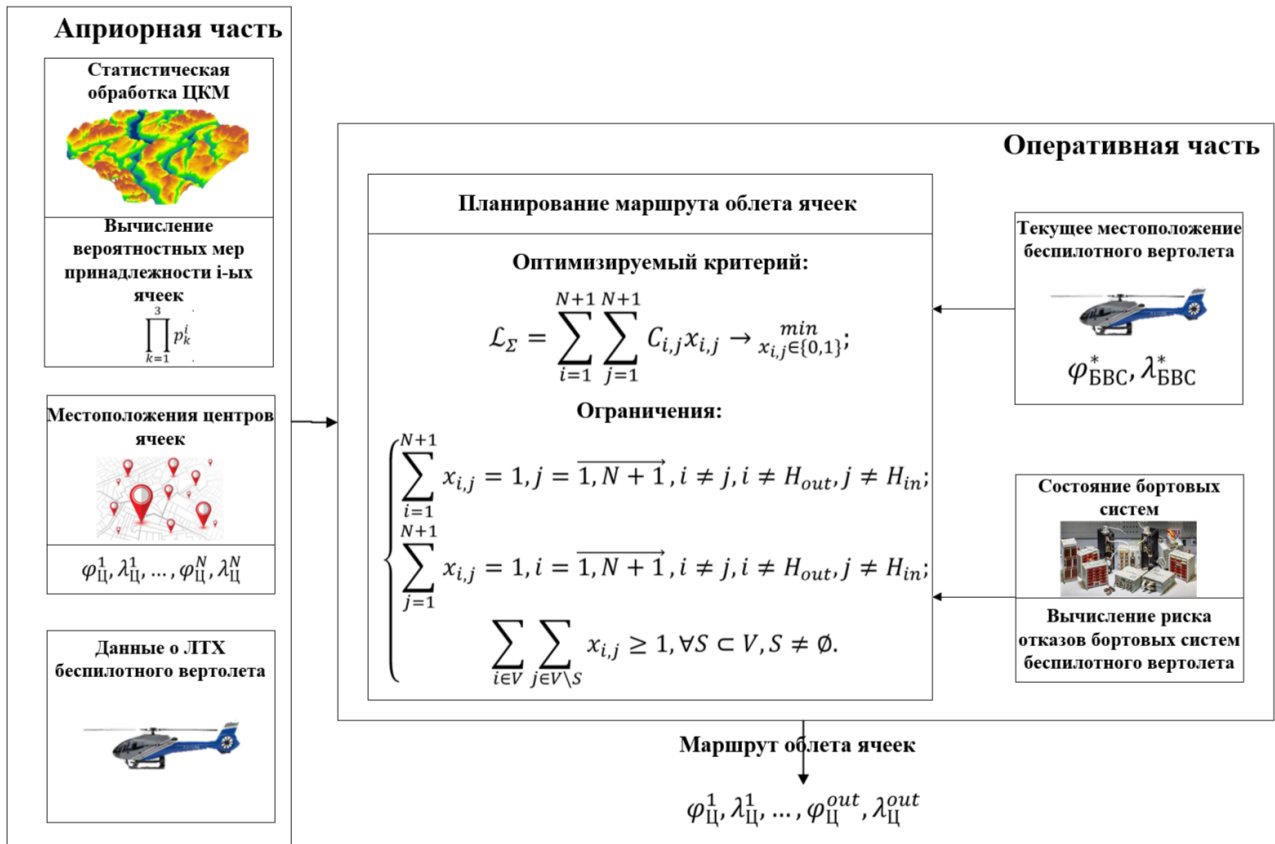


Рисунок 9— Функциональная схема априорного планирования маршрута облета необорудованных вертодромов

Здесь также стоит отметить, что предложенная функция потерь в отличие от функций потерь, используемых другими авторами [5, 11, 38, 47] при решении несколько схожей задачи планирования маршрута воздушного судна, обладает следующими ключевыми отличиями:

- учет ошибок местоположения вертодромов (как областей интереса) и самого воздушного судна при прогнозировании энергетических затрат на перелет;
 - учет риска отказов бортовых систем воздушного судна;
- что безусловно более полно отражает действительную картину происходящих физических процессов относительно воздушного судна.

2.3.3. Алгоритм решения задачи планирования маршрута облета необорудованных площадок

Далее приведено описание используемых в данном исследовании алгоритмов планирования маршрута облета неподготовленных участков местности для осуществления посадки БВ. Использование того или иного алгоритма зависит от временных затрат на получение оптимального маршрута [3, 36, 37, 41, 53]. Здесь отметим, что при решении задачи планирования маршрута рассматриваются только необорудованные вертодромы, у которых $\prod_{k=1}^3 p_k^i \in (0,1]$.

2.3.3.1. Алгоритм Беллмана-Форда

Для отыскания оптимального маршрута облета необорудованных вертодромов согласно алгоритму Беллмана-Форда необходимо действовать следующим образом [30]:

Шаг 1. Инициализация массива расстояний $d[0 \dots n - 1]$: $d[v] = 0$, v – стартовая вершина графа, $d[v + 1 \dots n - 1] = INF$, n – количество вершин графа.

Шаг 2. Нахождение оптимального маршрута.

Цикл по $i = 0 \dots n - 1$:

Цикл по $j = 0 \dots m$:

$$d[e[j].b] = \min(d[e[j].b], d[e[j].a] + e[j].w);$$

Здесь приняты следующие обозначения:

m – количество ребер графа;

a – некоторая вершина a графа;

b – некоторая вершина b графа;

e – структура данных для ребра графа;

w – вес ребра графа.

2.3.3.2. Генетический алгоритм

Построение оптимального маршрута облета необорудованных вертодромов на основе *генетического алгоритма* будет происходить как [42, 69]:

Шаг 1. Создание начальной популяции из n хромосом;

pop[0]	pop[1]	pop[2]	...	pop[n-1]
--------	--------	--------	-----	----------

$pop[0]$ – 0-ая хромосома начальной популяции, представляющая из себя случайную последовательность из N необорудованных вертодромов;

$pop[1]$ – 1-ая хромосома начальной популяции, представляющая из себя случайную последовательность из N необорудованных вертодромов;

$pop[2]$ – 2-я хромосома начальной популяции, представляющая из себя случайную последовательность из N необорудованных вертодромов;

...

$pop[n]$ – n -я хромосома начальной популяции, представляющая из себя случайную последовательность из N необорудованных вертодромов.

Шаг 2. Вычисление суммарных функций потерь $\sum C_{i,j}$ для каждой хромосомы.

$c=[];$

Цикл по $i=1 \dots n$:

$sumC=0;$

Цикл по $j = 1 \dots N$:

$sumC+=el[pop[i][j-1], pop[i][j]];$

$c.добавить(sumC);$

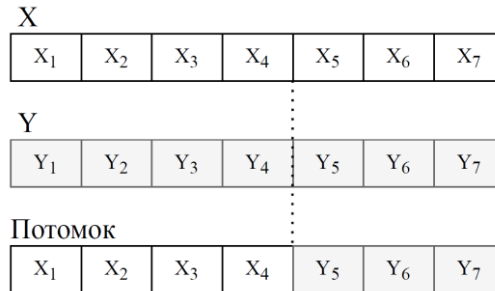
Шаг 3. Отбор пары хромосом – родителей.

Отбор пары хромосом – родителей происходит на основе вероятности пригодности той или иной хромосомы:

$$p_i = 1 - \frac{C_{i,j}[i]}{\sum_{i=1}^n C_{i,j}[i]};$$

Шаг 4. Рождение двух потомков с помощью кроссинговера двух хромосом – родителей.

Случайным образом выбирается точка разрыва, делящая каждую хромосому – родитель (X, Y) на две части. Из получившихся частей двух хромосом создается новая хромосома – потомок.

**Шаг 5.** Проведение мутации потомка с вероятностью p_m .

Цикл по $i=1 \dots n$:

$p = \text{случайное}(0, 1);$

Если ($p < p_m$):

$ind1 = \text{случайное}(1, n);$

$ind2 = \text{случайное}(1, n);$

$childpop[i][ind1], childpop[i][ind2] =$

$childpop[i][ind2], childpop[i][ind1];$

Шаг 6. Повтор шагов 2 – 5 до окончания процесса (достижение предельного числа итераций повторений работы генетического алгоритма).
Выбор популяции с минимальной $\sum C_{i,j}$.

2.3.3.3. Самоорганизующаяся карта Кохонена

Опираясь на [60, 62], процесс обучения нейронной сети Кохонена запишется следующим образом:

Шаг 1. Инициализация случайными значениями весовых коэффициентов $w_{ij}, i = \overrightarrow{1, N}, j = \overrightarrow{1, M}$, N – размерность входного вектора X , M – количество нейронов сети Кохонена. В данном случае входной вектор включает в себя значения функции потерь при перелете к тому или иному необорудованному вертодному.

Шаг 2. Осуществление нормировки весовых коэффициентов нейронной сети:

$$w_{ij}^H = \frac{w_{ij}}{\sqrt{w_{1j}^2 + w_{2j}^2 + \dots + w_{Nj}^2}}, i = \overrightarrow{1, N}, j = \overrightarrow{1, M}.$$

Шаг 3. Определение нейрона - «победителя»:

$$s = \operatorname{argmin}(\|X - W_j\|), j = \overrightarrow{1, M}.$$

Шаг 4. Корректировка весовых коэффициентов нейрона - «победителя» и некоторого i – го нейрона, для которого выполняется условие: $d(s, i) \leq \sigma_0 \left(1 - \frac{k}{N}\right)$ происходит следующим образом:

$$(W_i)_{k+1} = (W_i)_k + e^{-\frac{d^2(s, i)}{2\left(\sigma_0\left(1 - \frac{k}{N}\right)\right)^2}} \beta_0 \left(1 - \frac{k}{N}\right) (X - (W_i)_k);$$

где:

$d(s, l)$ – евклидово расстояние между нейроном - «победителем» и i –ым нейроном;

σ_0 – начальное значение настраиваемого параметра гауссиана;

β_0 – начальное значение скорости обучения сети Кохонена;

k – текущая эпоха обучения нейронной сети Кохонена;

$\mathcal{N}$ – максимальное количество эпох обучения сети Кохонена;

W_i – вектор весовых коэффициентов некоторого i – го нейрона.

Далее переход к **шагу 2**, процесс обучения нейронной сети Кохонена заканчивается, например, по достижении априори заданного значения эпох обучения.

Таким образом, на основе вышеизложенного материала блок-схема алгоритма решения задачи планирования маршрута облета необорудованных площадок приведена ниже (Рисунок 10).

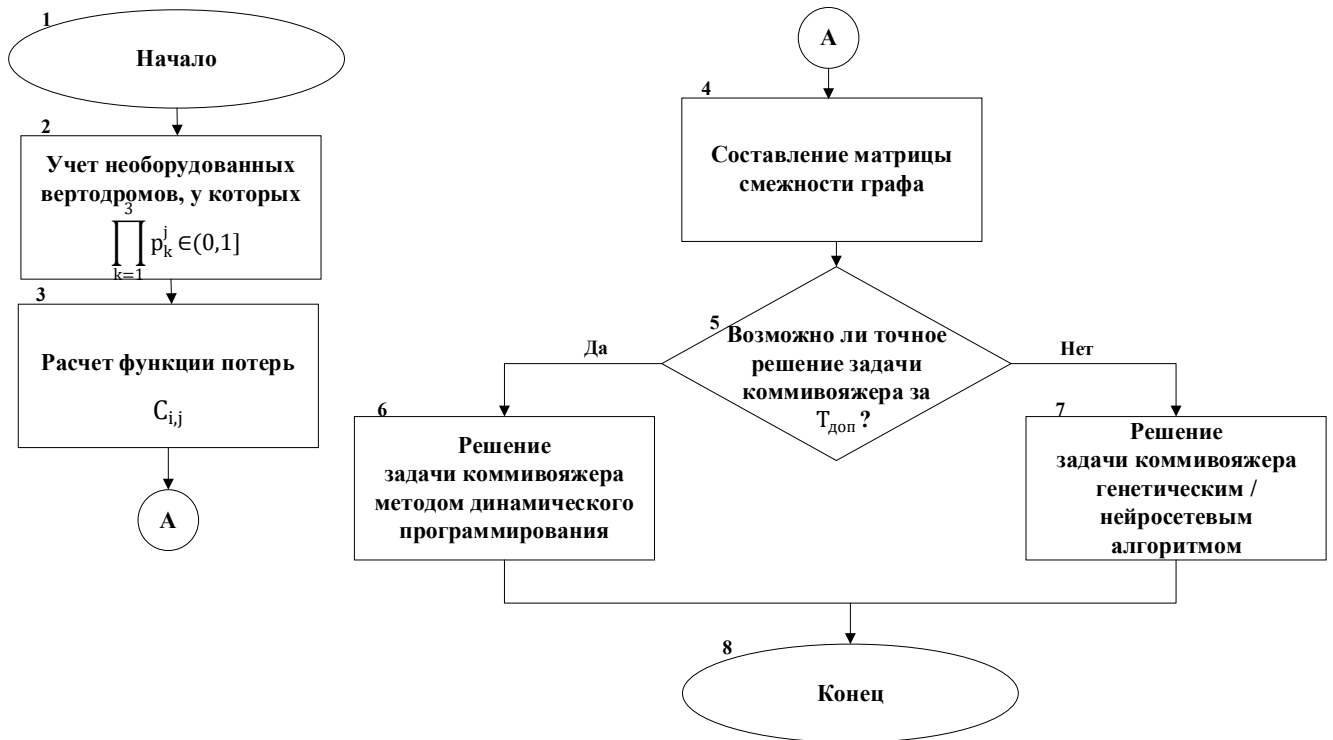


Рисунок 10 – Блок-схема алгоритма планирования маршрута облета необорудованных вертодромов

Здесь отметим, что выбор допустимого времени на решение задачи планирования $T_{доп}$, фигурирующее в *блоке 5* алгоритма, не рассматривается в диссертационной работе.

Выводы к главе 2

1. На основе статистической обработки априорной информации цифровой карты местности сформулирована методика удовлетворения следующих требований к необорудованному вертодрому: угол наклона вертодрома к горизонту должен быть не более 10° ; неровности на поверхности вертодрома не должны превышать 100 мм; на удалении от края вертодрома до значения полутора диаметра несущего винта БВ за его пределами не должно быть препятствий с высотой, превышающей 1 м.

2. С учетом приведенного материала настоящей главы диссертационной работы приведем требования к ЦКМ: наличие типа элемента земной поверхности (гражданская/военная инфраструктура, лесной массив, водоем и т.д.); наличие географических координат элемента земной поверхности; разрешение по горизонтали менее полутора диаметра несущего винта БВ; разрешение по вертикали 100 мм.

3. Предложено решение задачи планирования маршрута облета необорудованных вертодромов на основе решения задачи коммивояжера с вероятностной функцией потерь при перелете беспилотного вертолета к тому или иному необорудованному вертодрому. За счет соответствующего описания представленной функции потерь удастся учесть следующие существенные факторы, влияющие на выбор вертодрома: вероятность пригодности вертодрома; вероятность отказа бортового оборудования БВ; ошибка определения собственного местоположения воздушного судна; неточность данных, представленных в ЦКМ; летно-технические характеристики БВ.

ГЛАВА 3. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОЙ ПОСАДКИ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА НА НЕОБОРУДОВАННУЮ ПЛОЩАДКУ В ОПЕРАТИВНОМ РЕЖИМЕ

Текущая глава диссертационного исследования будет посвящена разработке алгоритмов удовлетворения требований к необорудованному вертодрому, которые необходимо разрешать в оперативном режиме (в ходе полета беспилотного вертолета) для обеспечения безопасной посадки БВС вертолетного типа:

1. Прочность земной поверхности не менее 3 кгс/см².
2. Пригодность необорудованного вертодрома по предельной высоте элементов рельефа на его поверхности.

3.1. Задача определения типа земной поверхности подстилающей поверхности необорудованной площадки

Принимая во внимание тот факт, что прочность грунта зависит от таких основных факторов как [4, 8, 9]: тип самого грунта, гранулометрический и минеральный состав, плотность залегания, влажность, температура и засоленность, а также опираясь на положение о том, что на распространение электромагнитной волны в среде влияет ее диэлектрическая проницаемость, то в настоящем исследовании будет рассмотрена возможность удовлетворения требования к необорудованному вертодрому по допустимой твердости

необорудованного вертодрома - прочность грунта должна составлять не менее 3 кгс/см² на основе обработки данных георадара.

Георадар является радиолокационным устройством с частотой излучения электромагнитной волны порядка 10МГц–2ГГц, предназначенный в основном для построения профиля зондируемой почвы и поиска подземных объектов. В настоящее время для исследования подземных грунтов обширных и труднодоступных территорий используются мобильные георадары, которые устанавливаются на БВ и имеют в основном диапазон излучения электромагнитной волны порядка 100МГц–1,5ГГц (Рисунок 11).



а)



б)



в)

Рисунок 11- Графическое изображение мобильных георадаров, закрепленных на БВС мультироторного типа: а) – георадар Zond Aero LF100; б) – георадар Zond Aero LF150; в) – георадар Radarteam Cobra Plug-In 150

Ниже представлены некоторые технические характеристики представленных выше георадаров (Таблица 4).

Таблица 4- Технические характеристики мобильных георадаров

Наименование георадара	Частота излучения электромагнитной волны, МГц	Глубина зондирования почвы, м	Площадь облучаемой земной поверхности на рекомендуемой высоте, м ²	Масса, кг
Zond Aero LF 100	100	До 20 (в зависимости от среды)	16 (рекомендуемая высота: 3 м)	2,4
Zond Aero LF 150	150	До 15 (в зависимости от среды)	7 (рекомендуемая высота: 2 м)	2,3

Продолжение таблицы 4

Radarteam Cobra Plug-In 150	150	До 15 (в зависимости от среды)	9 (рекомендуемая высота: 2 м)	4,6
-----------------------------------	-----	--------------------------------------	-------------------------------------	-----

В данной работе задачу определения грунта по допустимой прочности необорудованного вертодрома сформулируем как задачу бинарной классификации типа зондируемого грунта.

3.1.1. Математическая постановка задачи бинарной классификации типа грунта необорудованной площадки

Введем следующие обозначения: X – заданное конечное множество описаний (объектов x), которые характеризуют тот или иной грунт: диэлектрическая проницаемость грунта ε , оцениваемая георадаром, и расчетная скорость распространения электромагнитной волны в зондируемом грунте v ; Y – известное конечное множество ответов на принадлежность той или иной совокупности ε и v классу: «Грунт подходит для посадки» ($Y = 1$) или «Грунт НЕ подходит для посадки» ($Y = 0$). Здесь требуется построить некоторую функциональную зависимость $f: X \rightarrow Y$, способную классифицировать любой объект $x \in X$.

В настоящем исследовании для отыскания такой функциональной зависимости, опираясь на общеизвестную теорему Дж. Цыбенко о том, что многослойный перцептрон может аппроксимировать любую непрерывную функцию с любой наперед заданной точностью [43], предлагается использовать нейросетевой подход для решения задачи бинарной классификации типа грунта необорудованного вертодрома.

Обучающая выборка для данной задачи примет следующий вид:

$$X = \begin{pmatrix} \varepsilon_{\text{торф},1} & \nu_{\text{торф},1} \\ \dots & \dots \\ \varepsilon_{\text{торф},N_{\text{торф}}} & \nu_{\text{торф},N_{\text{торф}}} \\ \varepsilon_{\text{влажный суглинок},1} & \nu_{\text{влажный суглинок},1} \\ \dots & \dots \\ \varepsilon_{\text{влажный суглинок},N_{\text{вл.суглинок}}} & \nu_{\text{влажный суглинок},N_{\text{вл.суглинок}}} \\ \varepsilon_{\text{влажная глина},1} & \nu_{\text{влажная глина},1} \\ \dots & \dots \\ \varepsilon_{\text{влажная глина},N_{\text{вл.глина}}} & \nu_{\text{влажная глина},N_{\text{вл.глина}}} \\ \varepsilon_{\text{влажный песок},1} & \nu_{\text{влажный песок},1} \\ \dots & \dots \\ \varepsilon_{\text{влажный песок},N_{\text{вл.песок}}} & \nu_{\text{влажный песок},N_{\text{вл.песок}}} \\ \varepsilon_{\text{сухой суглинок},1} & \nu_{\text{сухой суглинок},1} \\ \dots & \dots \\ \varepsilon_{\text{сухой суглинок},N_{\text{сух.суглинок}}} & \nu_{\text{сухой суглинок},N_{\text{сух.суглинок}}} \\ \varepsilon_{\text{сухая глина},1} & \nu_{\text{сухая глина},1} \\ \dots & \dots \\ \varepsilon_{\text{сухая глина},N_{\text{сух.глина}}} & \nu_{\text{сухая глина},N_{\text{сух.глина}}} \\ \varepsilon_{\text{сухой песок},1} & \nu_{\text{сухой песок},1} \\ \dots & \dots \\ \varepsilon_{\text{сухой песок},N_{\text{сух.песок}}} & \nu_{\text{сухой песок},N_{\text{сух.песок}}} \end{pmatrix};$$

где:

$\varepsilon_{\text{торф},1} \dots \varepsilon_{\text{торф},N_{\text{торф}}}, \dots, \varepsilon_{\text{сухой песок},1} \dots \varepsilon_{\text{сухой песок},N_{\text{сух.песок}}}$ — диэлектрические проницаемости типовых грунтов, полученные путем зондирования грунта георадаром, как [65]:

$$\varepsilon_n = \varepsilon_{n-1} \frac{Q_1}{Q_2};$$

ε_n — диэлектрическая проницаемость n слоя грунта;

ε_{n-1} — диэлектрическая проницаемость $n - 1$ слоя грунта;

$$Q_1 = 1 - \left(\frac{A_0}{A_m} \right)^2 + \sum_{i=1}^{n-2} R_i \frac{A_i}{A_m} + \frac{A_{n-1}}{A_m};$$

$$Q_2 = 1 - \left(\frac{A_0}{A_m} \right)^2 + \sum_{i=1}^{n-2} R_i \frac{A_i}{A_m} - \frac{A_{n-1}}{A_m};$$

A_0 — амплитуда радиосигнала, отраженного от границы среды “воздух/поверхность грунта”;

A_m – амплитуда радиосигнала, отраженного от металлической пластины (определяется при проведении калибровки георадара);

R_i – коэффициент отражения электромагнитной волны на границе двух слоев грунта определяемый как:

$$R_i = \frac{\sqrt{\varepsilon_n} - \sqrt{\varepsilon_{n-1}}}{\sqrt{\varepsilon_n} + \sqrt{\varepsilon_{n-1}}};$$

$v_{\text{торф},1} \dots v_{\text{торф},N_{\text{торф}}}, \dots, v_{\text{сухой песок},1} \dots v_{\text{сухой песок},N_{\text{сух.песок}}}$ – расчетные значения скорости распространения электромагнитной волны для разных грунтов, получаемые на основе следующего соотношения:

$$v = \frac{10^{-9}c}{\sqrt{\varepsilon}};$$

c – скорость э-м в вакууме ($\approx 2,9979 \cdot 10^8$), м/с.

$N_{\text{торф}}, N_{\text{вл.песок}}, \dots, N_{\text{сух.глина}}$ – количество описаний для той или иной земной поверхности в обучающей выборке.

Графическая интерпретация рекуррентного вычисления диэлектрической проницаемости грунта представлена ниже (Рисунок 12).

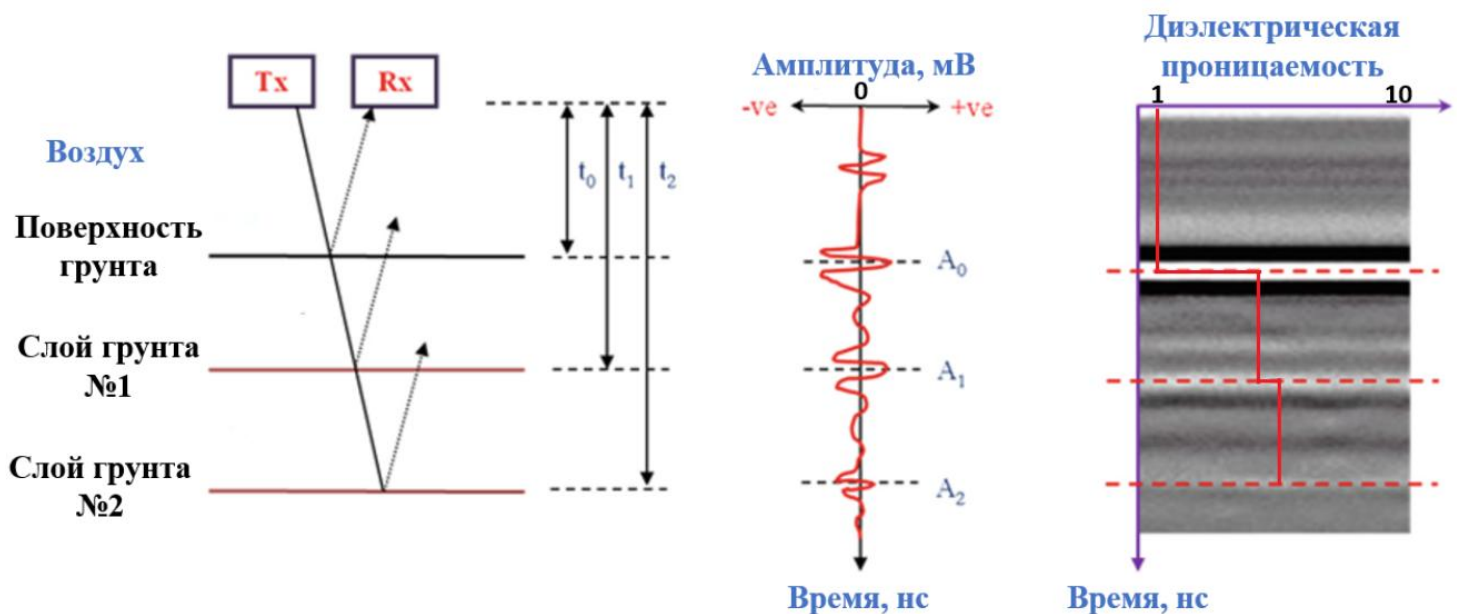


Рисунок 12– Графическая интерпретация процесса вычисления диэлектрической проницаемости грунта

Вектор ответов $y \in Y$ для представленной обучающей выборке с учетом теоретических знаний о твердости вышеприведенных грунтов запишется как:

$$y^0 = \left(0 \dots 0|_{N_{\text{торф}}} 0 \dots 0|_{N_{\text{вл.суглинок}}} 0 \dots 0|_{N_{\text{вл.глина}}} 0 \dots 0|_{N_{\text{вл.песок}}} \right)^T ;$$

$$y^1 = \left(1 \dots 1|_{N_{\text{сух.суглинок}}} 1 \dots 1|_{N_{\text{сух.глина}}} 1 \dots 1|_{N_{\text{сух.песок}}} \right)^T ;$$

$$y = \begin{pmatrix} y^0 \\ - \\ y^1 \end{pmatrix}.$$

Обучение многослойного перцептрона для решения задачи бинарной классификации производится так, чтобы минимизировать следующий функционал (бинарная кросс-энтропия):

$$\mathcal{L}(y_i, \hat{y}_i) = -\frac{1}{M} \sum_{i=1}^M y_i \lg \hat{y}_i + (1 - y_i) \lg (1 - \hat{y}_i) \rightarrow \min$$

где:

M – количество примеров в обучающей выборке; $y_i - i$ – е эталонное значение класса; $\hat{y}_i - i$ – е предсказанное перцептроном значение класса.

В данной работе для обучения многослойного перцептрона использовался метод Адама. Выбор в пользу данного метода обусловлен следующими положениями:

- за счет использования случайно выбранного некоторого вектора из обучающей выборки $x \in X$ во время процесса обучения метод стохастического градиентного спуска способен избегать локальных минимумов оптимизируемой функции $\mathcal{L}(y_i, \hat{y}_i)$;

- метод используется при обучении нейросетевых моделей на достаточно больших объемах данных, а также при использовании обучающей выборки с зашумленными данными.

Процесс обучения многослойного перцептрона по шагам на основе метода Адама запишется как:

Шаг 1. Инициализация случайным образом начальных весов $(w_{i_{\text{вх}}, j_{\text{скр1}}}^{\text{вх}})_0, \dots, (w_{i_{\text{скр}}, j_{\text{вых}}}^{\text{вых}})_0$, $i_{\text{вх}} = \overrightarrow{1, N_{\text{вх}}}$, $N_{\text{вх}}$ – количество нейронов во входном слое нейросетевой модели, $j_{\text{скр1}} = \overrightarrow{1, N_{\text{скр1}}}$, $N_{\text{скр1}}$ – количество нейронов в первом скрытом слое нейросетевой модели, $i_{\text{скр}} = \overrightarrow{1, N_{\text{скр}}}$, $N_{\text{скр}}$ – количество нейронов в последнем скрытом слое нейросетевой модели, $j_{\text{вых}} = \overrightarrow{1, N_{\text{вых}}}$, $N_{\text{вых}}$ – количество нейронов в выходном слое нейросетевой модели. В данном случае при инициализации весов использовалось равномерное распределение $w_{0i_{\text{вх}}, j_{\text{скр1}}}^{\text{вх}}, \dots, w_{0i_{\text{скр}}, j_{\text{вых}}}^{\text{вых}} \sim U\left(-\frac{1}{2n}, \frac{1}{2n}\right)$, n – количество описаний класса (для данной задачи $n = 2$).

Шаг 2. Инициализация количества эпох обучения нейросетевой модели, гиперпараметров β_1, β_2 ($\beta_1 = 0,9$; $\beta_2 = 0,99$), начального шага обучения h_0 ($h_0 = 0,001$), начального значения экспоненциального скользящего среднего градиента e_0 ($e_0 = 0$), начального значения квадратичного градиента s_0 ($s_0 = 0$), положительного малого числа α для предотвращения деления на 0 в процессе обучения ($\alpha = 10^{-8}$).

Шаг 3. Начало цикла по всему объему обучающей выборки. Далее покажем процесс отыскания значения веса на примере некоторого весового коэффициента выходного слоя нейронной сети $w_{i_{\text{скр}}, j_{\text{вых}}}^{\text{вых}}$ (для остальных весов процедура происходит аналогично).

Шаг 4. Выбирается случайным образом $x_i \in X$ – i – ый вектор из обучающей выборки $i = \overrightarrow{1, N}$.

Шаг 5. Обновление шага обучения h следующим образом:

$$e_k = \beta_1 e_{k-1} - (1 - \beta_1) \left(\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial w_{i_{\text{скр}}, j_{\text{вых}}}^{\text{вых}}} \right)_k ;$$

$$s_k = \beta_2 s_{k-1} - (1 - \beta_2) \left(\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial w_{i_{\text{скр}}, j_{\text{вых}}}^{\text{вых}}} \right)_k^2;$$

$$h_k = h_{k-1} \frac{e_k}{\sqrt{s_k + \alpha}}.$$

Шаг 6. Обновление весового коэффициента $w_{i_{\text{скр}}, j_{\text{вых}}}^{\text{вых}}$ как:

$$\left(w_{i_{\text{скр}}, j_{\text{вых}}}^{\text{вых}} \right)_k = \left(w_{i_{\text{скр}}, j_{\text{вых}}}^{\text{вых}} \right)_{k-1} - h_k \left(\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial w_{i_{\text{скр}}, j_{\text{вых}}}^{\text{вых}}} \right)_k;$$

где:

k — номер итерации вычисления $w_{i_{\text{скр}}, j_{\text{вых}}}^{\text{вых}}$;

$$\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial w_{i_{\text{скр}}, j_{\text{вых}}}^{\text{вых}}} = \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \hat{y}_l} \frac{\partial \hat{y}_l}{\partial S_\Sigma} \frac{\partial S_\Sigma}{\partial w_{i_{\text{скр}}, j_{\text{вых}}}^{\text{вых}}};$$

$$\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \hat{y}_l} = \frac{\hat{y}_l - y_l}{\hat{y}_l(1 - \hat{y}_l)};$$

$$\frac{\partial \hat{y}_l}{\partial S_\Sigma} = \frac{\partial f_{\text{акт.вых}}(S_\Sigma)}{\partial S_\Sigma};$$

$f_{\text{акт.вых}}(S_\Sigma)$ — используемая функция активации выходного слоя нейронной сети;

S_Σ — взвешенная сумма выходного слоя нейронной сети;

$$\frac{\partial S_\Sigma}{\partial w_{i_{\text{скр}}, j_{\text{вых}}}^{\text{вых}}} = f_{\text{акт.}i_{\text{скр}}} \left(S_{\Sigma i_{\text{скр}}} \right);$$

$f_{\text{акт.}i_{\text{скр}}} \left(S_{\Sigma i_{\text{скр}}} \right)$ — используемая функция активации i — го скрытого слоя нейронной сети;

$S_{\Sigma i_{\text{скр}}}$ — взвешенная сумма i — го скрытого слоя нейронной сети.

При решении задач бинарной классификации традиционно используют следующие функции активации нейрона:

1) функция активации сигмоида $f_{\text{акт1}}(x) = \frac{1}{1+e^{-x}}$ с соответствующей производной $\frac{df_{\text{акт1}}(x)}{dx} = f_{\text{акт1}}(x)(1 - f_{\text{акт1}}(x))$;

2) функция активации ReLU $f_{\text{акт2}}(x) = \begin{cases} x, x \geq 0; \\ 0, \text{иначе;} \end{cases}$ с соответствующей производной $\frac{df_{\text{акт2}}(x)}{dx} = \begin{cases} 1, x \geq 0; \\ 0, \text{иначе;} \end{cases}$;

3) функция активации Leaky ReLU $f_{\text{акт3}}(x) = \begin{cases} x, x \geq 0; \\ \alpha x, \text{иначе;} \end{cases}$ с соответствующей производной $\frac{df_{\text{акт3}}(x)}{dx} = \begin{cases} 1, x \geq 0; \\ \alpha, \text{иначе;} \end{cases}$ α – параметр смещения.

Выбор функции активации в данном исследовании выбирается эмпирически исходя из качества обучения нейросетевой модели с помощью использования той или иной $f_{\text{акт}}$.

Шаг 7. Повтор шагов 4 – 6 до достижения заданного количества эпох обучения нейронной сети.

Процесс получения входных весов нейросетевой модели происходит схожим образом, за исключением реализации шага 6, в котором градиент функции потерь по некоторому входному весовому коэффициенту вычисляется как:

$$\frac{\partial \mathcal{L}}{\partial w_{i_{\text{вх}}, j_{\text{скр}}}^{\text{ВХ}}} = \frac{\partial \mathcal{L}}{\partial \hat{y}_i} \frac{\partial \hat{y}_i}{\partial S_{\Sigma}} \frac{\partial S_{\Sigma}}{\partial f_{\text{акт}, j_{\text{скр}}} (S_{\Sigma j_{\text{скр}}})} \frac{\partial f_{\text{акт}, j_{\text{скр}}} (S_{\Sigma j_{\text{скр}}})}{\partial S_{\Sigma j_{\text{скр}}}} \frac{\partial S_{\Sigma j_{\text{скр}}}}{\partial w_{i_{\text{вх}}, j_{\text{скр}}}^{\text{ВХ}}};$$

где:

$$\frac{\partial S_{\Sigma}}{\partial f_{\text{акт}, j_{\text{скр}}} (S_{\Sigma j_{\text{скр}}})} = \hat{w}_{i_{\text{скр}}, j_{\text{вых}}}^{\text{ВЫХ}};$$

$\hat{w}_{i_{\text{скр}}, j_{\text{вых}}}^{\text{ВЫХ}}$ – оценка некоторого выходного нейрона, полученная в ходе описанного выше оптимизационного процесса;

$$\frac{\partial S_{\Sigma j_{\text{скр}}}}{\partial w_{i_{\text{вх}}, j_{\text{скр}}}^{\text{ВХ}}} = x_i(i_{\text{вх}});$$

$x_i(i_{\text{BX}})$ — компонента i_{BX} i — го вектора из обучающей выборки.

Здесь стоит отметить важное ограничение при использовании георадара на БВ при дистанционном исследовании грунтов [50, 57, 61], заключающееся в том, что рекомендуемая предельная дальность между расположением излучающей антенны георадара и облучаемой поверхности грунта необорудованного вертодрома не должна превышать длины излучаемой георадаром электромагнитной волны. Влияние увеличения дальности от грунта до антенны георадара на корректность георадиолокационного зондирования (амплитуда электромагнитной волны, отраженной от слоя грунта, затухает с ростом расстояния до зондируемого грунта [55]) представлено ниже (Рисунок 13).

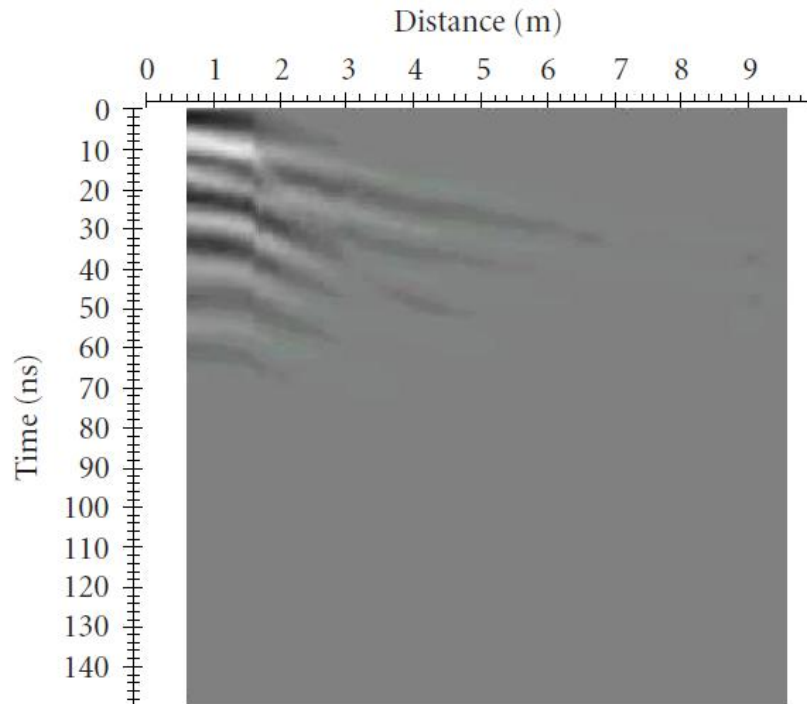


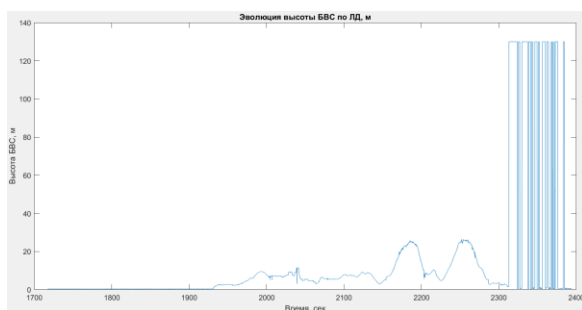
Рисунок 13— Радарограмма подстилающего грунта (при варьировании расстояния до облучаемого грунта, георадар 100 МГц)

С учетом приведенного выше материала дополнительно в данном диссертационном исследовании будет рассмотрена задача определения высоты БВС вертолетного типа на этапе осуществления посадки воздушного судна.

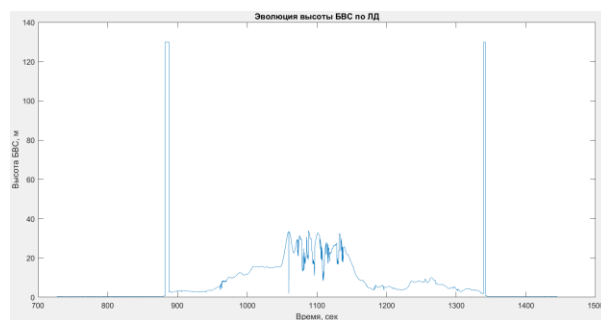
3.2. Алгоритм интегрированной навигационной системы вертикального канала беспилотного вертолета на этапе посадки

Традиционно основной бортовой навигационной системой является инерциальная система, характеризующаяся такими достоинствами как: повышенная степень автономности и помехозащищенности, а также высокой частотой обновления навигационного решения. Но вместе с тем инерциальная система начинает вырабатывать ошибки в своем решении с течением времени ее работы, появляющиеся из-за двойного интегрирования показаний инерциальных измерителей, имеющих систематические и случайные аддитивные погрешности. Особенно остро проявляется данный недостаток в случае навигации вертикального канала подвижного объекта вследствие искаженно вычисленного ускорения свободного падения. Для нивелирования ошибок инерциального счисления в данной работе предлагается использовать лазерный высотомер. Принцип определения дальности на основе лазерного высотомера основан на фиксировании времени прохождения луча лазерного излучения до отражающей поверхности и обратно. Данное устройство преимущественно используется при осуществлении взлета и посадки воздушного судна на относительно ровную земную поверхность, так как в процессе полета летательного аппарата могут встречаться участки густого лесного массива, резкого изменения рельефа подстилающей земной поверхности, что в итоге может сказаться на точности получаемого навигационного решения [35, 49].

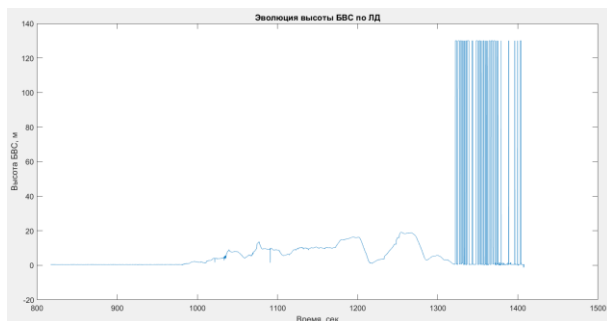
Ниже приведены примеры эволюции высоты БВ по показаниям бортового лидара на основе серии проведенных летных экспериментов (Рисунок 14).



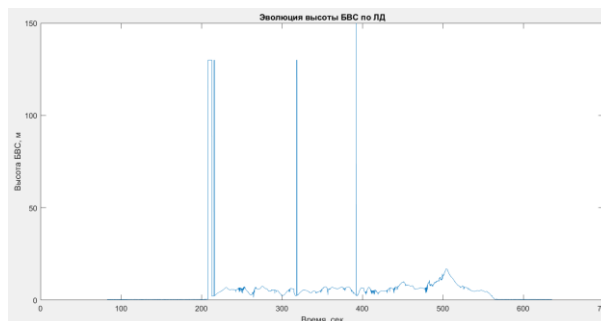
а)



б)



в)



г)

Рисунок 14– Примеры эволюции высоты БВС вертолетного типа над подстилающей поверхностью на основе ЛВ: а) – Эволюция высоты БВС вертолетного типа по ЛВ, пример №1; б) – Эволюция высоты БВС вертолетного типа по ЛВ, пример №2; в) – Эволюция высоты БВС вертолетного типа по ЛВ, пример №3; г) – Эволюция высоты БВС вертолетного типа по ЛВ, пример №4

Стоит отметить, что в данной работе комплексирование навигационной информации приведенных выше навигационных систем производилось по слабосвязанной схеме [7] с использованием фильтра Калмана [29, 31, 46, 59, 68, 70]. Далее представим функциональную схему интегрированной навигационной системы вертикального канала БВС вертолетного типа (Рисунок 15).

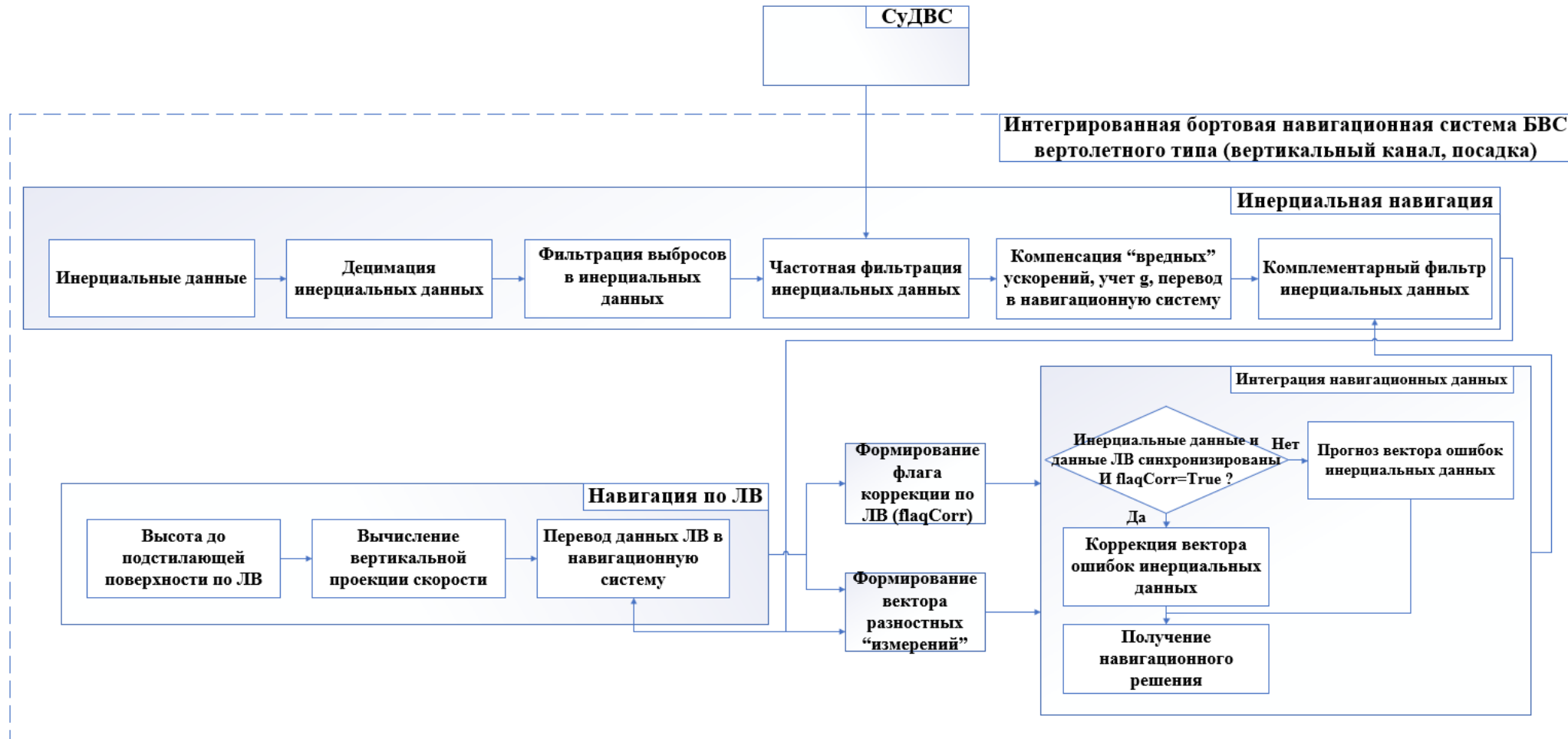


Рисунок 15– Функциональная схема интегрированной навигационной системы вертикального канала БВС вертолетного типа

При реализации алгоритма интеграции навигационных данных вертикального канала БВС вертолетного типа при посадке использовались следующие системы координат:

1. Навигационная система координат $OXYZ$ (горизонтный сопровождающий трехгранник) с началом в центре масс БВС вертолетного типа. Ось OZ направлена вверх вдоль местной вертикали, ось OX направлена на север по местному меридиану и ось OY направлена на восток по местной параллели.

2. Связанная система координат $Oxyz$ с началом в центре масс БВС вертолетного типа. Ось Oz направлена вверх параллельно оси вала НВ БВС вертолетного типа, ось Ox направлена параллельно строительной оси БВС вертолетного типа и ось Oy дополняет систему до правой тройки векторов.

3. Система координат БИНС на базе МЭМС $Ax_{\text{БИНС}}y_{\text{БИНС}}z_{\text{БИНС}}$ с началом в центре масс инерциальной системы. Ось $Az_{\text{БИНС}}$ направлена вниз параллельно оси вала НВ БВС вертолетного типа, ось $Ax_{\text{БИНС}}$ направлена параллельно строительной оси БВС вертолетного типа и ось $Ay_{\text{БИНС}}$ дополняет систему до правой тройки векторов.

4. Система координат ЛВ $Bx_{\text{ЛВ}}y_{\text{ЛВ}}z_{\text{ЛВ}}$ с началом в центре масс лазерного высотомера. Ось $Bz_{\text{ЛВ}}$ направлена вверх параллельно оси вала НВ БВС вертолетного типа, ось $Bx_{\text{ЛВ}}$ направлена параллельно строительной оси БВС вертолетного типа и ось $By_{\text{ЛВ}}$ дополняет систему до правой тройки векторов.

Далее представлены матрицы перехода между используемыми системами координат при решении задачи навигации вертикального канала БВС вертолетного типа на этапе осуществления посадки.

Переход от системы координат $Oxyz$ к системе координат $OXYZ$ осуществляется при помощи следующей матрицы:

$$R_{xyz}^{XYZ} = \begin{pmatrix} \cos\vartheta\cos\Psi & \sin\gamma\cos\Psi\sin\vartheta + \cos\gamma\sin\Psi & -\cos\gamma\cos\Psi\sin\vartheta + \sin\gamma\sin\Psi \\ -\cos\vartheta\sin\Psi & -\sin\gamma\sin\Psi\sin\vartheta + \cos\gamma\cos\Psi & \cos\gamma\sin\Psi\sin\vartheta + \sin\gamma\cos\Psi \\ \sin\vartheta & -\sin\gamma\cos\vartheta\cos\gamma\cos\vartheta & \cos\gamma\cos\vartheta \end{pmatrix};$$

где:

Ψ — угол рыскания воздушного судна;

γ — угол крена воздушного судна;

ϑ — угол тангажа воздушного судна.

Матрица, описывающая переход от системы координат $Ax_{\text{БИНС}}y_{\text{БИНС}}z_{\text{БИНС}}$ к системе координат $Oxyz$, задана следующим образом:

$$R_{x_{\text{БИНС}}y_{\text{БИНС}}z_{\text{БИНС}}}^{xyz} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{pmatrix}.$$

Переход от системы координат $Bx_{\text{ЛВ}}y_{\text{ЛВ}}z_{\text{ЛВ}}$ к системе координат $Oxyz$ задается матрицей вида:

$$R_{x_{\text{ЛВ}}y_{\text{ЛВ}}z_{\text{ЛВ}}}^{xyz} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Вертикальная проекция скорости БВС по ЛВ в данной работе вычисляется как:

1. Численное вычисление производной высоты ЛВ $H'_{\text{ЛВ}}$:

$$H'_{\text{ЛВ}} = \frac{H_{\text{ЛВ}}(t_i) - H_{\text{ЛВ}}(t_{i-1})}{\Delta t_{\text{ЛВ}}}; \quad (16)$$

где:

$\Delta t_{\text{ЛВ}}$ — время обновления измерения ЛВ;

2. Ограничение вычисленной производной $H'_{\text{ЛВ}}$:

$$H'_{\text{ЛВ огр.}} = \begin{cases} R\Delta t_{\text{ЛВ}} + H'_{\text{ЛВ}}, & H'_{\text{ЛВ}} > R; \\ F\Delta t_{\text{ЛВ}} + H'_{\text{ЛВ}}, & H'_{\text{ЛВ}} < F; \\ H'_{\text{ЛВ}}, & \text{иначе;} \end{cases} \quad (17)$$

где:

R –ограничение скорости изменения производной «сверху»;

F –ограничение скорости изменения производной «снизу»;

3. Сглаживание ограниченной производной $H'_{\text{ЛВ орг.}}$:

$$V_{z\text{ЛВ}} = \frac{H'_{\text{ЛВ орг.}}}{ts + 1}; \quad (18)$$

где:

τ – постоянная времени апериодического звена (выбирается эмпирически).

Перевод высоты БВ над земной поверхностью и вертикальной скорости воздушного судна на основе ЛВ в навигационную систему координат запишется как:

$$Z_{\text{ЛВ}} = R_{xyz}^{XYZ} R_{x_{\text{ЛВ}} y_{\text{ЛВ}} z_{\text{ЛВ}}}^{xyz} (X_{\text{ЛВ}}^{x_{\text{ЛВ}} y_{\text{ЛВ}} z_{\text{ЛВ}}} - R_{\text{ЛВ}}^{x_{\text{ЛВ}} y_{\text{ЛВ}} z_{\text{ЛВ}}}) [3]; \quad (19)$$

$$V_{z\text{ЛВ}} = (R_{xyz}^{XYZ} R_{x_{\text{ЛВ}} y_{\text{ЛВ}} z_{\text{ЛВ}}}^{xyz} V_{\text{ЛВ}}^{x_{\text{ЛВ}} y_{\text{ЛВ}} z_{\text{ЛВ}}} - R_{xyz}^{XYZ} W^{xyz} R_{x_{\text{ЛВ}} y_{\text{ЛВ}} z_{\text{ЛВ}}}^{xyz} R_{\text{ЛВ}}^{x_{\text{ЛВ}} y_{\text{ЛВ}} z_{\text{ЛВ}}}) [3]; \quad (20)$$

где:

$X_{\text{ЛВ}}^{x_{\text{ЛВ}} y_{\text{ЛВ}} z_{\text{ЛВ}}}$ – вектор местоположения беспилотного вертолета по ЛВ;

$$X_{\text{ЛВ}}^{x_{\text{ЛВ}} y_{\text{ЛВ}} z_{\text{ЛВ}}} = (0 \ 0 \ H'_{\text{ЛВ орг.}})^T;$$

$R_{\text{ЛВ}}^{x_{\text{ЛВ}} y_{\text{ЛВ}} z_{\text{ЛВ}}}$ – радиус-вектор от места установки ЛВ до БИНС;

$V_{\text{ЛВ}}^{x_{\text{ЛВ}} y_{\text{ЛВ}} z_{\text{ЛВ}}}$ – вектор линейной скорости БВС вертолетного типа по ЛВ;

$$V_{\text{ЛВ}}^{x_{\text{ЛВ}} y_{\text{ЛВ}} z_{\text{ЛВ}}} = (0 \ 0 \ V_{z\text{ЛВ}})^T;$$

$[3]$ – 3-я компонента получаемого вектора;

W^{xyz} – кососимметрическая матрица, состоящая из проекций вектора абсолютной угловой скорости вращения БВС вертолетного типа;

$$W^{xyz} = \begin{pmatrix} 0 & -w_y & w_z \\ w_y & 0 & -w_x \\ -w_z & w_x & 0 \end{pmatrix}.$$

Обработка инерциальных данных на базе МЭМС происходит следующим образом:

1.1. Децимация сигналов инерциальных данных.

1.2. Фильтрация выбросов в инерциальных данных.

Предварительно перед реализацией алгоритма фильтрации выбросов инерциальные данные были проверены на принадлежность распределения их значений нормальному закону с помощью критерия согласия Колмогорова – Смирнова, в основе которого лежит проверка нулевой гипотезы:

$$H0: F_T(x) = F(x)$$

альтернативным исходом является:

$$H1: F_T(x) \neq F(x)$$

где:

$F_T(x)$ – теоретическая функция нормального распределения случайной величины x ;

$F(x)$ – выборочная функция нормального распределения случайной величины x .

В соответствии с данным критерием проверка согласия теоретического и выборочного нормального распределения производится следующим образом:

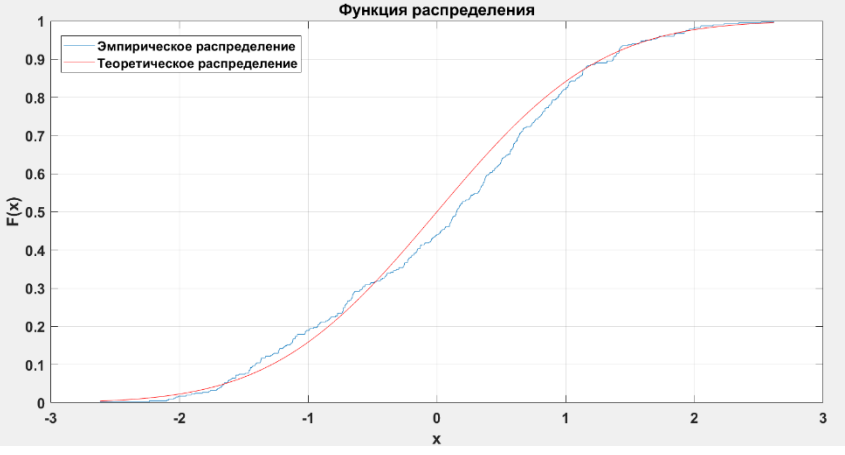
– на основе функции распределения Колмогорова для априори заданного значения доверительной вероятности α определяется квантиль x_α ;

– на основе значений $F_T(x)$ и $F(x)$ рассчитывается значение статистики D : $D = \sup_x |F_T(x) - F(x)|$;

– проверка условия вида (N – объем выборки данных): $\sqrt{N}D \leq x_\alpha$.

Выполнение вышеприведенного условия с априори заданной гарантированной вероятностью α позволяет не отвергнуть гипотезу $H0$ о том, что выборочное распределение $F(x)$ соответствует нормальному закону распределения. Ниже приведены результаты проверки на нормальность распределения некоторого набора инерциальных данных (Таблица 5).

Таблица 5— Результат проверки на нормальность распределения инерциальных данных

График функции распределения	Значение $\sqrt{ND}$	$\chi_{\alpha=0,01}$
	1,32	1,63
	1,48	

Продолжение таблицы 5

	1,45	1,63
	1,54	

С учетом результатов проверки на нормальность распределения инерциальных данных в данном исследовании отбраковку выбросов в показаниях предлагается осуществлять с помощью правила трех сигм [48]. Блок-схема алгоритма фильтрации выбросов в инерциальных данных представлена ниже (Рисунок 16).

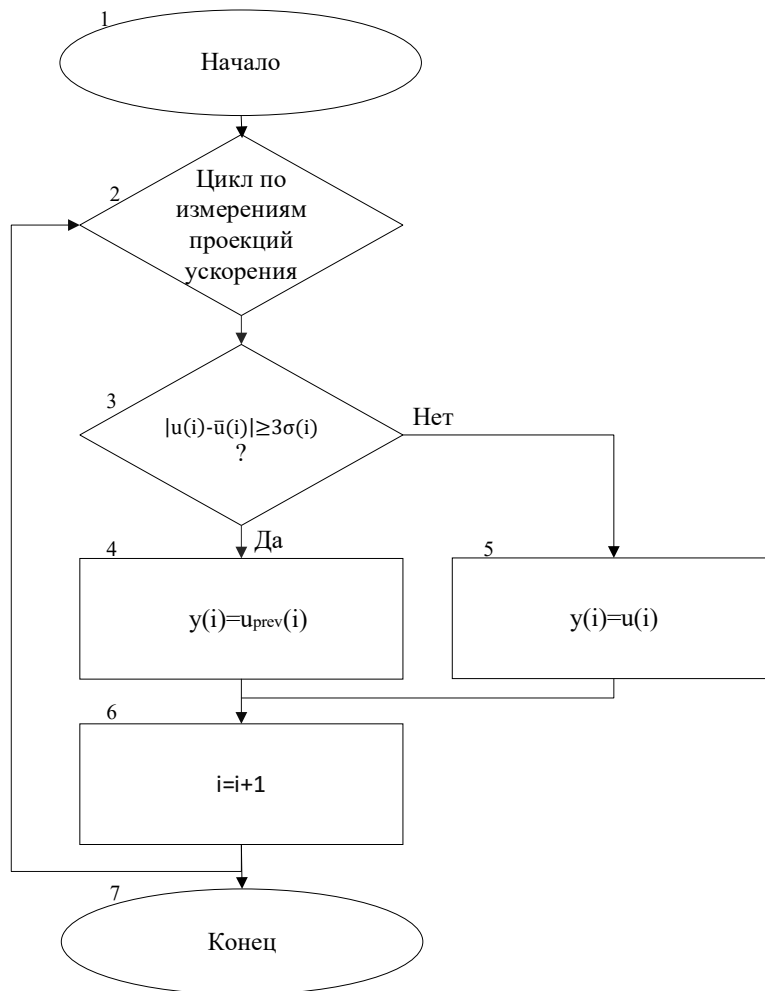


Рисунок 16– Блок-схема алгоритма фильтрации выбросов в инерциальных данных

Обозначения на приведенной выше блок-схеме:

i - индекс компоненты вектора ускорения БВ;

$u(i)$ - измерение i -ой проекции вектора ускорения БВ на текущей итерации;

$\bar{u}(i)$ – среднее значение i -ой проекции вектора ускорения БВ;

$\sigma(i)$ – СКО i -ой проекции вектора ускорения БВ;

$u_{prev}(i)$ – измерение i -ой проекции вектора ускорения БВ на предыдущей итерации;

y – фильтрованный от выбросов вектор ускорения БВ.

1.3. Частотная фильтрация инерциальных данных.

Ниже приведена схема проведения частотной фильтрации вектора ускорения БВ (Рисунок 17).

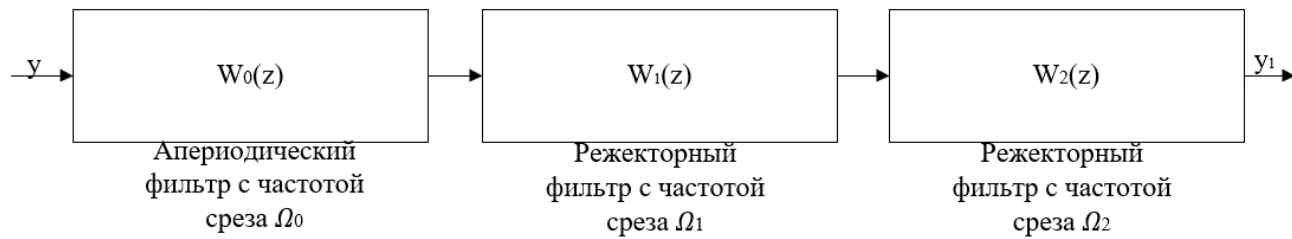


Рисунок 17– Схема частотной фильтрации измерений ускорения БВС вертолетного типа

На приведенной выше схеме обозначения:

Ω_0 – частота апериодического фильтра, Гц;

Ω_1 – частота вибраций несущего винта БВ, Гц;

$$\Omega_1 = \Omega_{\text{раб}} / (n * 60); \quad (21)$$

$\Omega_{\text{раб}}$ – рабочие обороты ДВС БВ, об/мин;

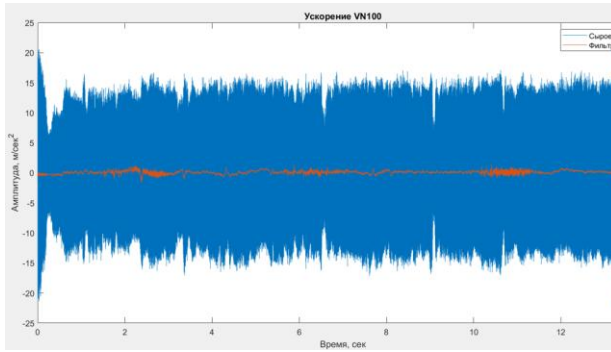
n – передаточное число от вала ДВС БВ к несущему винту;

Ω_2 – частота вибраций силовой установки БВ, Гц;

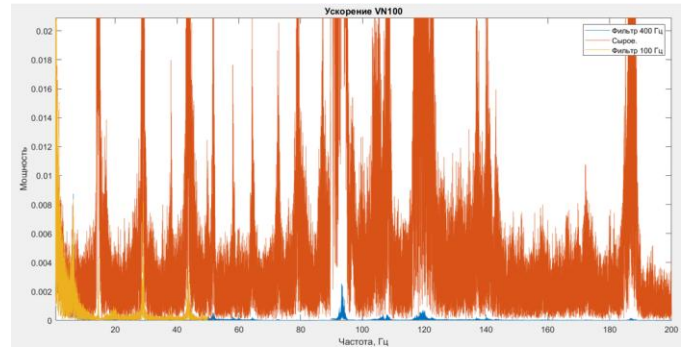
$$\Omega_2 = \Omega_{\text{раб}} / 60; \quad (22)$$

y_1 – результирующий фильтрованный вектор ускорения БВ.

Ниже показан результат работы вышеприведенной частотной фильтрации вертикальной проекции вектора ускорения беспилотного вертолета (Рисунок 18).



а)



б)

Рисунок 18– Результат проведения частотной фильтрации продольной проекции вектора ускорения БВС вертолетного типа: а) – Исходный и фильтрованный сигнал вертикальной проекции вектора ускорения воздушного судна во временной области; б) – Частотный спектр исходного и фильтрованного сигнала вертикальной проекции вектора ускорения воздушного судна

1.4. Компенсация вредных составляющих ускорения.

Перед тем как осуществить компенсацию вредных составляющих (ускорение Кориолиса и относительное ускорение) проекций вектора ускорения БВС вертолетного типа необходимо перевести соответствующий вектор инерциальных данных в навигационную систему:

$$\begin{pmatrix} acc'_X \\ acc'_Y \\ acc'_Z \end{pmatrix}_{\text{БИНС}}^{XYZ} = R_{xyz}^{XYZ} R_{x_{\text{БИНС}}y_{\text{БИНС}}z_{\text{БИНС}}}^{xyz} \begin{pmatrix} acc_{x_{\text{БИНС}}} \\ acc_{y_{\text{БИНС}}} \\ acc_{z_{\text{БИНС}}} \end{pmatrix}_{\text{БИНС}}^{x_{\text{БИНС}}y_{\text{БИНС}}z_{\text{БИНС}}} ; \quad (23)$$

Для вертикальной составляющей ускорения компенсация вредных составляющих будем производить на основе:

$$acc_Z = acc'_Z - \frac{v_{N\sim}^2}{R_1} tg\varphi_{\sim} + \frac{v_{E\sim}^2}{R_2} - 2v_{E\sim}\Omega_e cos\varphi_{\sim} - g(\varphi_{\sim}); \quad (24)$$

где:

$v_{E\sim}, v_{N\sim}, v_{U\sim}$ – вычисляемые проекции вектора скорости БВ в навигационной системе координат;

$\varphi_{\sim}$ – вычисляемая географическая широта БВ;

$g(\varphi_{\sim})$ – значение ускорения свободного падения на широте $\varphi_{\sim}$;

R_1 — радиус кривизны меридионального сечения земного эллипсоида;

R_2 — радиус кривизны экваториального сечения земного эллипсоида;

Ω_e — угловая скорость вращения Земли.

1.5. Комплементарный фильтр инерциальных данных.

Следует отметить, что в состав ошибок проекций вектора ускорения входят несколько компонентов помимо систематической составляющей. К таким компонентам относятся: дрейф акселерометров, который представляет собой медленное изменение показаний устройства с течением времени; погрешности масштабных коэффициентов акселерометров; погрешности, связанные с нелинейностью функционирования акселерометров; погрешности, вызванные перекосом осей чувствительности акселерометров. Математическая модель эволюции этих погрешностей и их статистические характеристики часто не известны. Для их определения можно воспользоваться статистической обработкой экспериментальных показаний инерциальной системы, полученных в лабораторных условиях с помощью специальных инструментальных средств [6, 10, 32]. В настоящем исследовании предлагается компенсировать уход инерциального счисления, вызванный суммарным влиянием данных погрешностей на основе использования следующего фильтра (Рисунок 19).

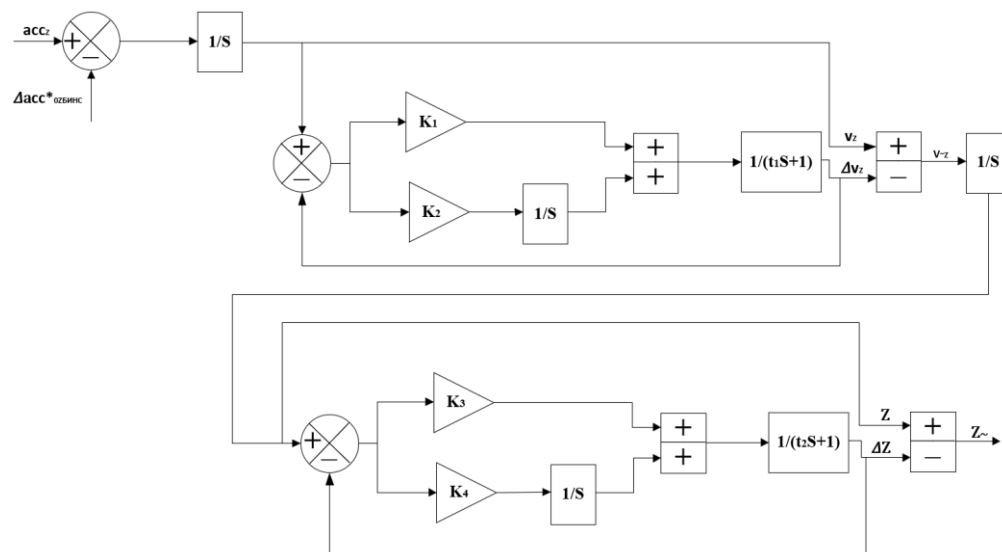


Рисунок 19– Комплементарный фильтр инерциальных данных

Вычисление проекции $v_{Z\sim}$ вектора скорости БВС вертолетного типа будем производить на основе следующих соотношений:

$$\begin{cases} (v_{Z\sim})_k = (v_{Z\sim})_{k-1} + ((acc_Z)_k - (\Delta acc_{0Z}^*)_k)\Delta t - (\Delta v_Z)_{k-1}; \\ (\Delta v_Z)_k = (K_1((v_{Z\sim})_k - (\Delta v_Z)_{k-1}) + K_2((I_1)_{k-1} + ((v_{Z\sim})_k - (\Delta v_Z)_{k-1})\Delta t)) \left(1 - e^{-\frac{t_k}{\tau_1}}\right); \end{cases} \quad (25)$$

где:

$(v_{Z\sim})_k$ – инерциальная вертикальная скорость беспилотного вертолета;

$(\Delta v_Z)_k$ – поправка к инерциальной скорости беспилотного вертолета;

$(\Delta acc_{0Z}^*)_k$ – значение оценки ошибки смещения нулевого сигнала вертикальной проекции вектора ускорения беспилотного вертолета;

K_1, K_2 – коэффициенты комплементарного фильтра;

$(I_1)_{k-1}$ – результат предыдущего интегрирования разности $v_{Z\sim} - \Delta v_Z$;

t_k – текущее время работы комплементарного фильтра;

τ_1 – постоянная времени апериодического звена;

k – текущая итерация функционирования комплементарного фильтра;

Δt – шаг дискретизации работы комплементарного фильтра.

В данном исследовании отыскание K_1, K_2, τ_1 происходит на основе решения следующей оптимизационной задачи:

$$K_1^*, K_2^*, \tau_1^* = \underset{\substack{K_{1min} \leq K_1 \leq K_{1max} \\ K_{2min} \leq K_2 \leq K_{2max} \\ \tau_{1min} \leq \tau_1 \leq \tau_{1max}}}{argmin} \left(\sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N \left(((v_{Z\sim})_i - (v_{Zзад})_i) - M\{v_{Z\sim} - v_{Zзад}\} \right)^2} \right); \quad (26)$$

где:

$M\{v_{Z\sim} - v_{Zзад}\}$ – математическое ожидание разности $v_{Z\sim} - v_{Zзад}$;

$v_{Zзад}$ – заданная вертикальная скорость БВС вертолетного типа.

Вычисление инерциальной высоты местоположения БВС вертолетного типа происходит по следующим выражениям:

$$\begin{cases} (Z_{\sim})_k = (Z_{\sim})_{k-1} + (v_{Z_{\sim}})_k \Delta t - (\Delta Z)_{k-1}; \\ (\Delta Z)_k = (K_3((Z_{\sim})_k - (\Delta Z)_{k-1}) + K_4((I_2)_{k-1} + ((Z_{\sim})_k - (\Delta Z)_{k-1})\Delta t)) \left(1 - e^{-\frac{t_k}{\tau_2}}\right); \end{cases} \quad (27)$$

где:

$(Z_{\sim})_k$ – инерциальная высота беспилотного вертолета;

$(\Delta Z)_k$ – поправка к инерциальной высоте беспилотного вертолета;

K_3, K_4 – коэффициенты комплементарного фильтра;

$(I_2)_{k-1}$ – результат предыдущего интегрирования разности $Z_{\sim} - \Delta Z$;

τ_2 – постоянная времени апериодического звена.

Оптимизационная задача для отыскания K_3, K_4, τ_2 принимает следующий

вид:

$$K_3^*, K_4^*, \tau_2^* = \underset{\substack{K_{3min} \leq K_3 \leq K_{3max} \\ K_{4min} \leq K_4 \leq K_{4max} \\ \tau_{2min} \leq \tau_2 \leq \tau_{2max}}}{\operatorname{argmin}} \left(\sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N \left(((Z_{\sim})_i - (Z_{\text{зад}})_i) - M\{Z_{\sim} - Z_{\text{зад}}\} \right)^2} \right); \quad (28)$$

где:

$M\{Z_{\sim} - Z_{\text{зад}}\}$ – математическое ожидание разности $Z_{\sim} - Z_{\text{зад}}$;

$Z_{\text{зад}}$ – заданная высота БВС вертолетного типа.

Здесь отметим, что выбор минимальных и максимальных значений для $K_1, K_2, \tau_1, K_3, K_4, \tau_2$ ($K_{1min}, K_{2min}, K_{3min}, K_{4min}, K_{1max}, K_{2max}, K_{3max}, K_{4max}, \tau_{1min}, \tau_{1max}, \tau_{2min}, \tau_{2max}$) выходит за рамки данного исследования. Далее распишем последовательность отыскания K_1, K_2, τ_1 .

Шаг 1. Инициализация $K_{1min}, K_{2min}, K_{1max}, K_{2max}, \tau_{1min}, \tau_{1max}$, приращений $\Delta K_1, \Delta K_2, \Delta \tau_1$, точности ε , по достижении которой прекращается процесс отыскания K_1, K_2, τ_1 . Начальные значения K_1, K_2, τ_1 принимаются равными $K_{1min}, K_{2min}, \tau_{1min}$.

Шаг 2. Функционирование комплементарного фильтра с текущими значениями K_1, K_2, τ_1 .

Шаг 3. Вычисление $\sigma = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N \left((v_{Z\sim})_i - (v_{Z\text{зад}})_i - M\{v_{Z\sim} - v_{Z\text{зад}}\} \right)^2}$.

Шаг 4. Если $\sigma \leq \varepsilon$, то процесс поиска K_1, K_2, τ_1 заканчивается. В противном случае повтор **шагов 2 – 4** с инкрементом τ_1 на $\Delta \tau_1$ (инкремент τ_1 осуществляется до τ_{1max}).

Шаг 5. Если при варьировании τ_1 не было достигнуто условия $\sigma \leq \varepsilon$, то осуществляется инкремент K_2 на ΔK_2 (инкремент K_2 осуществляется до K_{2max}), текущее значение τ_1 принимается равным τ_{1min} , осуществляется повтор **шагов 2 – 5**.

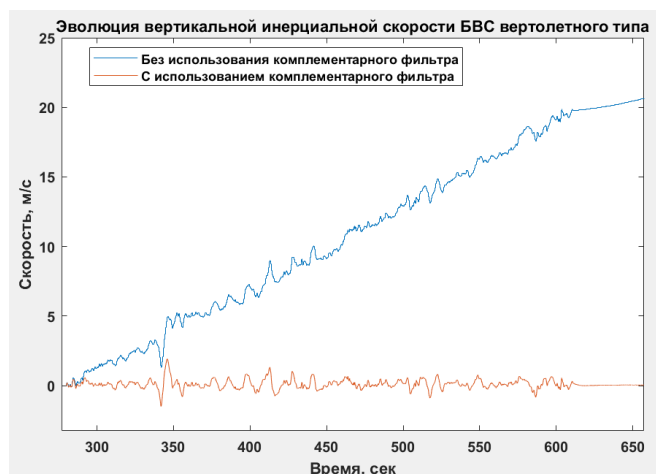
Шаг 6. Если при варьировании τ_1, K_2 не было достигнуто условия $\sigma \leq \varepsilon$, то осуществляется инкремент K_1 на ΔK_1 (инкремент K_1 осуществляется до K_{1max}), текущие значения τ_1, K_2 принимаются равными τ_{1min} и K_{2min} , осуществляется повтор **шагов 2 – 6**.

В случае, если по окончании всех шагов приведенного выше алгоритма не было достигнуто условие $\sigma \leq \varepsilon$, то значение ε увеличивается, осуществляется поиск коэффициентов заново. Получая K_1^*, K_2^*, τ_1^* для каждого набора летных данных БВС вертолетного типа, вычисляются средние значения $\bar{K}_1^*, \bar{K}_2^*, \bar{\tau}_1^*$. Последовательность отыскания K_3, K_4, τ_2 аналогична приведенной выше за тем

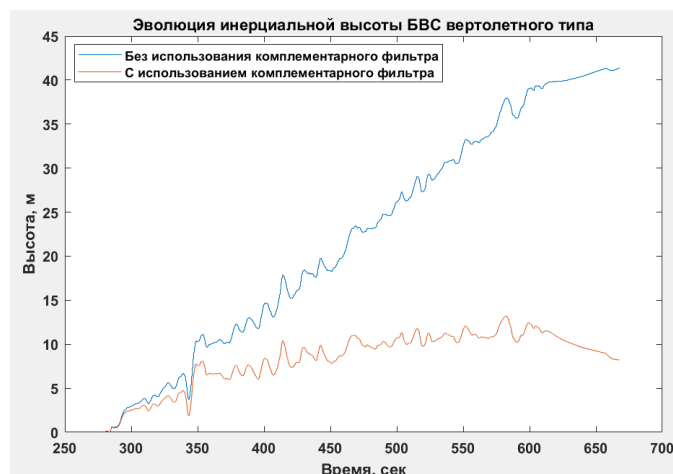
лишь исключением, что $\sigma = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N \left((Z_{\sim})_i - (Z_{\text{зад}})_i - M\{Z_{\sim} - Z_{\text{зад}}\} \right)^2}$.

Примеры отработки представленного выше комплементарного фильтра на основе

использования инерциальных данных, полученных в ходе летных испытаний опытного образца БВС вертолетного типа приведены ниже (Рисунок 20 и 21).

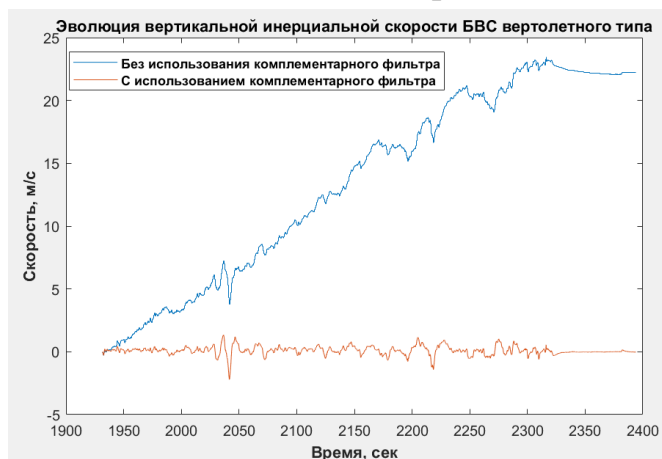


а)

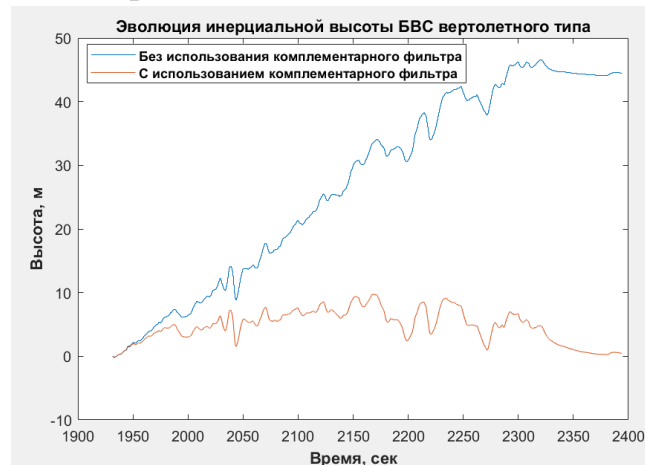


б)

Рисунок 20– Графическая интерпретация результата функционирования комплементарного фильтра инерциальных данных, пример №1: а) – Инерциальная вертикальная проекция скорости БВС вертолетного типа; б) – Инерциальная высота БВС вертолетного типа



а)



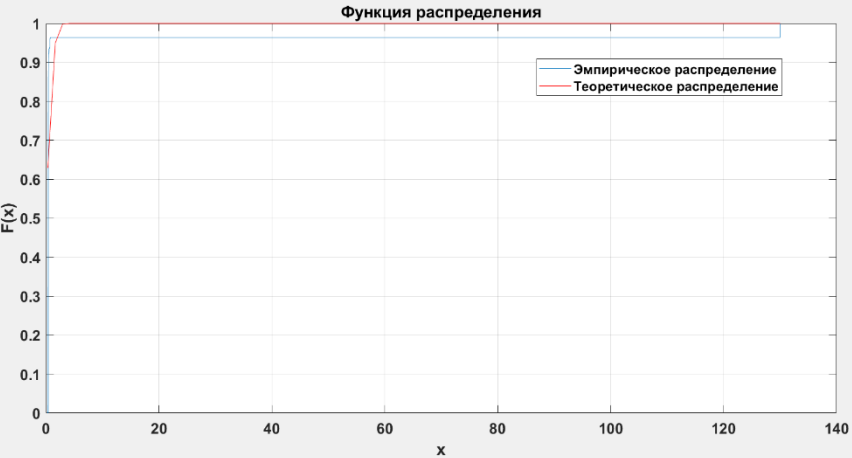
б)

Рисунок 21– Графическая интерпретация результата функционирования комплементарного фильтра инерциальных данных, пример №2: а) – Инерциальная вертикальная проекция скорости БВС вертолетного типа; б) – Инерциальная высота БВС вертолетного типа

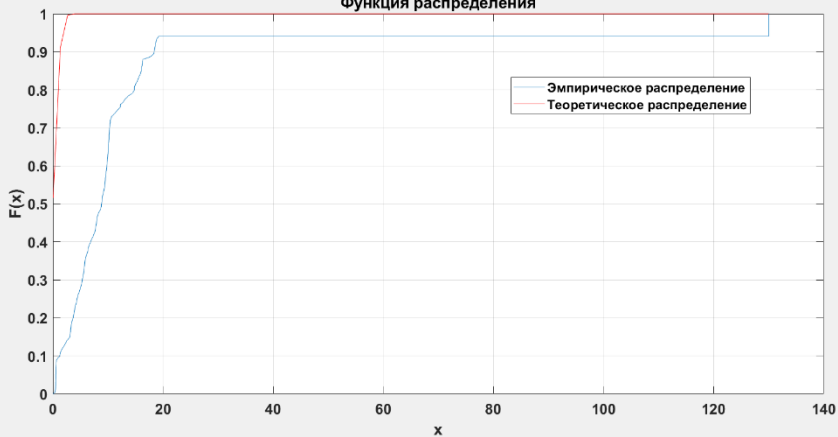
Исходя из того, что в показании лазерного высотомера возможно присутствие аномальных значений, предлагается осуществлять коррекцию вектора ошибок инерциального счисления не только при синхронизации навигационных данных, но и при формировании *flagCorr* – булева переменная, которая принимает значение *true* при наличии аномального значения в показаниях лазерного высотомера.

По аналогии с инерциальными данными предварительно данные лазерного высотомера были проверены на нормальность распределения с помощью статистического теста Колмогорова-Смирнова (Таблица 6).

Таблица 6- Результат проверки на нормальность распределения данных лазерного высотомера

График функции распределения	Значение $\sqrt{ND}$	$\chi_{\alpha=0,01}$
 Функция распределения Эмпирическое распределение Теоретическое распределение	20,23	1,63
 Функция распределения Эмпирическое распределение Теоретическое распределение	19,92	

Продолжение таблицы 6

	26,87	1,63
	21,19	

С учетом того, что данные лазерного высотомера не прошли проверку на нормальность распределения, то для отбраковки аномальных значений в показании ЛВ в данной работе рассматривается возможность использования следующих робастных подходов отбраковки аномальных значений к виду распределения данных: межквартильный интервал (IQR) и фильтр Хампеля [58].

Выбросом на основе использования межквартильного интервала считается значение, которое не попадает в интервал:

$$[Q1 - 1,5IQR; Q3 + 1,5IQR];$$

где:

$Q1$ — первая квартиль (25 %) рассматриваемой выборки данных;

$Q3$ — третья квартиль (75 %) рассматриваемой выборки данных;

$$IQR = Q3 - Q1.$$

Определение выброса в данных с помощью использования фильтра Хампеля происходит при невыполнении следующего условия:

$$|x - med_{data}| \leq 1,4826\sigma median(data_1);$$

где:

x — значение некоторого параметра из выборки $data$;

med_{data} — медиана выборки $data$;

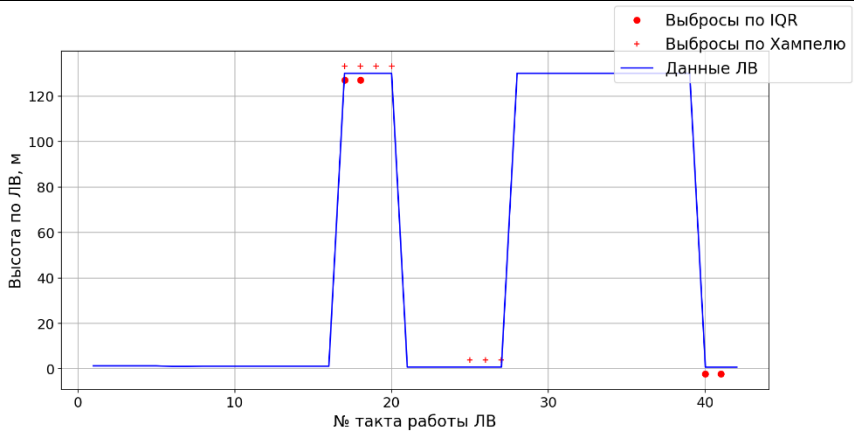
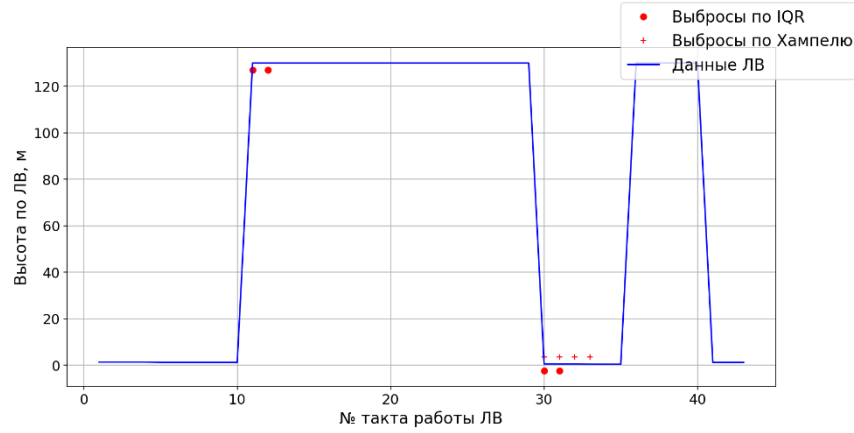
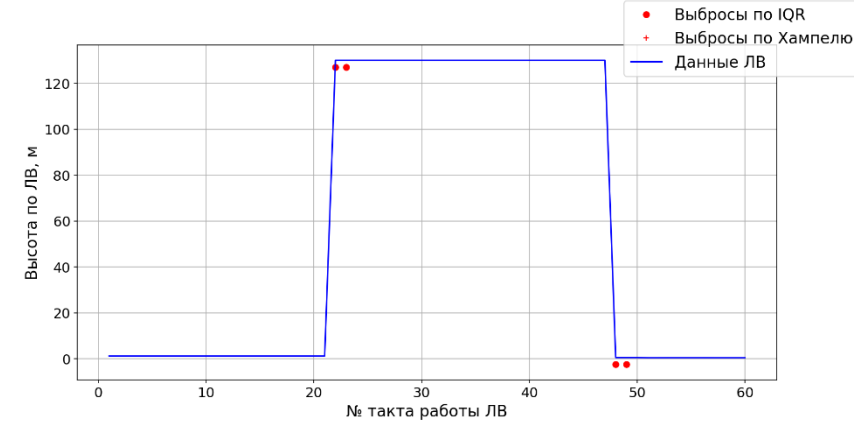
σ — настраиваемый параметр фильтра Хампеля;

$median$ — операция нахождения медианы выборки;

$data_1$ — выборка данных, из каждого элемента которой вычитается med_{data} , и далее каждый элемент новой выборки берется по модулю.

Результаты работы данных подходов по определению выбросов в данных лазерного высотомера приведены ниже (Таблица 7).

Таблица 7– Результат определения выбросов в данных лазерного высотомера

Графическая интерпретация определения выбросов	Количество во выбросах в данных	Количество правильно определенных выбросов	
		<i>IQR</i>	фильтр Хампеля
 Высота по ЛВ, м № такта работы ЛВ • Выбросы по IQR + Выбросы по Хампелю — Данные ЛВ	19	2	4
 Высота по ЛВ, м № такта работы ЛВ • Выбросы по IQR + Выбросы по Хампелю — Данные ЛВ	25	2	0
 Высота по ЛВ, м № такта работы ЛВ • Выбросы по IQR + Выбросы по Хампелю — Данные ЛВ	27	2	0

Для повышения количества правильно определенных выбросов в данных лазерного высотомера в настоящем исследовании предлагается использовать следующий алгоритм (Рисунок 22), в основе которого лежит отбраковка аномальных значений ЛВ, опираясь на маневренные возможности воздушного судна в вертикальной плоскости.

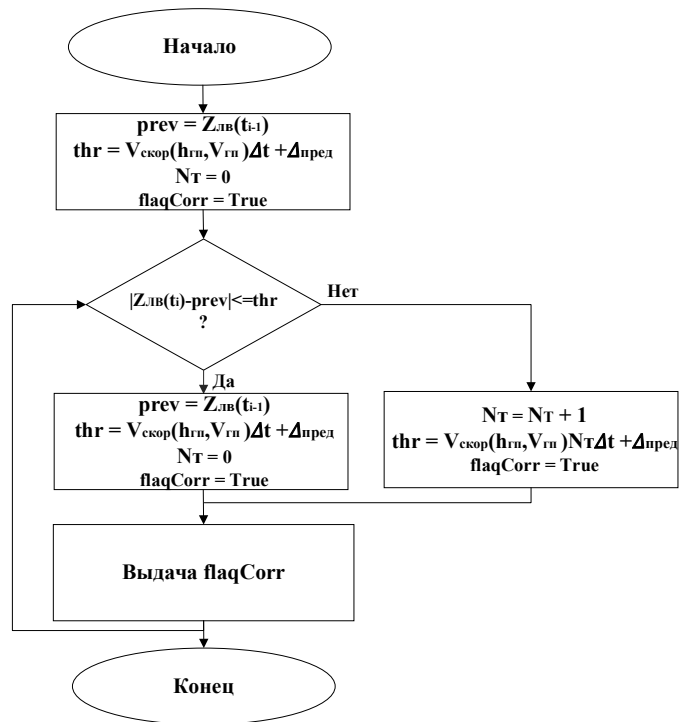


Рисунок 22– Блок -схема алгоритма формирования флага *flagCorr*

Обозначения на представленной выше блок-схеме:

prev – показание ЛВ на предыдущем такте его функционирования;

thr– текущий порог, при превышении которого будет фиксироваться выброс в показании ЛВ, м;

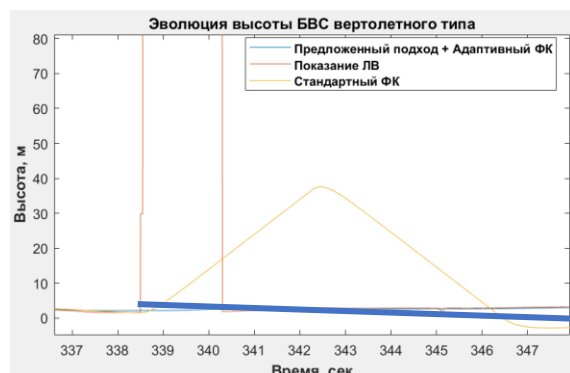
$V_{\text{скор}}(h_{\text{ГП}}, V_{\text{ГП}})$ – текущее значение скороподъемности беспилотного вертолета в зависимости от высоты ($h_{\text{ГП}}$) и скорости ($V_{\text{ГП}}$) горизонтального полета, м/с;

$\Delta_{\text{пред}}$ – предельное значение ошибки вычисления высоты по ЛВ, м;

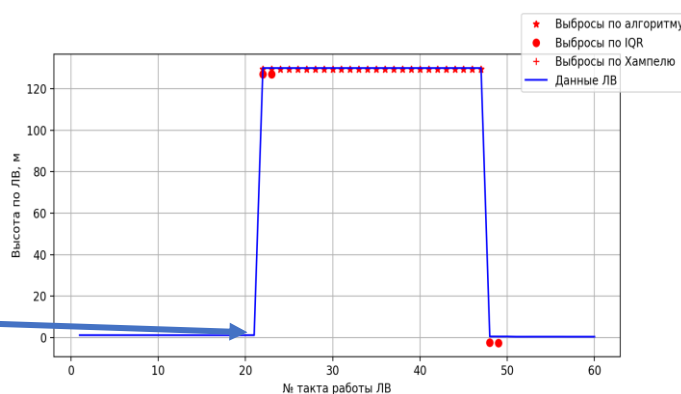
Δt – время дискретизации показаний ЛВ;

N_T – количество тактов присутствия аномального выброса в данных ЛВ.

Далее показаны графические фрагменты, иллюстрирующие работоспособность предложенного алгоритма по фиксации аномальных всплесков данных ЛВ по сравнению с используемыми подходами в аналогичных задачах фильтрации выбросов – межквартильный интервал и фильтр Хампеля (Рисунок 23 и 24).

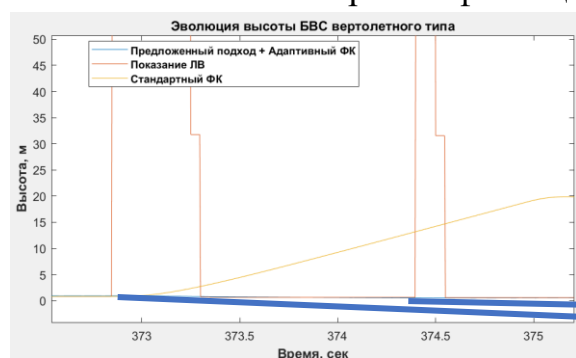


а)

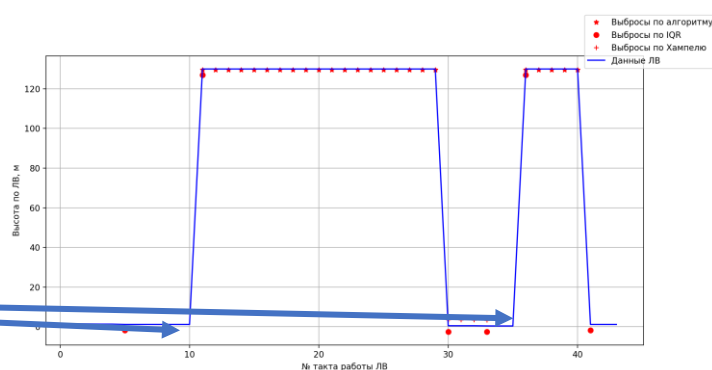


б)

Рисунок 23– Графическая интерпретация работы предложенного алгоритма фильтрации аномальных всплесков данных ЛВ, пример №1: а) – Укрупненный фрагмент эволюции высоты БВС вертолетного типа; б) – Результат работы алгоритма фиксации аномальных всплесков в показании ЛВ



а)



б)

Рисунок 24– Графическая интерпретация работы предложенного алгоритма фильтрации аномальных всплесков данных ЛВ, пример №2: а) – Укрупненный фрагмент эволюции высоты БВС вертолетного типа; б) – Результат работы алгоритма фиксации аномальных всплесков в показании ЛВ

Вектор разностных «измерений» запишется следующим образом ΔY :

$$\Delta Y = \begin{pmatrix} Z_{\sim} - Z_{\text{ЛВ}} \\ v_{Z_{\sim}} - V_{Z_{\text{ЛВ}}} \end{pmatrix}.$$

В связи с тем, что дисперсия выдаваемой ЛВ высоты БВ над подстилающей поверхностью неизвестна и не является постоянной во времени величиной в процессе движения последнего, то при реализации алгоритма интеграции навигационных данных ЛВ и БИНС предлагается использовать модификацию фильтра Калмана [51].

Вектор оцениваемых параметров ΔX представляет из себя следующее:

$$\Delta X = (\Delta Z_{\text{БИНС}} \Delta v_{Z_{\text{БИНС}}} \Delta a_{0Z_{\text{БИНС}}})^T;$$

где:

$\Delta Z_{\text{БИНС}}$ — ошибка инерциального счисления высоты БВ в навигационной системе координат, м;

$\Delta v_{Z_{\text{БИНС}}}$ — ошибка инерциального счисления вертикальной проекции вектора скорости БВ в навигационной системе координат, м/с;

$\Delta a_{0Z_{\text{БИНС}}}$ — ошибка смещения нулевого сигнала вертикальной проекции вектора ускорения БВ в навигационной системе координат, м / с².

Уравнения для прогноза оцениваемого вектора ошибок инерциальных данных и апостериорной ковариационной матрицы ошибок оценивания компонент вектора ΔX запишутся как:

$$\begin{cases} \Delta \hat{X}_k = \Phi \Delta X_{c-1}^*; \\ \hat{P}_k = \Phi P_{c-1}^* \Phi^T + G Q G^T; \end{cases} \quad (29)$$

где:

$\Delta \hat{X}_k$ — прогнозное значение оцениваемого вектора ошибок инерциальных данных на шаге k ;

Φ — переходная матрица системы;

$$\Phi = \begin{pmatrix} 1 & dt & dt^2/2 \\ 0 & 1 & dt \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix};$$

dt — время дискретизации (0,005 с);

ΔX_{c-1}^* — скорректированное значение оцениваемого вектора ошибок инерциальных данных на шаге $c - 1$ проведения коррекции;

$\hat{P}_k$ — прогнозное значение апостериорной ковариационной матрицы ошибок оценивания компонент вектора ΔX на шаге k ;

P_{c-1}^* — скорректированное значение апостериорной ковариационной матрицы ошибок оценивания компонент вектора ΔX на шаге $c - 1$ проведения коррекции;

G — матрица измерительных шумов инерциальных данных (в данном случае вектор размера $[3 \times 1]$);

$$G = \begin{pmatrix} dt^2/2 \\ dt \\ 0 \end{pmatrix};$$

Q — ковариационная матрица измерительных шумов инерциальных данных (в данном случае скаляр);

$$Q = \sigma_Z^2.$$

Соотношения на этапе коррекции вектора ΔX запишутся следующим образом:

$$\begin{cases} \tilde{R}_c = \alpha \max \left(1, \frac{tr(C_1)}{tr(C_2)} \right) \tilde{R}_{c-1}; \\ K_c = \hat{P}_k H (H \hat{P}_k H^T + \tilde{R}_c)^{-1}; \\ \Delta X_c^* = \Delta \hat{X}_k + K_c (\Delta Y_c - H \Delta \hat{X}_k); \\ P_c^* = (I - K_c H) \hat{P}_k; \end{cases} \quad (30)$$

где:

α — поправочный коэффициент (априори заданная положительная константа);

$$C_1 = \frac{1}{N} \sum_{j=0}^N (\Delta Y_{c-j} - H \Delta \hat{X}_{k-jK}) (\Delta Y_{c-j} - H \Delta \hat{X}_{k-jK})^T;$$

ΔY_c – вектор разностных «измерений» на c шаге проведения коррекции;

$\Delta \hat{X}_k$ – прогнозное значение оцениваемого вектора ошибок инерциальных данных на k шаге прогноза;

H – матрица наблюдаемости;

$$H = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{pmatrix};$$

N – количество тактов вычисления матрицы C_1 ;

K – количество временных отчетов, прошедших с последнего этапа коррекции;

j – текущий такт вычисления матрицы C_1 ;

$$C_2 = H \hat{P}_k H^T + \tilde{R}_{c-1};$$

$\tilde{R}_{c-1}$ – ковариационная матрица разностных «измерений» на шаге $c - 1$ проведения коррекции;

I – единичная матрица;

K_c – матрица коэффициентов усиления фильтра Калмана на c шаге коррекции.

В зависимости от режима работы фильтра Калмана (прогноз/коррекция) навигационное решение вертикального канала определяется как:

$$\begin{cases} (Z_{\text{БИНС/ЛВ}} v_{\text{ЗБИНС/ЛВ}})^T = (Z_{\sim} v_{Z_{\sim}})^T - ((\Delta \hat{Z}_{\text{БИНС}})_k (\Delta \hat{v}_{\text{ЗБИНС}})_k)^T, \text{ режим прогноза } \Delta X; \\ (Z_{\text{БИНС/ЛВ}} v_{\text{ЗБИНС/ЛВ}})^T = (Z_{\sim} v_{Z_{\sim}})^T - ((\Delta Z_{\text{БИНС}}^*)_c (\Delta v_{\text{ЗБИНС}}^*)_c)^T, \text{ режим коррекции } \Delta X; \end{cases}$$

где:

$Z_{\text{БИНС/ЛВ}}, v_{\text{ЗБИНС/ЛВ}}$ – получаемое интегрированное навигационное решение БИНС/ЛВ;

$(\Delta \hat{Z}_{\text{БИНС}})_k, (\Delta \hat{v}_{\text{ЗБИНС}})_k$ – элементы вектора ΔX на k шаге прогноза;

$(\Delta Z_{\text{БИНС}}^*)_c, (\Delta v_{\text{ЗБИНС}}^*)_c$ – элементы вектора ΔX на c шаге коррекции.

Здесь покажем, что следующая система является наблюдаемой:

$$\begin{cases} \Delta \dot{X}(t) = A(t)\Delta X(t); \\ \Delta Y(\tau) = H(\tau)\Delta X(\tau), \tau \in [t_0, t]. \end{cases}$$

Определение. Приведенная выше система называется вполне наблюдаемой в момент t , если существует момент t_0 такой, что можно определить состояние системы $\Delta X(t)$ из наблюдений $\Delta Y(\tau)$ на отрезке $t_0 \leq \tau \leq t$.

Теорема. Для наблюдаемости стационарной пары A, H необходимо и достаточно выполнения условия:

$$\text{rank} N = n, N = \begin{pmatrix} H \\ HA \\ \dots \\ HA^{n-1} \end{pmatrix}.$$

В текущей рассматриваемой задаче $n = 3$ — размерность ΔX . Матрица наблюдаемости N принимает следующий вид:

$$N = \begin{pmatrix} H \\ HA \\ HA^2 \end{pmatrix};$$

$$H = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}; \quad HA = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0,0025 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}; \quad HA^2 = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}.$$

Вычислим ранг матрицы N :

$$N = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 1 & 0,0025 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix};$$

1. от 3-й строки вычитаем 2 строку:

$$N = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0,0025 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix};$$

2. 3-ю строку делим на 0,0025:

$$N = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix};$$

3. от 4 и 5 строк вычитаем 3-ю строку:

$$N = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}.$$

Количество ненулевых строк матрицы $N - 3$ ($rank N = 3$), следовательно, в рассмотренной задаче навигации, используя описанный выше ΔY , возможно восстановить информацию о ΔX .

3.3. Вычисление вероятности пригодности необорудованной площадки по предельному значению высот элементов рельефа на основе лидарного сканирования подстилающей земной поверхности

Далее полагаем, что каждая ячейка матрицы высот неровностей на поверхности самого необорудованного вертодрома и области до $1,5D$ от его границ, полученная на основе лидарного сканирования, содержит в себе следующую информацию:

- высота какого-либо элемента рельефа подстилающей поверхности земли;
- значение мощности отраженного лазерного излучения от элемента рельефа поверхности земли – $pwr_{refl}, pwr_{refl} \in [0; 100]\%$.

Вычисление вероятности принадлежности необорудованного вертодрома по предельной высоте элементов рельефа на его поверхности и области за его границами на основе лидарного сканирования с помощью гистограммного подхода запишется следующим образом:

$$p_{\text{рельеф}} = \sum_{i=1}^{N_1} \frac{n_1^i}{n_1} \sum_{j=1}^{N_2} \frac{n_2^j}{n_2}. \quad (31)$$

Отметим, что здесь первый множитель является вероятностью пригодности площадки по предельной высоте элементов рельефа в области за пределом, а второй является вероятностью пригодности площадки по предельной высоте элементов рельефа внутри площадки.

Предварительно перед вычислением представленной выше вероятности осуществляется сортировка данных, полученных в ходе проведенного лидарного сканирования. При вычислении $p_{\text{рельеф}}$ используются только те высоты

элементов рельефа поверхности предполагаемого места посадки, которые удовлетворяют следующему условию:

$$pwr_{refl} > pwr_{thr};$$

где:

pwr_{thr} — пороговое значение мощности отраженного лазерного излучения, при котором обеспечивается $\Delta_{\text{ЛИДАР}}$ (предельная ошибка вычисления дальности до объекта по лидару, в работе принимается равной 10 см).

3.4. Оперативное принятие решения по посадке на текущий необорудованный вертодром/ перелету к следующему вертодрому

С учетом материала представленного в настоящей главе диссертационного исследования предлагается принятие решения по посадке на текущий необорудованный вертодром или по перелету к следующему вертодрому осуществлять с помощью решения следующих двух задач, а именно:

Задача 1. Принятие решения по снижению с высоты осуществления горизонтального полета БВС вертолетного типа до рекомендуемой высоты дистанционного георадиолокационного зондирования / перелету к следующему необорудованному вертодрому.

Задача 2. Принятие решения по посадке на текущий необорудованный вертодром / перелету к следующему вертодрому на основе следующей информации.

Далее рассмотрим математические постановки обозначенных выше задач по принятию решения выбора необорудованного вертодрома при осуществлении посадки БВ в непосредственной близости от предполагаемого места осуществления посадки.

3.4.1. Математическая постановка задачи принятия решения по снижению / перелету к следующему необорудованному вертодрому

В текущем исследовании принятие решения по снижению до рекомендуемой высоты дистанционного зондирования почвы с помощью георадара (D) / перелету к следующему необорудованному вертодрому (F) предлагается принимать на основе решения следующей оптимизационной задачи:

$$\mathcal{L}_1 = \left(p_{\text{рельеф}}^- + \frac{\Delta m_C}{m_0} \right) D + \left((1 + \alpha) \gamma \left(p_{\text{апр}}^- + \frac{\Delta m_{\text{П1}} + \Delta m_{\text{ГП}}}{m_0} \right) \right) F \rightarrow \min_{\substack{D \in \{0;1\} \\ F \in \{0;1\}}}; \quad (32)$$

где:

$p_{\text{рельеф}}^-$ – вероятность непригодности необорудованного вертодрома по требованиям к рельефу местности на основе проведенного лидарного сканирования;

$$p_{\text{рельеф}}^- = 1 - p_{\text{рельеф}};$$

Δm_C – количество расходуемого топлива БВ при выполнении снижения от высоты лидарного сканирования предполагаемого места посадки до рекомендуемой высоты георадиолокационного зондирования, кг;

$$\Delta m_C = \frac{C_C^{\text{уд}}(h_{\text{лидар}}, V_Z) N_C^{\text{пот}}(h_{\text{лидар}}, V_Z) (h_{\text{лидар}} - h_{\text{гео}})}{V_Z};$$

$C_C^{\text{уд}}(h_{\text{лидар}}, V_Z)$ – удельный расход топлива ДВС БВ при выполнении снижения от высоты выполнения лидарного сканирования подстилающей поверхности ($h_{\text{лидар}}$) до рекомендуемой высоты проведения георадиолокационного зондирования грунта места посадки ($h_{\text{гео}}$), $\frac{\text{кг}}{\text{ВТ} \cdot \text{ч}}$;

$N_C^{\text{пот}}(h_{\text{лидар}}, V_Z)$ – потребная мощность ДВС БВ для выполнения снижения от высоты выполнения лидарного сканирования подстилающей поверхности

$(h_{\text{лидар}})$ до рекомендуемой высоты проведения георадиолокационного зондирования грунта места посадки $(h_{\text{гео}})$, Вт;

V_Z – вертикальная скорость снижения БВ, км/ч;

$\Delta m_{\text{П1}}$ – количество затрачиваемого топлива БВ при выполнении подъема от высоты проведения лидарного сканирования подстилающей поверхности до высоты горизонтального полета, кг;

$$\Delta m_{\text{П1}} = \frac{C_{\text{П}}^{\text{уд}}(h_{\text{лидар}}, V_Z) N_{\text{П}}^{\text{пот}}(h_{\text{лидар}}, V_Z) (h_{\text{ГП}} - h_{\text{лидар}})}{V_Z};$$

$C_{\text{П}}^{\text{уд}}(h_{\text{лидар}}, V_Z)$ – удельный расход топлива ДВС БВ при выполнении подъема от высоты выполнения лидарного сканирования подстилающей поверхности до высоты горизонтального полета, $\frac{\text{кг}}{\text{Вт} \cdot \text{ч}}$;

$N_{\text{П}}^{\text{пот}}(h_{\text{лидар}}, V_Z)$ – потребная мощность ДВС БВ при выполнении подъема от высоты выполнения лидарного сканирования подстилающей поверхности до высоты горизонтального полета, Вт;

γ – весовой коэффициент, учитывающий неточность местоположения БВС вертолетного типа и ошибку позиционной информации ЦКМ при прогнозировании полетного времени / энергетических затрат на перелет к необорудованному вертодрому;

$$\gamma = \begin{cases} \sigma_{\text{ЦКМ}} / \Delta_{\text{треб.ЦКМ}}, \sigma_{\text{ЦКМ}} > \Delta_{\text{треб.ЦКМ}} \wedge \sigma_{\text{БВС}} \leq \Delta_{\text{треб.БВС}}; \\ \sigma_{\text{БВС}} / \Delta_{\text{треб.БВС}}, \sigma_{\text{ЦКМ}} \leq \Delta_{\text{треб.ЦКМ}} \wedge \sigma_{\text{БВС}} > \Delta_{\text{треб.БВС}}; \\ \sigma_{\text{БВС}} \sigma_{\text{ЦКМ}} / \Delta_{\text{треб.БВС}} \Delta_{\text{треб.ЦКМ}}, \sigma_{\text{ЦКМ}} > \Delta_{\text{треб.ЦКМ}} \wedge \sigma_{\text{БВС}} > \Delta_{\text{треб.БВС}}; \\ 1, \text{ иначе;} \end{cases} \quad (33)$$

$p_{\text{апр}}^-$ – вероятность непригодности необорудованного вертодрома по требованиям к рельефу местности на основе статистической обработки ЦКМ;

Введем следующее ограничение для данной задачи:

$$D + F = 1.$$

Здесь следует отметить, что – в вышеприведенном выражении сомножитель при D является потерями при осуществлении снижения БВС вертолетного типа

до рекомендуемой высоты георадиолокационного зондирования, а сомножитель при F имеет смысл потерь при полете к следующему необорудованному вертодromу с учетом априорной информации о нем соответственно.

3.4.2. Математическая постановка задачи принятия решения по посадке / перелету к следующей необорудованной площадке

По аналогии с предыдущим разделом настоящей главы диссертации принятие решения по посадке (L) / перелету к следующему необорудованному вертодromу (F) будет определяться по результату решения оптимизационной задачи вида:

$$\mathcal{L}_2 = R_{\text{грунт}}L + \left((1 + \alpha)\gamma \left(p_{\text{апр}}^- + \frac{\Delta m_{\text{П2}} + \Delta m_{\text{ГП}}}{m_0} \right) \right) F \rightarrow \min_{\substack{L \in \{0;1\}; \\ F \in \{0;1\}}}; \quad (34)$$

где:

$R_{\text{грунт}}$ — потери от ложно-положительных решений нейросетевого классификатора типа грунта;

$$R_{\text{грунт}} = FPRC_{0.5} + FPRC_1;$$

FPR — вероятность появления ложно-положительных решений нейросетевого классификатора;

$C_{0,5}$ — весовой коэффициент, учитывающий тяжесть последствий посадки на влажный мягкий грунт ($C_{0,5}=0,5$);

C_1 — весовой коэффициент, учитывающий тяжесть последствий посадки на болото ($C_1=1$);

$m_{\Pi 2}$ – количество затрачиваемого топлива БВ при выполнении подъема от рекомендуемой высоты проведения георадиолокационного сканирования до высоты горизонтального полета, кг;

$$\Delta m_{\Pi 2} = \frac{C_{\Pi}^{\text{уд}}(h_{\text{geo}}, V_Z) N_{\Pi}^{\text{пот}}(h_{\text{geo}}, V_Z)(h_{\Gamma\Pi} - h_{\text{geo}})}{V_Z};$$

$C_{\Pi}^{\text{уд}}(h_{\text{geo}}, V_Z)$ – удельный расход топлива ДВС БВ при выполнении подъема от рекомендуемой высоты проведения георадиолокационного сканирования до высоты горизонтального полета, $\frac{\text{кг}}{\text{Вт}\cdot\text{ч}}$;

$N_{\Pi}^{\text{пот}}(h_{\text{geo}}, V_Z)$ – потребляемая мощность ДВС БВ при выполнении подъема от рекомендуемой высоты проведения георадиолокационного сканирования до высоты горизонтального полета, Вт.

Ограничение для текущей задачи определяется как:

$$L + F = 1.$$

На основе представленного материала алгоритм решения задачи принятия решения по посадке не оборудованный вертодром можно представить как:

Шаг 1. Вычисление оптимизируемого критерия в (32) при $D = 0$ и $F = 1$:

$$L_1(D=0, F=1) = (1 + \alpha)\gamma \left(p_{\text{апр}}^- + \frac{\Delta m_{\Pi 1} + \Delta m_{\Gamma\Pi}}{m_0} \right).$$

Шаг 2. Вычисление оптимизируемого критерия в (32) при $D = 1$ и $F = 0$:

$$\mathcal{L}_1(D = 1, F = 0) = p_{\text{рельеф}}^- + \frac{\Delta m_C}{m_0}.$$

Шаг 3. В случае, если $\mathcal{L}_1(D = 1, F = 0) \leq \mathcal{L}_1(D = 0, F = 1)$ переход к шагу 4, иначе $F^* = 1$ – перелет к следующему необорудованному вертодрому.

Шаг 4. Вычисление оптимизируемого критерия в (34) при $L = 0$ и $F = 1$:

$$\mathcal{L}_2(L = 0, F = 1) = (1 + \alpha)\gamma \left(p_{\text{апр}}^- + \frac{\Delta m_{\Pi 2} + \Delta m_{\Gamma\Pi}}{m_0} \right).$$

Шаг 5. Вычисление оптимизируемого критерия в (34) при $L = 1$ и $F = 0$:

$$\mathcal{L}_2(L = 1, F = 0) = R_{\text{грунт}}.$$

Шаг 6. В случае, если $\mathcal{L}_2(L = 1, F = 0) \leq \mathcal{L}_2(L = 0, F = 1)$, то $L^* = 1$ – осуществление посадки на необорудованный вертодром, иначе $F^* = 1$ – перелет к следующему необорудованному вертодрому.

Далее представлена функциональная схема принятия решения по посадке на текущий необорудованный вертодром / перелету к следующему вертодрому в оперативном режиме (Рисунок 25).

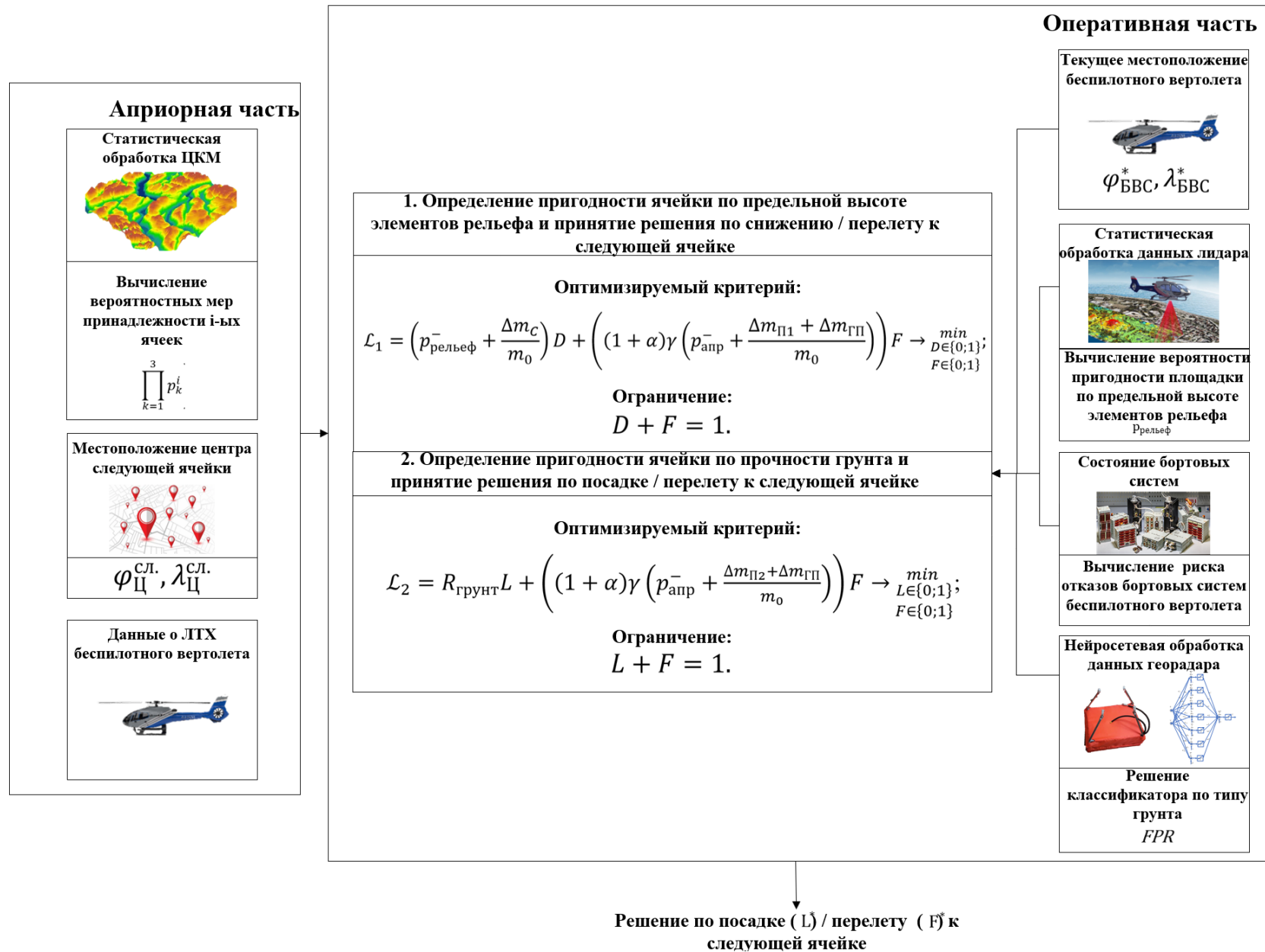


Рисунок 25– Функциональная схема оперативного принятия решения по посадке / перелету к следующему необорудованному вертодрому

Выводы к главе 3

1. Предложено разрешение требования к необорудованному «прочность грунта земной поверхности не менее 3 кгс/см^2 » как решение задачи бинарной классификации земной поверхности по прочности грунта на основе нейросетевой обработки показаний георадара. В качестве классификатора используется двухслойный перцептрон, на вход которого поступает вычисляемая георадаром диэлектрическая проницаемость зондируемого грунта и расчетная скорость распространения электромагнитной волны в нем, выходом нейронной сети является предсказанное значение принадлежности облучаемого грунта к одному из двух классов: «Грунт подходит для посадки» или «Грунт НЕ подходит для посадки».

2. Показано решение по вычислению высоты БВ на этапе осуществления посадки как задачи интеграции данных бесплатформенной инерциальной навигационной системы на базе МЭМС и лазерного высотомера для счисления высоты БВ над подстилающей земной поверхностью на основе применения адаптивной модификации фильтра Калмана с возможностью фиксации выбросов в показаниях лазерного высотомера.

3. Сформулирована математическая постановка задачи принятия решения по снижению до рекомендуемой высоты проведения георадиолокационного зондирования грунта / перелету БВ к следующему необорудованному вертодрому.

4. Сформулирована математическая постановка задачи принятия решения по посадке / перелету БВ к следующему необорудованному вертодрому.

ГЛАВА 4. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССА ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ БЕЗОПАСНОЙ ПОСАДКИ БЕСПИЛОТНОГО ВЕРТОЛЕТА НА НЕОБОРУДОВАННУЮ ПЛОЩАДКУ

4.1. Результат исследования алгоритма планирования облета необорудованных площадок на основе априорной информации цифровой карты местности

Для исследования алгоритма планирования облета необорудованных вертодромов с использованием данных общедоступной цифровой модели рельефа SRTM [67] и картографической карты OpenStreetMap [64] было разработано специальное ПМО «Программа для построения оптимального маршрута облета БВС вертолетного типа необорудованных вертодромов», внешний вид графического интерфейса которого представлен ниже (Рисунок 26).

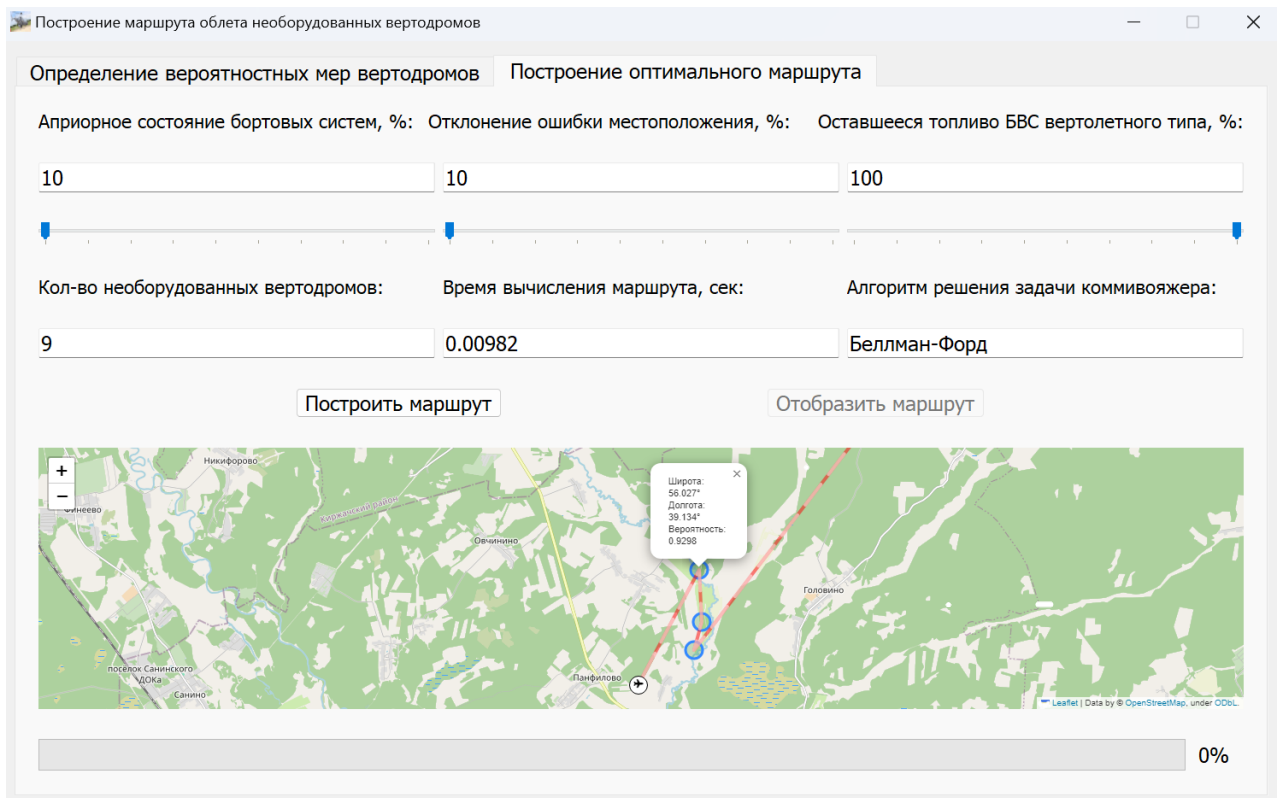


Рисунок 26— Графический интерфейс специального ПМО априорного планирования маршрута облета необорудованных вертодромов

Параметры имитационного моделирования, принятые при исследовании процесса построения оптимального маршрута облета необорудованных вертодромов:

1. Характеристики ЦКМ:

- высотная информация рельефа земной поверхности: SRTM;
- информация о типе объекта земной поверхности: OpenStreetMap.

2. Летно-технические характеристики БВ:

- $V_{ГП} = 120$ км/ч;
- потребная мощность ДВС БВС вертолетного типа для выполнения

горизонтального полета на заданной высоте $h_{зад}$ и с заданной горизонтальной скоростью полета $V_{ГП}$ вычисляется путем билинейной интерполяции зависимости $N_{ГП}^{пот}(h_{ГП}, V_{ГП})$ (Рисунок 28);

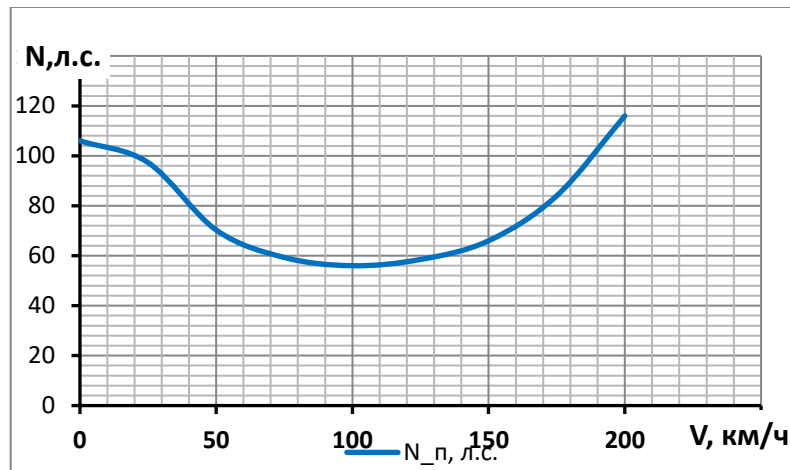


Рисунок 28– Потребная мощность ДВС БВ (высота полета 500м, стандартная атмосфера)

- удельный расход топлива ДВС БВ для выполнения горизонтального полета на заданной высоте $h_{\text{зад}}$ и с заданной горизонтальной скоростью полета $V_{\text{ГП}}$ вычисляется путем билинейной интерполяции зависимости $C_{\text{ГП}}^{\text{уд}}(h_{\text{ГП}}, V_{\text{ГП}})$ (Рисунок 29);

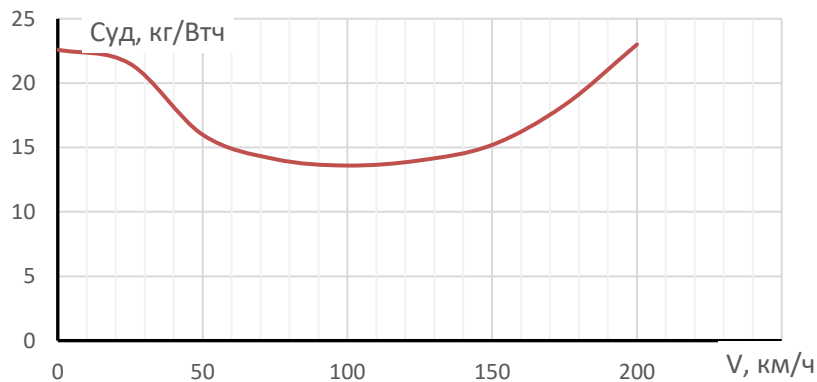
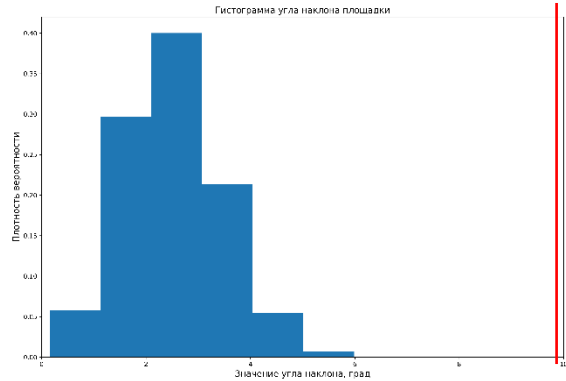
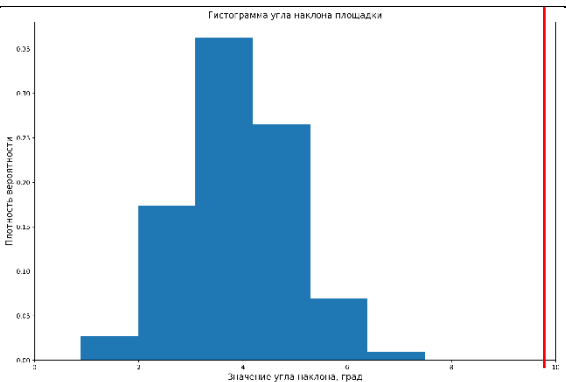


Рисунок 29– Удельный расход топлива БВ (высота полета 500м, стандартная атмосфера)

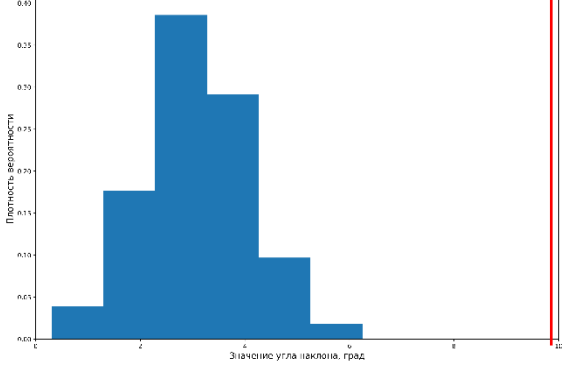
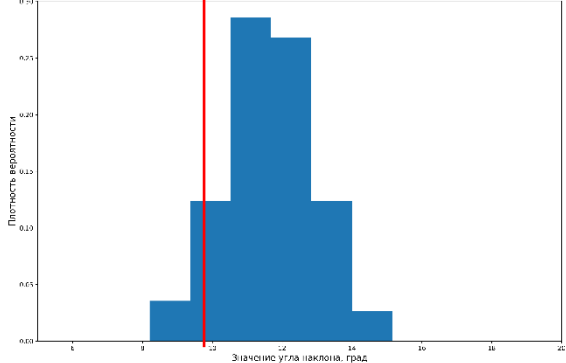
- $m_0 = 150$ кг.

Для верификации разработанного алгоритма вычисления угла наклона необорудованного вертодрома были взяты несколько потенциальных необорудованных вертодромов на равнинных, предгорных и гористых местностях Российской Федерации. Ниже представлен результат верификации разработанной методики (Таблица 8).

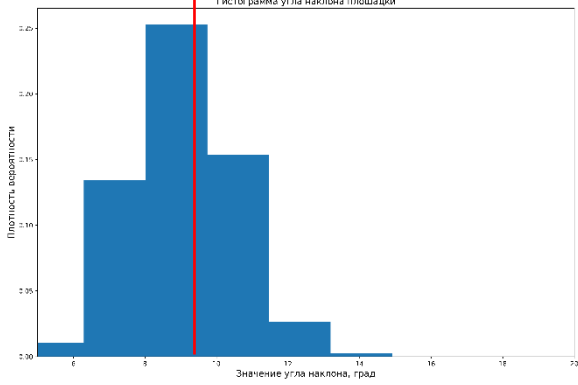
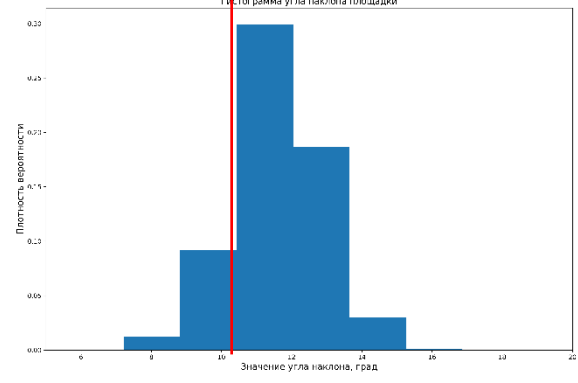
Таблица 8– Результат верификации разработанной методики определения угла наклона необорудованного вертодрома

Предполагаемое место необорудованного вертодрома	Спутниковый снимок района нахождения необорудованного вертодрома	Гистограмма распределения оценки угла наклона необорудованного вертодрома	Значение p_1
Равнинная местность —55°05'35.29'' с.ш., 33°44'57.91'' в.д., Российская Федерация, Смоленская область, Сафоновский район			1
Равнинная местность —55°47'28.32'' с.ш., 36°47'28.40'' в.д., Российская Федерация, Московская область, Одинцовский район			1

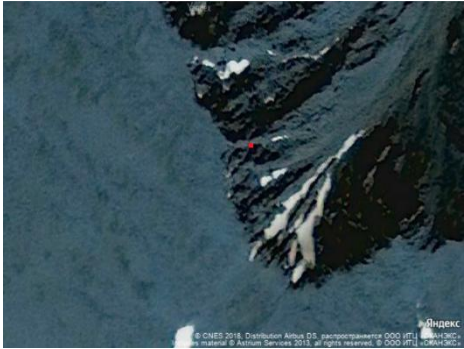
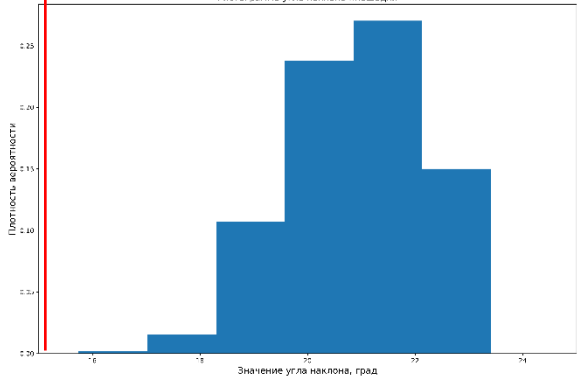
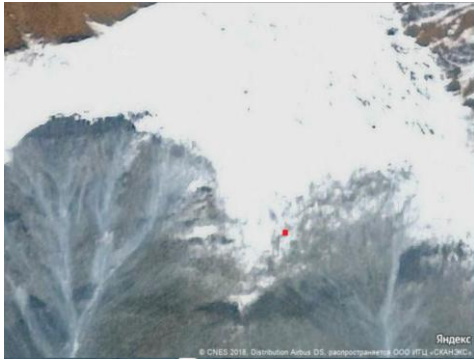
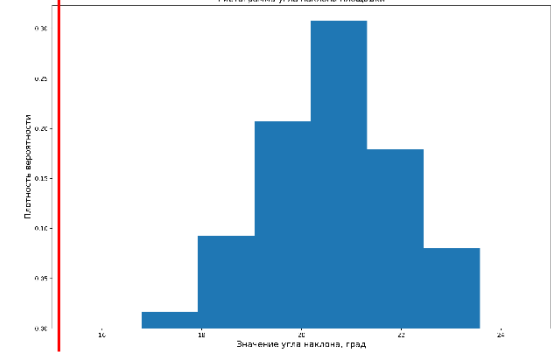
Продолжение таблицы 8

Равнинная местность –50°11'58.34'' с.ш., 30°45'17.95'' в.д., Российская Федерация, Новгородская область, Шимской район		Гистограмма угла наклона площадки 	1
Предгорная местность –63°02'17.53'' с.ш., 59°14'58.85'' в.д., Российская Федерация, Республика Коми, городской округ Усинск		Гистограмма угла наклона площадки 	0,16

Продолжение таблицы 8

Предгорная местность —63°19'33.1'' с.ш., 59°46'33.29'' в.д., Российская Федерация, Республика Коми, городской округ Вуктыл		Гистограмма угла наклона площади 	0,56
Предгорная местность —67°18'59.84'' с.ш., 64°52'5.93'' в.д., Российская Федерация, Республика Коми, городской округ Воркута		Гистограмма угла наклона площади 	0,21

Продолжение таблицы 8

Гористая местность —66°53'57.33'' с.ш., 65°40'34.28'' в.д., Российская Федерация, Я-Н автономный округ, поселок городского типа Харп		Гистограмма угла наклона площадки 	0
Гористая местность —63°41'23.98'' с.ш., 147°44'06.15'' в.д., Российская Федерация, Магаданская область, городской округ Сусуманский		Гистограмма угла наклона площадки 	0

Ниже представлен пример планирования маршрута облета необорудованных вертодромов в условиях variability предложенной вероятностной функции потерь с помощью использования специального ПМО (Рисунок 30).

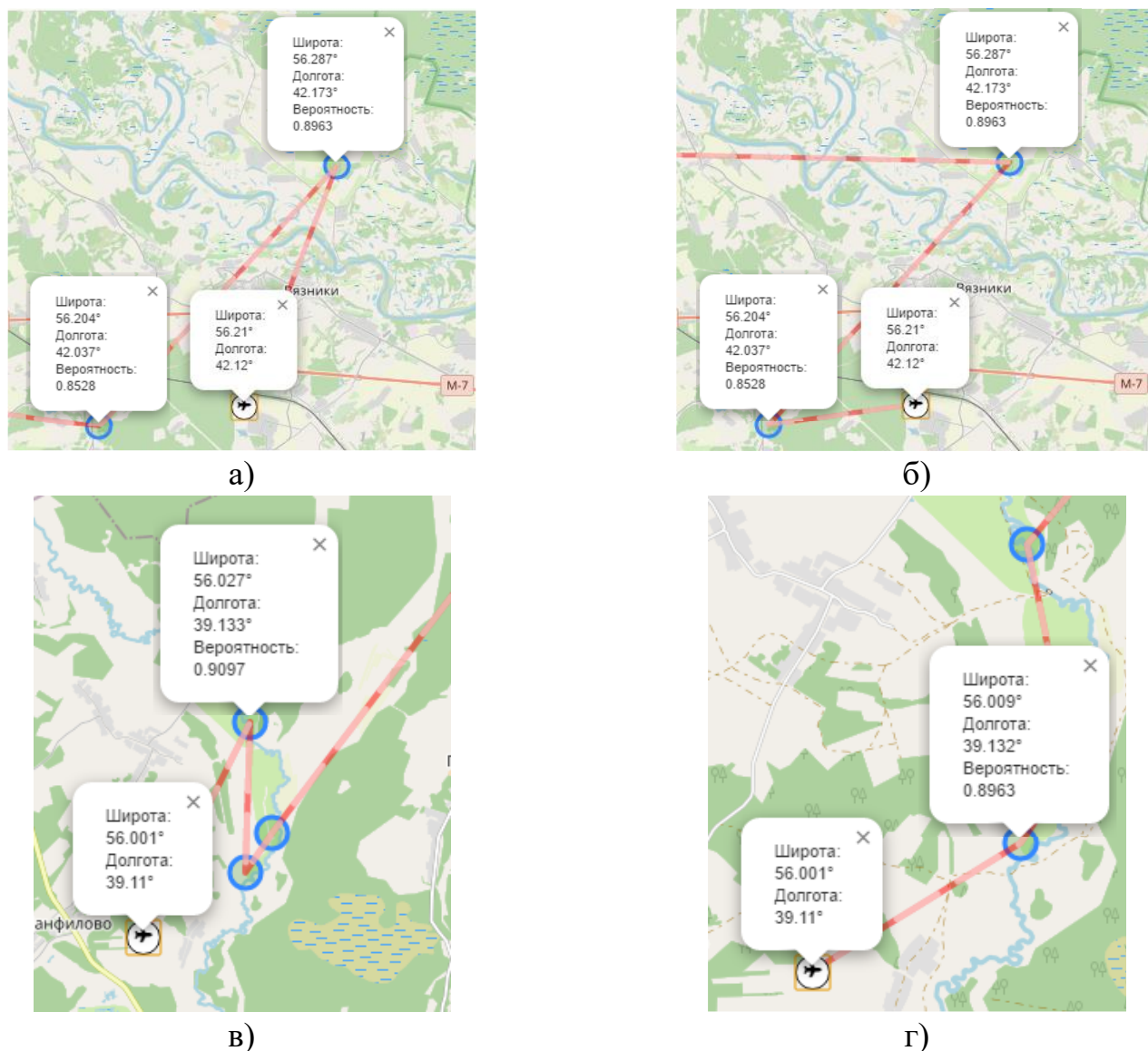


Рисунок 30– Графические примеры построения маршрута облета необорудованных вертодромов при разных параметрах моделирования процесса: а) - Время наработки на отказ бортовых систем 10 % от изначального; б) - Время наработки на отказ бортовых систем 60 % от изначального; в) - Процент оставшегося топлива от изначального 80 %; г) - Процент оставшегося топлива от изначального 20 %

Ниже показана зависимость средней вероятности выбираемого необорудованного вертодрома при вариации значений риска отказов бортовых систем и объема оставшегося топлива ДВС БВ в процессе отыскания оптимального маршрута облета на основе проведенных 10000 экспериментов (Рисунок 31).

Вероятность выбираемого необорудованного вертодрома

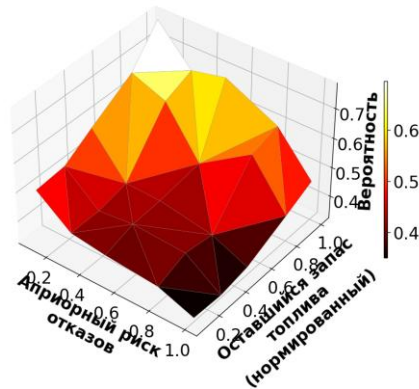


Рисунок 31– Графическая интерпретация вероятности выбираемого необорудованного вертодрома

Далее на рисунке 32 приведена зависимость вычислительных затрат построения оптимального маршрута облета необорудованных вертодромов от их количества при использовании разных алгоритмов к его построению (Raspberry Pi 3 model b: ЦП: 1,2GHz Quad-Core ARM Cortex-A53; ОП: 1Gb LPDDR2 900 MHz).

Вычислительная сложность решения задачи планирования

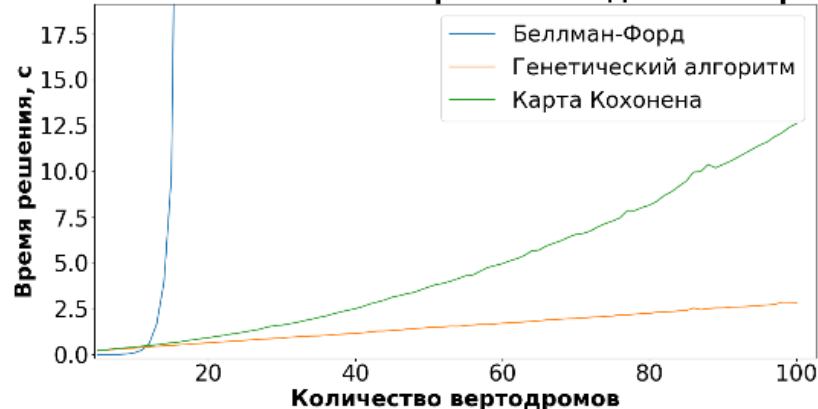


Рисунок 32– Вычислительная сложность построения оптимального маршрута облета необорудованных вертодромов

4.2. Результат верификации нейросетевого подхода при решении задачи бинарной классификации типа грунта по его допустимой прочности

Далее показаны результаты решения задачи бинарной классификации на основе использования открытых данных зондирования почвы (георадар с частотой излучения электромагнитной волны 100 МГц [45]), полученные в ходе отработки специального ПМО «Программа для решения задачи классификации типа грунта необорудованного вертодрома». Графический интерфейс специального ПМО продемонстрирован ниже (Рисунок 33).

Бинарная классификация типа грунта

Модель Подготовка данных Графики обучения Оценка результатов

Характеристики модели

Добавление слоя в список Linear Добавить

Слой	Функция активации	Вход	Выход	Смещение
1	Linear	2	7	☒
2	LeakyReLU			Кoeffициент отрицательного наклона: 0.01
3	Linear	7	7	☒
4	LeakyReLU			Кoeffициент отрицательного наклона: 0.01
5	Linear	7	1	☒

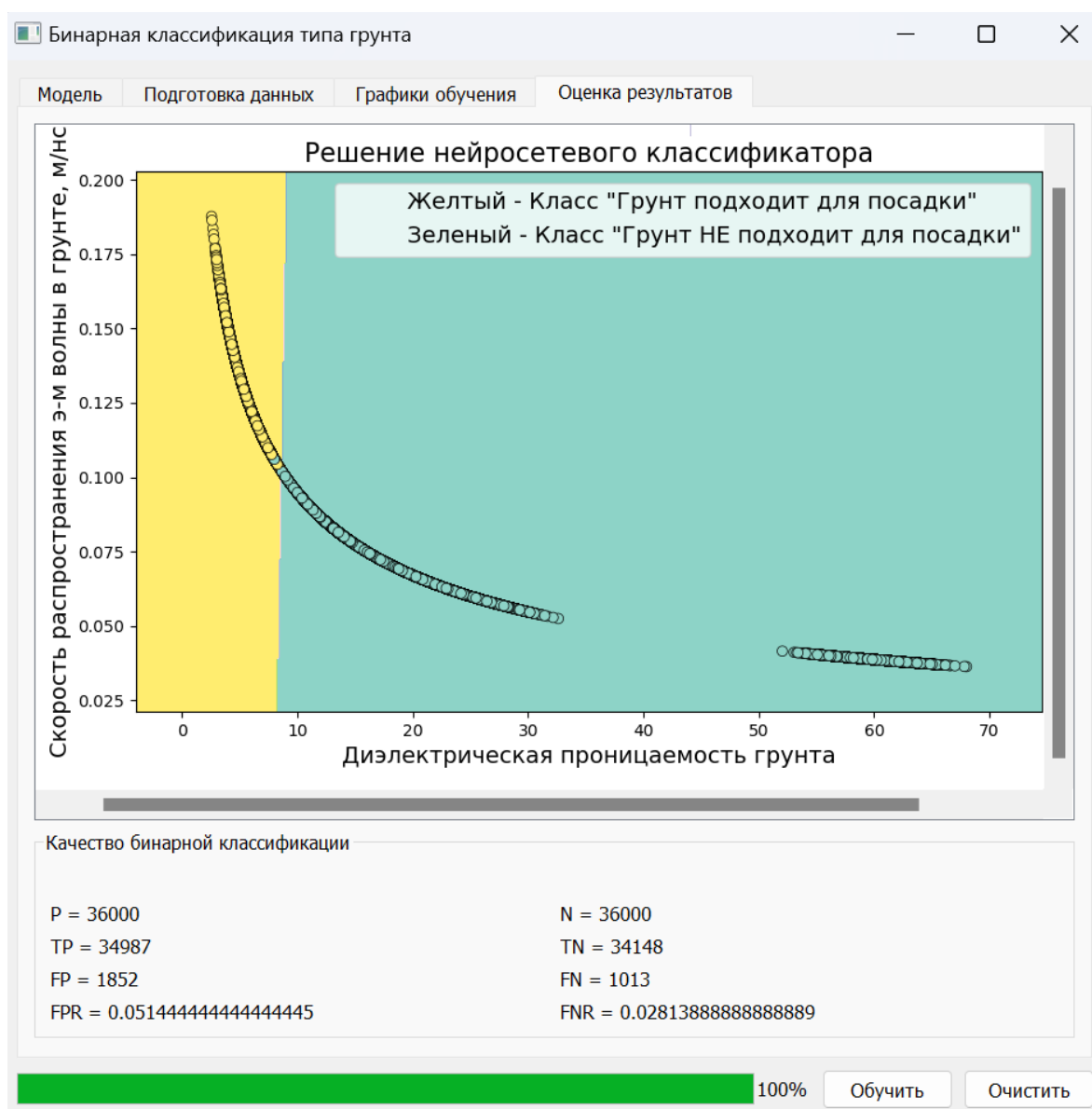
Зафиксировать Изменить Очистить

Выбор функции потерь BCEWithLogitsLoss Зафиксировать Изменить

Параметр оптимизатора Скорость обучения 0.01 Зафиксировать Изменить

0% Обучить Очистить

а)



б)

Рисунок 33– Графический пользовательский интерфейс ПМО решения задачи бинарной классификации типа грунта: а) – Вкладка создания нейросетевой модели; б) – Вкладка отображения результатов решения задачи бинарной классификации типа грунта

Обозначения на приведенном выше рисунке:

P – общее количество положительных решений (грунт, подходящий для посадки) в рассматриваемой выборке данных;

N – общее количество отрицательных решений (грунт, не подходящий для посадки) в рассматриваемой выборке данных;

TP — количество положительных решений в рассматриваемой выборке данных, предсказанных классификатором;

TN — количество отрицательных решений в рассматриваемой выборке данных, предсказанных классификатором;

FP — количество ложно-положительных решений в рассматриваемой выборке данных;

FN — количество ложно-отрицательных решений в рассматриваемой выборке данных;

FPR — вероятность появления ошибки 1 рода: $FPR = \frac{FP}{FP+TN}$;

FNR — вероятность появления ошибки 2 рода: $FNR = \frac{FN}{FN+TP}$.

Качество решения бинарной классификации типа грунта необорудованного вертодрома на основе использования нейросетевой модели, обученной на основе выборки данных георадара объема 240000 пар значений диэлектрической проницаемости (ε) грунта и скорости распространения электромагнитной волны (ν) в нем, было проверено на тестовой выборке (объем 72000 пар значений ε и ν) приведено ниже (Таблица 9).

Таблица 9— Показатели качества бинарной классификации типа грунта

$TPR, \%$	$FPR, \%$	$TNR, \%$	$FNR, \%$
99,95	0,05	99,97	0,03

TPR — вероятность правильной классификации положительных решений в рассматриваемой выборке данных (вероятность правильной классификации подходящего грунта для осуществления посадки): $TPR = \frac{TP}{FP+TN}$;

TNR — вероятность правильной классификации отрицательных решений в рассматриваемой выборке данных (вероятность правильной классификации неподходящего грунта для осуществления посадки): $TNR = \frac{TN}{FN+TP}$.

Зависимость точности обучения нейросетевой модели от выбранной архитектуры, а также от количества эпох обучения представлена ниже (Таблица 10).

Таблица 10– Точность обучения нейросетевой модели

Количество эпох обучения	Функция активации ($f_{\text{акт}}$)	Количество нейронов в скрытом слое	Значение $\mathcal{L}(y, \hat{y})$
500	Сигмоида	3	0,075
		5	0,057
		7	0,049
		10	0,042
1000	Сигмоида	3	0,032
		5	0,025
		7	0,015
		10	0,011
1500	Сигмоида	3	0,03
		5	0,023
		7	0,015
		10	0,009
500	ReLU	3	0,073
		5	0,061
		7	0,043
		10	0,042
1000	ReLU	3	0,041
		5	0,038
		7	0,011
		10	0,082
1500	ReLU	3	0,012
		5	0,011
		7	0,0091
		10	0,0085
500	Leaky ReLU	3	0,011
		5	0,0093
		7	0,0083
		10	0,0081

Продолжение таблицы 10

1000	Leaky ReLU	3	0,01
		5	0,0085
		7	0,0075
		10	0,0075
1500	Leaky ReLU	3	0,0095
		5	0,0075
		7	0,007
		10	0,007

На основе приведенного материала архитектура нейронной сети, используемой при решении задачи бинарной классификации типа грунта необорудованного вертодрома примет вид (Рисунок 34).

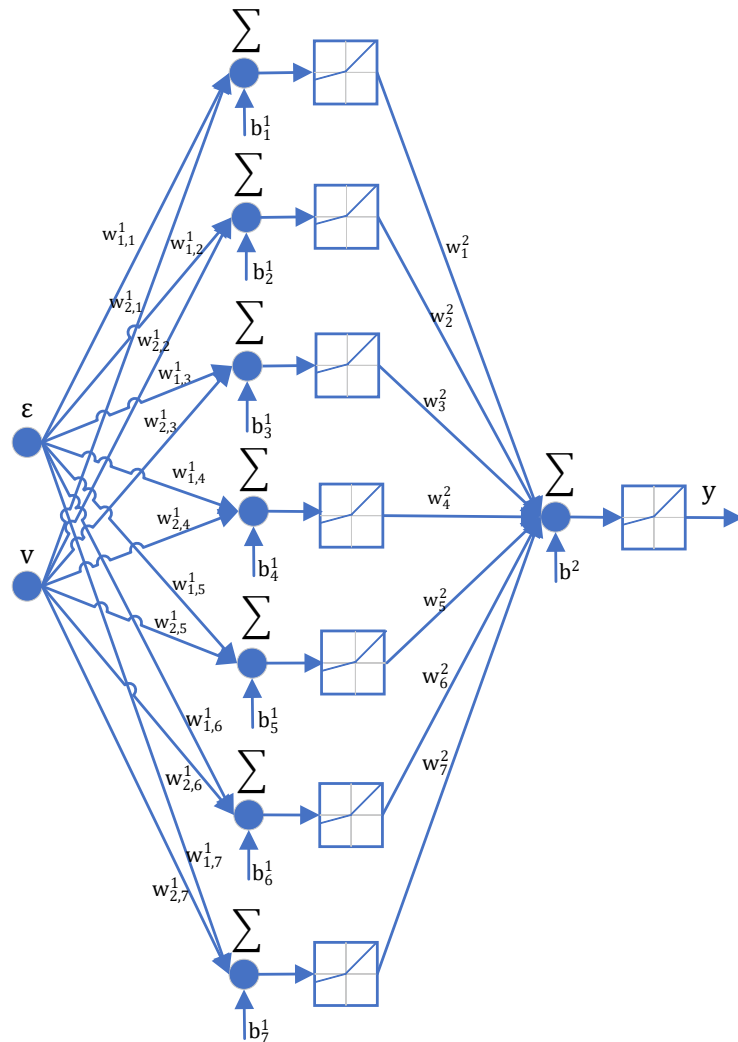


Рисунок 34– Архитектура используемой нейронной сети для классификации типа грунта необорудованного вертодрома

Таким образом, функция классификации типа грунта необорудованного вертодрома, аппроксимируемая двухслойным перцептроном, запишется как:

$$f(\varepsilon, v) = f_{\text{акт}} \left(\sum_{i=1}^{N_{\text{нейрон}}} W_i^2 f_{\text{акт}} \left(\sum_{i=1}^{N_{\text{нейрон}}} \sum_{j=1}^{N_{\text{вх}}} W_{i,j}^1 x_j + b_i^1 \right) + b^2 \right); \quad (35)$$

где:

$f(\varepsilon, v)$ – выходная переменная нейросетевого классификатора, принимающая одно из двух возможных значений: 0 – текущий облучаемый грунт не подходит для осуществления посадки, 1 – грунт подходит для посадки.

Весовые коэффициенты и смещения используемой нейронной сети представлены ниже (Таблица 11).

Таблица 11- Весовые коэффициенты и смещения используемой нейронной сети

Весовые коэффициенты							Смещения
$W^1 = \begin{pmatrix} 0,445 & 0,522 & 0,631 & -0,753 & -1,801 & 0,502 & -0,127 \\ -0,418 & -0,331 & 0,926 & 0,355 & -1,557 & -0,021 & -0,844 \\ 0,078 & -0,448 & -0,196 & -0,121 & -1,165 & -0,125 & 0,169 \\ -0,499 & 0,493 & 0,345 & -0,451 & -0,397 & -0,069 & 0,195 \\ 0,786 & 0,617 & 2,454 & -0,786 & -4,348 & 0,145 & -1,301 \\ -0,065 & -0,058 & -1,673 & -0,686 & 1,683 & 0,031 & -0,139 \\ -0,137 & 0,416 & -0,418 & 0,116 & 1,259 & -0,026 & 0,656 \end{pmatrix}$							$b^1 = \begin{pmatrix} -0,853 \\ -0,812 \\ -0,817 \\ -0,128 \\ -1,112 \\ 1,791 \\ 0,861 \end{pmatrix}$
$W^2 = (-0,679 \quad -0,734 \quad -0,876 \quad -0,632 \quad -1,579 \quad 2,223 \quad 0,646)$							$b^2 = 0,828$

4.3. Результат верификации интегрированной навигационной системы вертикального канала беспилотного вертолета

Ниже представлены паспортные характеристики (Таблица 12 и 13) обозначенных выше навигационных систем (Рисунок 35, 36 и 37) при осуществлении навигации вертикального канала БВС вертолетного типа.

Таблица 12– Паспортные характеристики МЭМС инерциальной навигационной системы VN100

Точность определения угла крена/тангажа, град	СКО случайной ошибки ускорения, м/с^2	СКО случайной ошибки угловой скорости, град/с	Частота обновления навигационного решения, Гц	Д x Ш x В, мм
0,5	0,0004	0,002	400	24 x 22 x 3

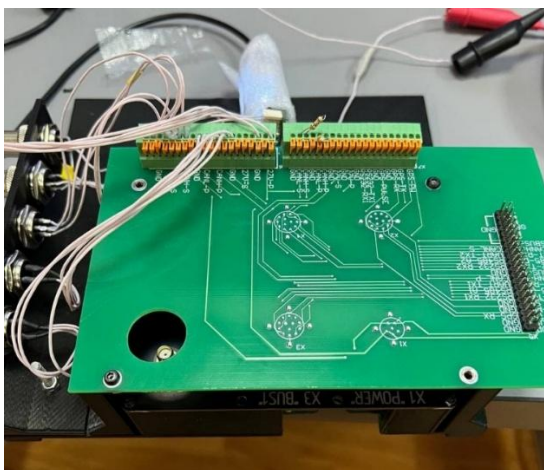


Рисунок 35– Внешний вид бесплатформенной инерциальной навигационной системы на базе МЭМС

Таблица 13– Паспортные характеристики ЛВ Lightware Sf11/c

Параметр		Паспортные характеристики
Предельное значение дальности	Земная поверхность	120 м
	Морская поверхность	40 м
Разрешающая способность		0,01 м
Ошибка вычисления дальности		0,1 м (при 70% отражении энергии от поверхности при температуре 20°)



Рисунок 36– Внешний вид ЛВ Lightware Sf11/c

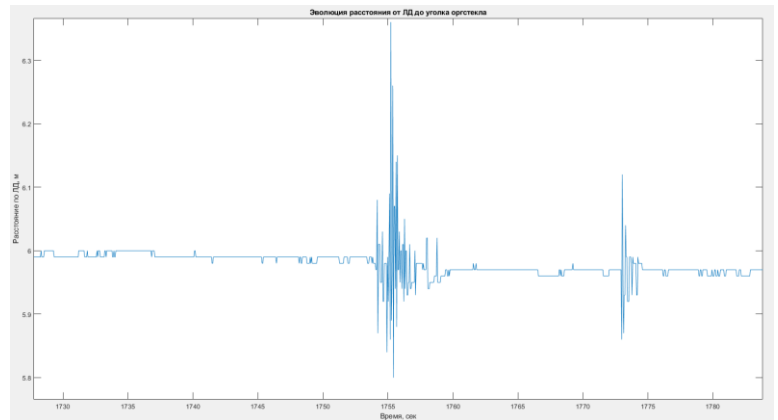


Рисунок 37– Проведение тестирования ЛВ Lightware Sf11/c

Далее показан пример влияния отражающих лазерное излучение предметов на вычисление соответствующей дальности ЛВ до них (Рисунок 38).



а)



б)

Рисунок 38– Графическая интерпретация влияния отражающих поверхностей на вычисление дальности до них ЛВ (истинное расстояние до предмета 6 м): а) – Уголок оргстекла; б) – Показание дальности ЛВ до уголка оргстекла

Схема подключения БИНС на базе МЭМС и ЛВ на борту БВС вертолетного типа при осуществлении летных испытаний представлена ниже (Рисунок 39).

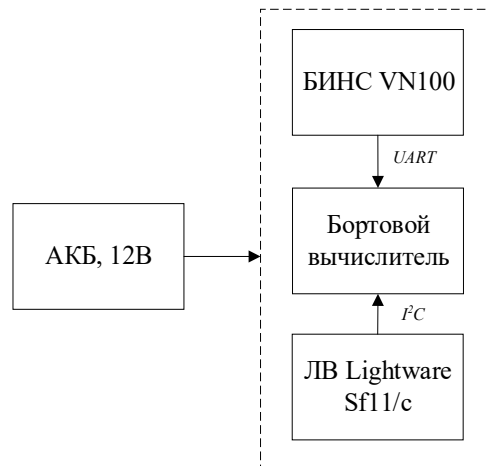
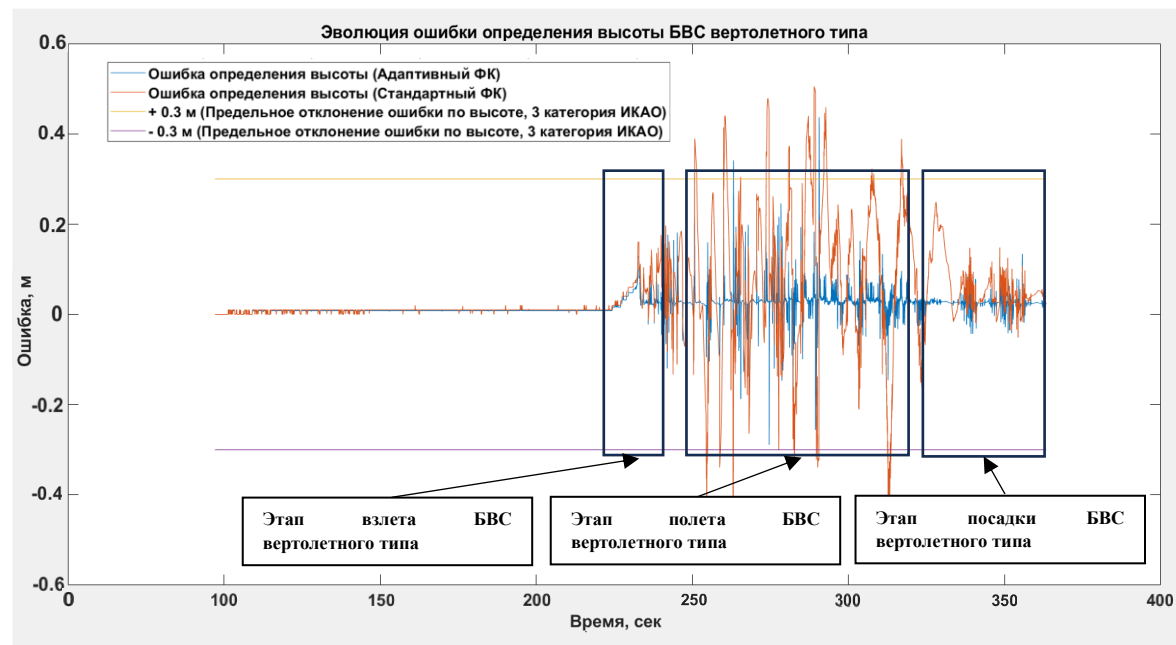


Рисунок 39– Схема подключения навигационных систем

На рисунках 40, 41, 42, 43 и 44, а также в таблице 14 представлены результаты верификации описанной выше интегрированной навигационной системы вертикального канала БВС вертолетного типа на основе обработки серии летных экспериментов. Процесс верификации производился на основе отработки специального ПМО.



а)

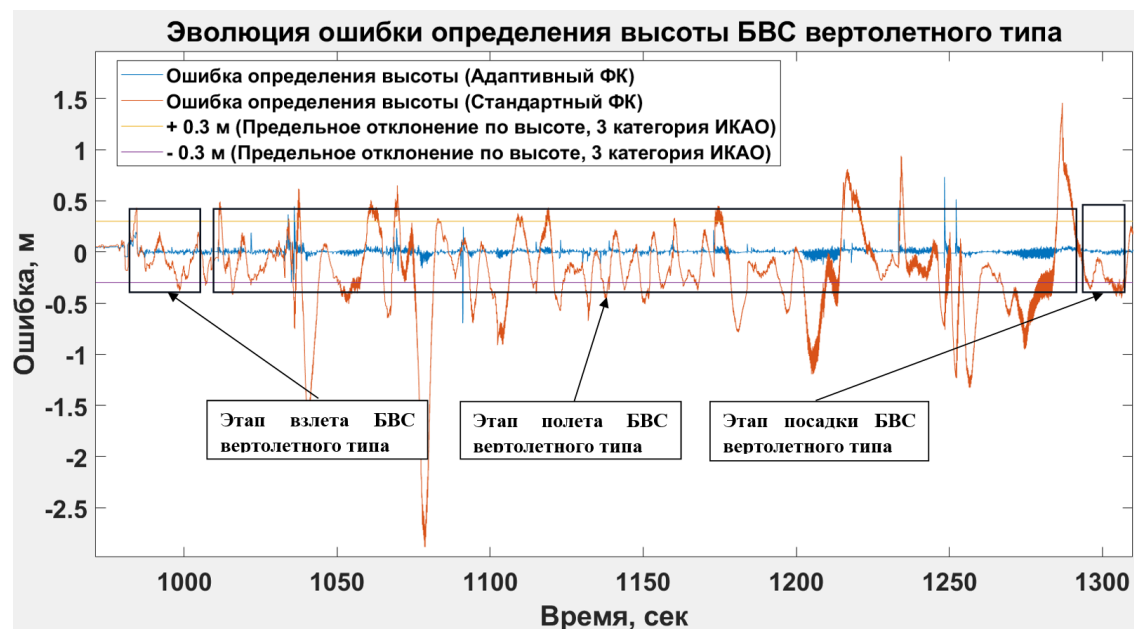


б)



в)

Рисунок 40– Результаты обработки натурных данных №1: а) – Эволюция ошибки определения высоты БВС вертолетного типа; б) – Фрагмент полета опытного образца в ходе проведения летных испытаний; в) – Траектория полета БВС вертолетного типа



а)

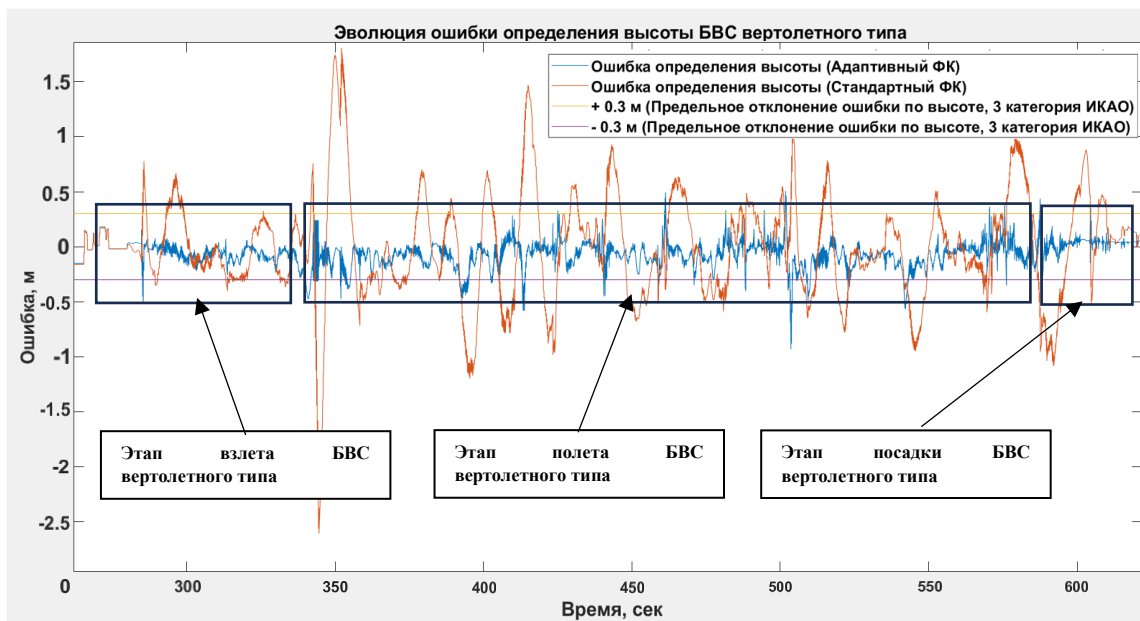


б)



в)

Рисунок 41– Результаты обработки натурных данных №2: а) – Эволюция ошибки определения высоты БВС вертолетного типа; б) – Фрагмент полета опытного образца в ходе проведения летных испытаний; в) – Траектория полета БВС вертолетного типа



а)

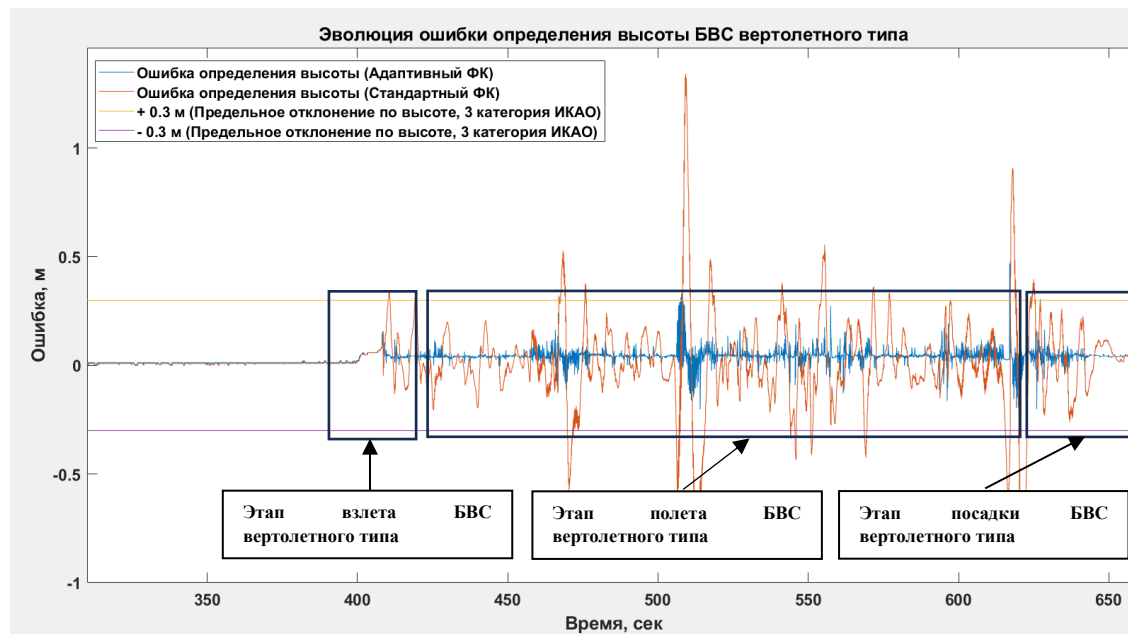


б)



в)

Рисунок 42– Результаты обработки натурных данных №3: а) – Эволюция ошибки определения высоты БВС вертолетного типа; б) – Фрагмент полета опытного образца в ходе проведения летных испытаний; в) – Траектория полета БВС вертолетного типа



а)

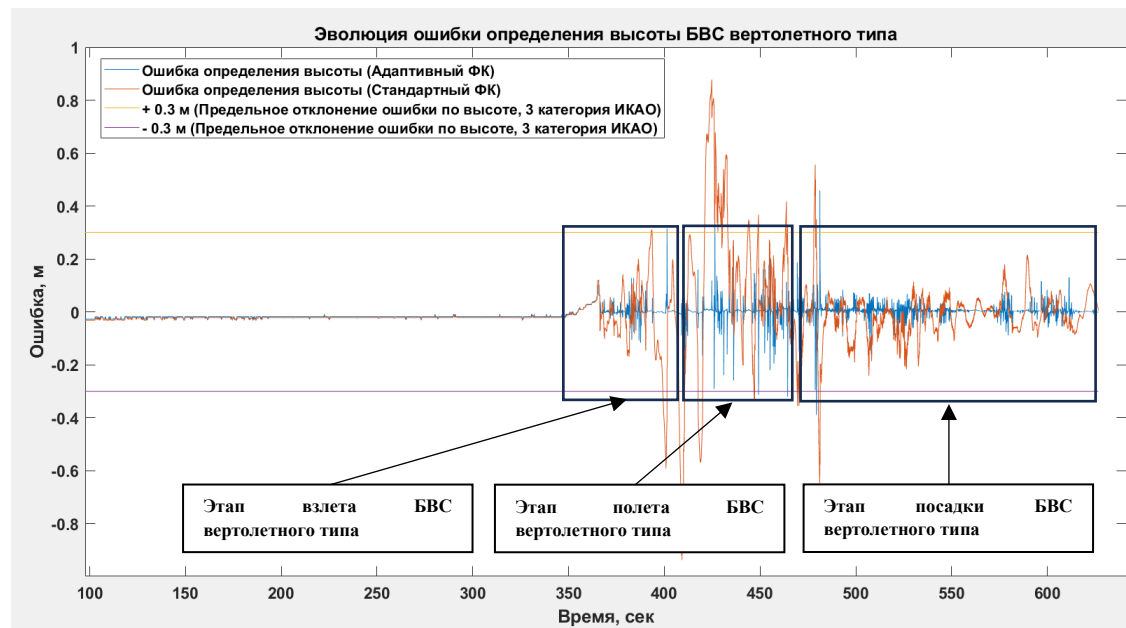


б)



в)

Рисунок 43– Результаты обработки натурных данных №4: а) – Эволюция ошибки определения высоты БВС вертолетного типа; б)– Фрагмент полета опытного образца в ходе проведения летных испытаний; в) –Траектория полета БВС вертолетного типа



а)



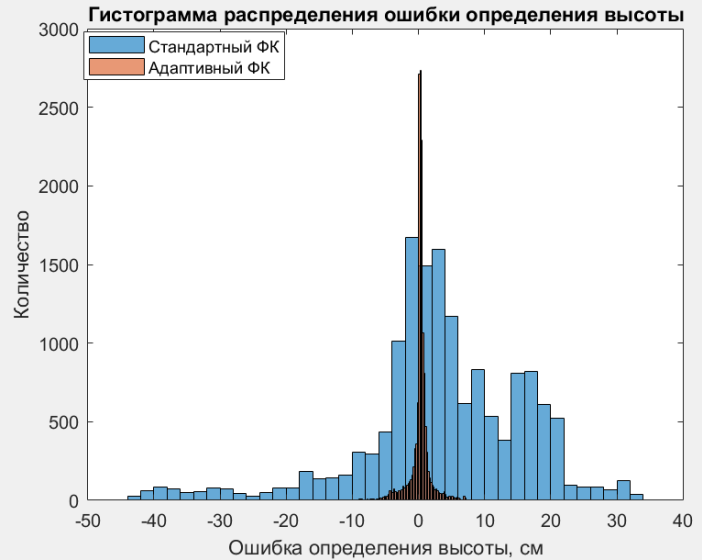
б)



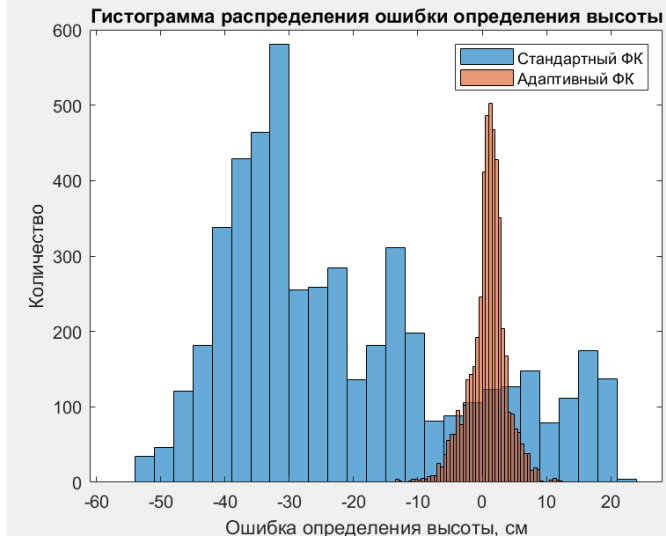
в)

Рисунок 44— Результаты обработки натурных данных №5: а) — Эволюция ошибки определения высоты БВС вертолетного типа; б) — Фрагмент полета опытного образца в ходе проведения летных испытаний; в) — Траектория полета БВС вертолетного типа

Таблица 14- Точностные характеристики ошибки определения высоты БВС вертолетного типа на этапе посадки

Гистограмма распределения ошибки определения высоты (этап посадки БВС вертолетного типа)	Точностные характеристики ошибки определения высоты, см (с учетом отбраковки выбросов)		Наличие выбросов в показании лазерного высотомера	Вероятность попадания ошибки в интервал ± 30 см (ИКАО, 3 категория точности)	
	Стандартный ФК	Адаптивный ФК		Стандартный ФК	Адаптивный ФК
 Гистограмма распределения ошибки определения высоты	$M_{\Delta h} = 8,12;$ $\sigma_{\Delta h} = 12,5;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 32;$ $\delta_{\Delta h}^- = -44;$	$M_{\Delta h} = 3,25;$ $\sigma_{\Delta h} = 6,53;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 8;$ $\delta_{\Delta h}^- = -9,5;$	Нет	92,6 %	100 %

Продолжение таблицы 14



$$M_{\Delta h} = -21,3;$$

$$\sigma_{\Delta h} = 18,95;$$

$$\delta_{\Delta h}^+ = 24;$$

$$\delta_{\Delta h}^- = -54;$$

$$M_{\Delta h} = 4,51;$$

$$\sigma_{\Delta h} = 8,59;$$

$$\delta_{\Delta h}^+ = 15;$$

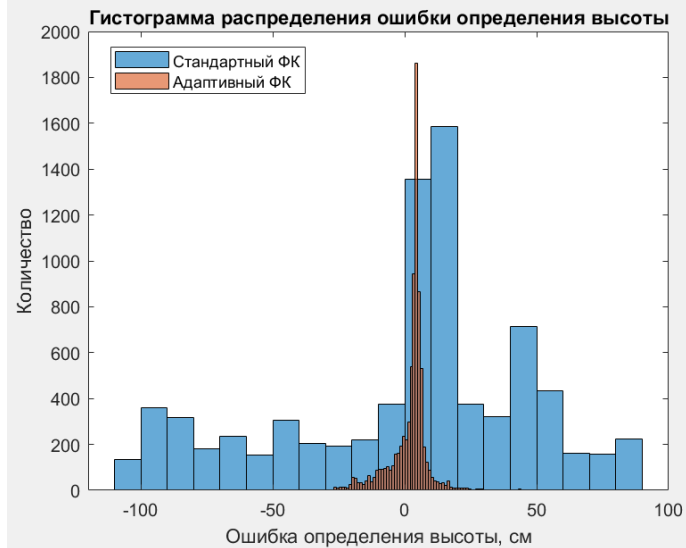
$$\delta_{\Delta h}^- = -16;$$

Да

71,2 %

100 %

Продолжение таблицы 14



$$\begin{aligned}
 M_{\Delta h} &= 5,6; \\
 \sigma_{\Delta h} &= 46,3; \\
 \delta_{\Delta h}^+ &= 90; \\
 \delta_{\Delta h}^- &= -110;
 \end{aligned}$$

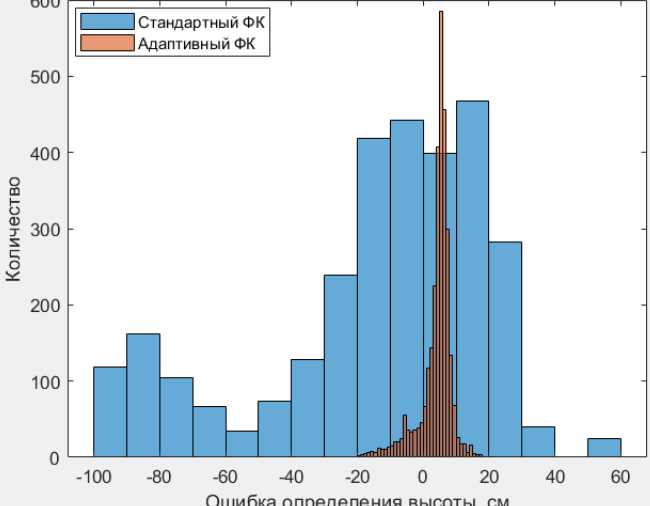
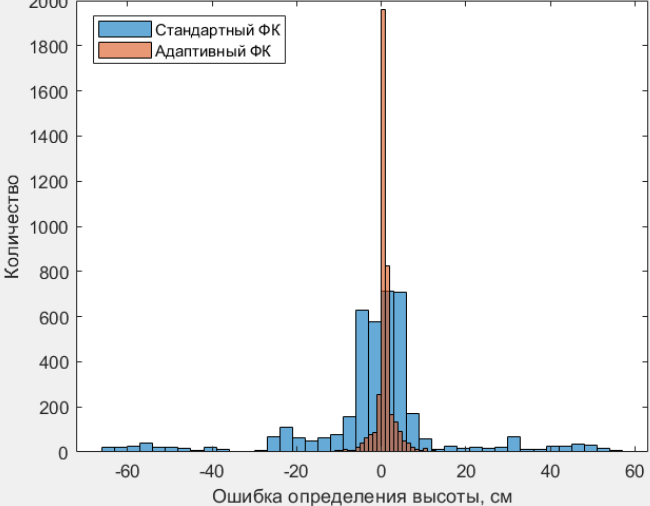
$$\begin{aligned}
 M_{\Delta h} &= 4,24; \\
 \sigma_{\Delta h} &= 7,84; \\
 \delta_{\Delta h}^+ &= 44; \\
 \delta_{\Delta h}^- &= -49;
 \end{aligned}$$

Да

65,9 %

96,5 %

Продолжение таблицы 14

Гистограмма распределения ошибки определения высоты  Количество Ошибка определения высоты, см	$M_{\Delta h} = -14,5;$ $\sigma_{\Delta h} = 34,25;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 60;$ $\delta_{\Delta h}^- = -100;$	$M_{\Delta h} = 5,1;$ $\sigma_{\Delta h} = 4,81;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 20;$ $\delta_{\Delta h}^- = -20;$	Да	61,1 %	100 %
Гистограмма распределения ошибки определения высоты  Количество Ошибка определения высоты, см	$M_{\Delta h} = 6,3;$ $\sigma_{\Delta h} = 19,5;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 57;$ $\delta_{\Delta h}^- = -66.$	$M_{\Delta h} = 4,1;$ $\sigma_{\Delta h} = 7,5;$ $\delta_{\Delta h}^+ = 45;$ $\delta_{\Delta h}^- = -40.$	Да	79,1 %	99,1 %

Обозначения в приведенной выше таблице:

$M_{\Delta h}$ — математическое ожидание ошибки определения высоты БВ, вычисляемое как:

$$M_{\Delta h} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (h_{\text{компл.}} - h_{\text{зад.}});$$

$h_{\text{компл.}}$ — комплексное значение высоты БВ;

N — количество измерений высоты БВ на этапе посадки;

$\sigma_{\Delta h}$ — среднеквадратическое отклонение ошибки определения высоты БВ, определяемое как:

$$\sigma_{\Delta h} = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N ((h_{\text{компл.}} - h_{\text{зад.}}) - M_{\Delta h})^2};$$

$\delta_{\Delta h}^+$ — верхнее предельное отклонение ошибки определения высоты БВ;

$\delta_{\Delta h}^-$ — нижнее предельное отклонение ошибки определения высоты БВ.

Значения статистических характеристик ошибки определения высоты БВС вертолетного типа в среднем:

- $\bar{M}_{\Delta h} \approx 7,1$ см;
- $\bar{\sigma}_{\Delta h} \approx 9,2$ см;
- $\bar{\delta}_{\Delta h} \approx 13,4$ см.

4.4. Результат верификации алгоритма вычисления пригодности необорудованной площадки по предельному значению высот элементов рельефа на поверхности

В работе в качестве лидара при проведении сканирования подстилающей поверхности использовался Lightware Sf45/b, технические характеристики (Таблица 15) и внешний вид которого представлен ниже (Рисунок 45).

Таблица 15– Паспортные характеристики лидара Lightware Sf45/b

Параметр	Паспортные характеристики
Угол обзора (максимальный)	320 °
Предельная дальность	50 м
Разрешающая способность	0,01 м
Ошибка вычисления дальности	0,1 м (при 70% отражении энергии от поверхности при температуре 20°)



а)

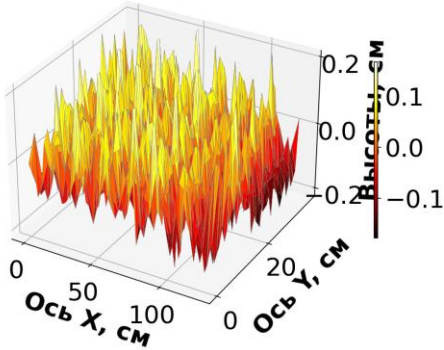
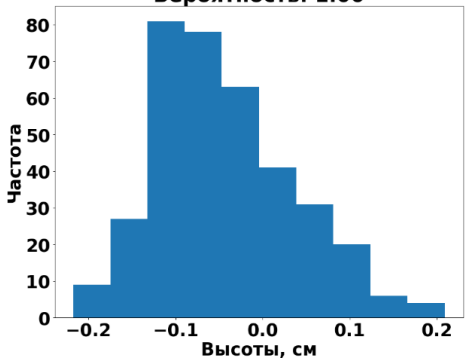
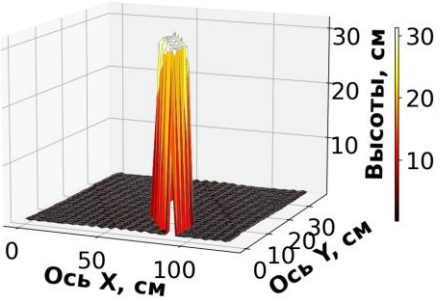
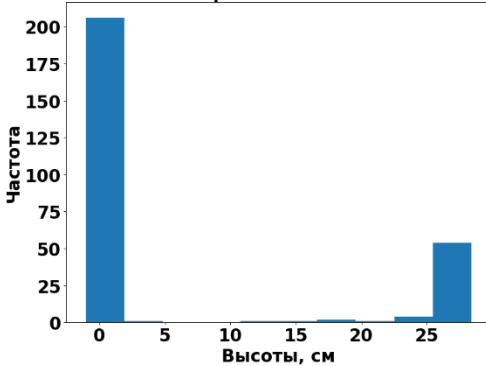


б)

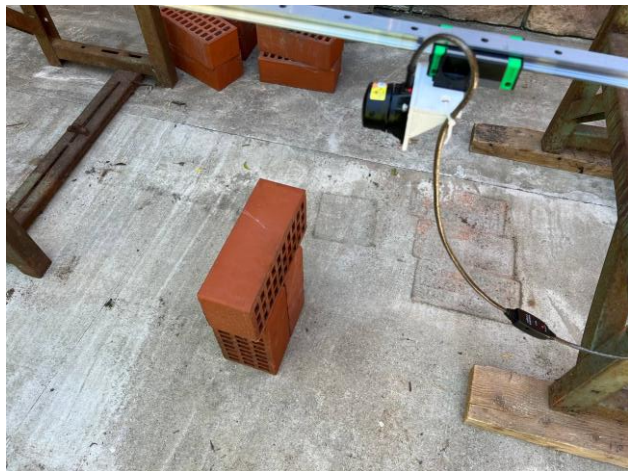
Рисунок 45– Внешний вид лидара Lightware Sf45/b: а) – Вид спереди; б) – Вид сверху

Результаты вычисления вероятности пригодности необорудованного вертодрома по предельной высоте элементов рельефа на его поверхности на основе проведенного экспериментального лидарного сканирования и принятия решения по снижению до высоты проведения георадиолокационного зондирования / перелету к следующему необорудованном вертодрому приводятся далее (Таблица 16 и 17).

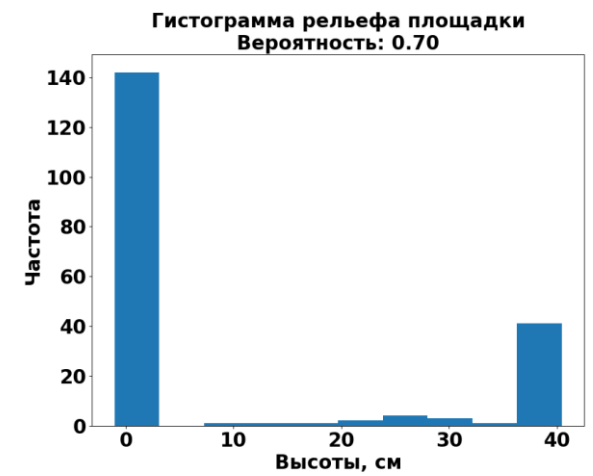
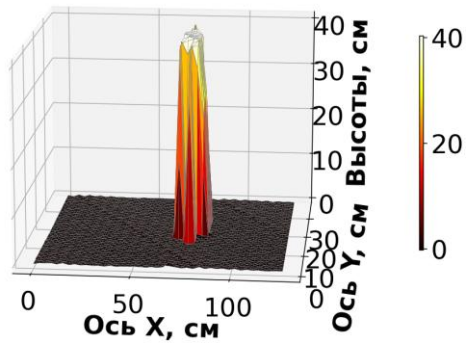
Таблица 16– Результаты вычисления вероятности пригодности вертодрома на основе лидарного сканирования рельефа

Внешний вид земной поверхности	3D поверхность по лидару	Гистограмма высот элементов рельефа необорудованного вертодрома
	Рельеф поверхности 	Гистограмма рельефа площадки Вероятность: 1.00 
	Рельеф поверхности 	Гистограмма рельефа площадки Вероятность: 0.78 

Продолжение таблицы 16



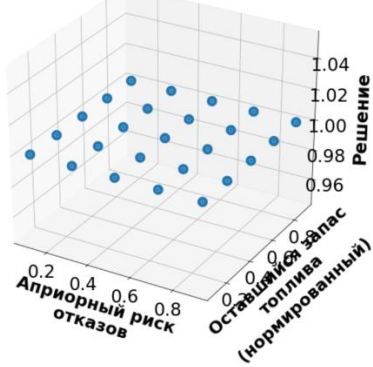
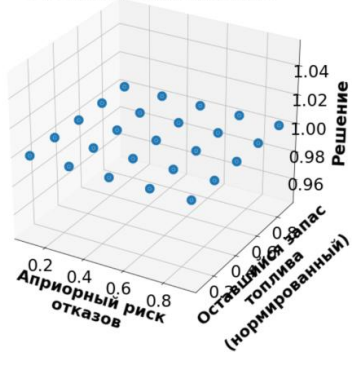
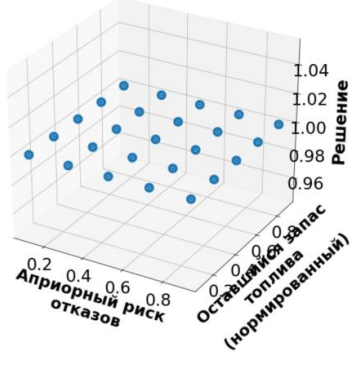
Рельеф поверхности



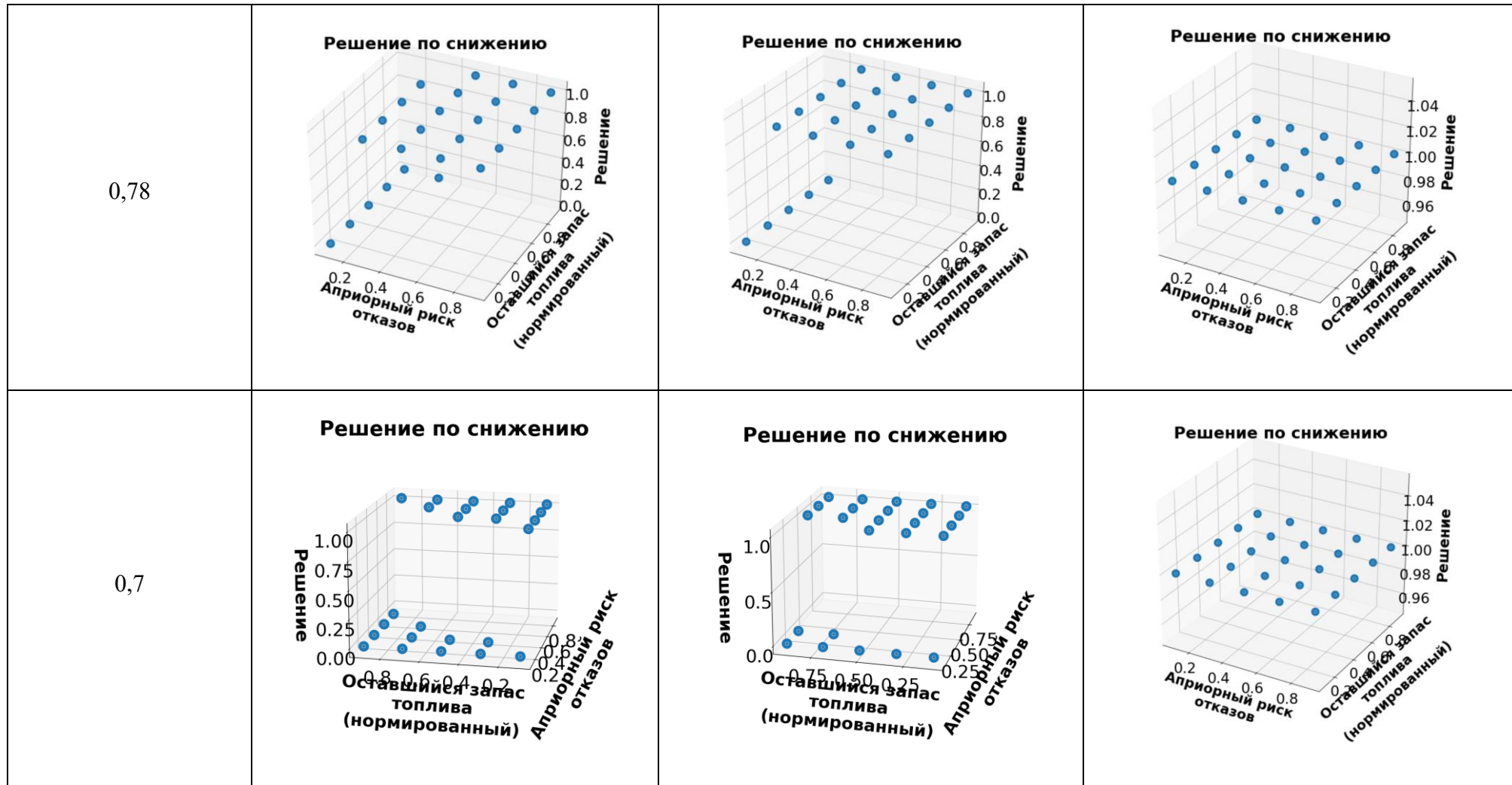
Продолжение таблицы 16

		
---	--	--

Таблица 17– Результаты решения задачи принятия решения по осуществлению посадки

Значение $p_{\text{рельеф}}$	Поверхность принятия решения по снижению / перелету к следующему необорудованному вертодруму		
1	$p_{\text{апр}} = 0,1$	$p_{\text{апр}} = 0,5$	$p_{\text{апр}} = 0,9$
	Решение по снижению 	Решение по снижению 	Решение по снижению 

Продолжение таблицы 17



Выводы к главе 4

1. Проведено исследование алгоритма планирования маршрута облета необорудованных вертодромов на основе следующей информации: цифровая модель рельефа SRTM, картографический веб-сервис OpenStreetMap, летно-технические характеристики БВС вертолетного типа ВРТ300 (КБ «ВР-Технологии»).
2. Проведена верификация нейросетевого классификатора типа грунта необорудованного вертодрома на основе открытых данных о зондировании почв георадаром со 100 МГц частотой излучения электромагнитной волны.
3. Проведена апробация алгоритма вертикального канала бортовой интегрированной навигационной системы вертикального канала БВ. Достоверность использования предложенных математических моделей и алгоритмов подтверждается обработкой данных летных экспериментов беспилотного вертолета.
4. Алгоритм решения задачи принятия решения по посадке на необорудованную площадку был верифицирован с помощью проведенного экспериментального лидарного сканирования земной поверхности.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, опираясь на материал настоящего диссертационного исследования, показано следующее:

1. Возможность удовлетворения следующих требований ИКАО к необорудованному вертодрому на основе статистической обработки информации ЦКМ:

- угол наклона вертодрома к горизонту должен быть не более 10° ;
- неровности на поверхности вертодрома не должны превышать 100 мм;
- на удалении от края вертодрома до $1,5D$ м за его пределами не должно быть элементов рельефа с высотой, превышающей 1 м.

2. Возможность удовлетворения следующих требований ИКАО к необорудованному вертодрому на основе нейросетевой обработки данных георадара и статистической обработки данных лидарного сканирования подстилающей поверхности земли:

- прочность земной поверхности не менее 3 кгс/см^2 ;
- определение пригодности необорудованной площадки по предельной высоте элементов рельефа внутри нее и в области за ее пределом.

Научную новизну настоящей работы обуславливают следующие положения:

1. На основе статистической обработки априорной информации цифровой карты местности разработан алгоритм разрешения следующих требований к необорудованному вертодрому на основе ЦКМ: угол наклона вертодрома к горизонту должен быть не более 10° ; неровности на поверхности вертодрома не должны превышать 100 мм; на удалении от края вертодрома до $1,5$

Д м за его пределами не должно быть элементов рельефа с высотой, превышающей 1 м.

2. Предложена формализация задачи планирования маршрута облета необорудованных вертодромов как задачи коммивояжера с вероятностной функцией потерь при перелете БВС вертолетного типа к тому или иному необорудованному вертодрому. За счет соответствующего описания представленной функции потерь удастся учесть следующие существенные факторы, влияющие на выбор вертодрома: вероятность пригодности вертодрома; вероятность отказа бортового оборудования БВС; ошибка определения собственного местоположения воздушного судна; неточность данных, представленных в ЦКМ; летно-технические характеристики БВС вертолетного типа.

3. Предложено разрешение требования к необорудованному вертодрому «прочность грунта земной поверхности не менее 3 кгс/см²» как решение задачи бинарной классификации земной поверхности по прочности грунта на основе нейросетевой обработки показаний георадара. В качестве классификатора используется двухслойный перцептрон, на вход которого поступает вычисляемая георадаром диэлектрическая проницаемость зондируемого грунта и расчетная скорость распространения электромагнитной волны в нем, выходом нейронной сети является предсказанное значение принадлежности облучаемого грунта к одному из двух классов: «Грунт подходит для посадки» или «Грунт НЕ подходит для посадки».

4. Разработан алгоритм интеграции навигационных данных БИНС МЭМС и ЛВ вертикального канала бортовой навигационной системы БВС вертолетного типа (этап осуществления посадки воздушного судна) на базе слабосвязанной схемы с возможностью фиксации аномальных всплесков в показании ЛВ, основой которого является модификации фильтра Калмана.

5. Формализована математическая постановка задачи принятия решения по осуществлению снижения БВС вертолетного типа до рекомендуемой высоты георадиолокационного зондирования грунта места посадки / перелету к следующему необорудованному вертодрому.

6. Формализована математическая постановка задачи принятия решения по посадке БВС вертолетного типа на текущее место посадки / перелету к следующему необорудованному вертодрому.

Прикладное значение полученных в настоящем диссертационном исследовании обуславливается следующими положениями:

1. Создано специальное ПМО для моделирования процесса планирования оптимального маршрута БВС вертолетного типа облета необорудованных вертодромов на основе использования веб картографического сервиса OpenStreetMap, данных о рельефе земной поверхности SRTM и летно-технических характеристик БВС вертолетного типа ВРТ300 КБ «ВР-Технологии» (Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023682103. Заявка № 2023681026 от 12.10.2023. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 23.10.2023).

2. Создано специальное ПМО для обработки данных инерциальной навигационной системы VN100 (МЭМС) и лазерного высотомера Lightware Sf11/с БВС вертолетного типа в части определения потенциальной точности счисления высоты воздушного судна на этапе осуществления посадки (Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2024614592. Заявка № 2024613225 от 19.02.2024. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 27.02.2024).

3. Отработка специального ПМО вертикального канала бортовой интегрированной навигационной системы БВ позволяет сделать следующий вывод— при использовании предложенных алгоритмических решений вероятность попадания ошибки определения высоты воздушного судна в

интервал ± 30 см (III категория точности по ИКАО) составила более **95 %** на этапе осуществления посадки.

4. Создано специальное ПМО для моделирования процесса нейросетевой обработки открытых данных георадиолокационного зондирования разных типов грунтов (Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2024618425. Заявка № 2024617411 от 10.04.2024. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 11.04.2024).

5. На основе отработки специального ПМО подтвердился следующий факт – вероятность правильной классификации грунтов при использовании двухслойного перцептрона в качестве классификатора на основе данных о зондировании почвы георадаром с частотой излучения электромагнитной волны 100 МГц составила более **99%**.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

АКБ	—	Аккумуляторная кислотная батарея
АП	—	Автомат перекося
БВ	—	Беспилотный вертолет
БВС	—	Беспилотное воздушное судно
БИНС	—	Бесплатформенная инерциальная навигационная система
БНА	—	Беспилотный наземный аппарат
БЦВМ	—	Бортовая цифровая вычислительная машина
ВВС	—	Военно-воздушные силы
ВНС	—	Вероятностная нейронная сеть
ГНСС	—	Глобальная навигационная спутниковая система
ГП	—	Горизонтальный полет
ДВС	—	Двигатель внутреннего сгорания
ИКАО	—	Международная организация гражданской авиации
КБ	—	Конструкторское бюро
КПД	—	Коэффициент полезного действия
ЛВ	—	Лазерный высотомер
ЛТХ	—	Летно-технические характеристики
МНК	—	Метод наименьших квадратов
МЭМС	—	Микроэлектромеханическая система
НВ	—	Несущий винт
ОП	—	Оперативная память
ПЗ-90.11	—	«Параметры Земли 1990 года» (ПЗ-90.11)
ПМО	—	Программно-математическое обеспечение
САУ	—	Система автоматического управления

СДК	– Система дистанционного контроля
СКО	– Среднеквадратическое отклонение
СТЗ	– Система технического зрения
СуДВС	– Система управления двигателем внутреннего сгорания
ТС	– Топливная система
ФК	– Фильтр Калмана
ЦЗ	– Целевая задача
ЦКМ	– Цифровая карта местности
ЦП	– Центральный процессор
ЭВМ	– Электронная вычислительная машина
FN	– False negative
FP	– False positive
FPR	– False positive rate
I ² C	– Inter-Integrated Circuit
INF	– Infinite
IQR	– Interquartile range
SRTM	– Shuttle Radar Topography Mission
TN	– True negative
TNR	– True negative rate
TP	– True positive
TPR	– True positive rate
UART	– Universal Asynchronous Receiver-Transmitter

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абчук В.А., Суздаль В.Г. Поиск объектов / В.А. Абчук, В.Г. Суздаль. – М.: «Сов. радио», 1977. – 336 с.
2. Агеев А.М., Бондарев В.Г., Проценко В.В. Обоснование выбора источников излучения для систем технического зрения в задаче автоматической посадки беспилотных летательных аппаратов / А.М. Агеев, В.Г. Бондарев, В.В. Проценко // Компьютерная оптика. – 2022. – Т.46. – № 2. – С. 239 – 245.
3. Ахо А., Хопкрофт Дж., Ульман Дж. Построение и анализ вычислительных алгоритмов / А. Ахо, Дж. Хопкрофт, Дж. Ульман. – М.: Мир, 1979. – 536с.
4. Бажанов А.П. Методы повышения несущей способности и стабильности грунтов: учеб. пособие / А.П. Бажанов. – Пенза: ПГУАС, 2015. – 160 с.
5. Будков А.С. Разработка системы поддержки принятия решения для задачи четырёхмерной навигации в гражданской авиации: дис. ... канд.техн.наук: 05.13.01 / Будков Александр Сергеевич. – М., 2021. – 168 с.
6. Веремеенко К.К., Галай И.А. Разработка алгоритма калибровки инерциальной навигационной системы на двухосном испытательном стенде / К.К. Веремеенко, И.А. Галай // Труды МАИ. – 2013. – № 63.
7. Веремеенко К.К., Желтов С.Ю., Ким Н.В., Себряков Г.Г., Красильщиков М.Н. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов / К.К. Веремеенко, С.Ю. Желтов, Н.В. Ким, Г.Г. Себряков, М.Н. Красильщиков. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. – 556 с.

8. Владов М.Л., Старовойтов А.В. Введение в георадиолокацию: учебное пособие / М.В. Владов, А.В. Старовойтов. – М.: Издательство МГУ, 2004. – 153 с.
9. Вопросы подповерхностной радиолокации: коллективная монография / под ред. А.Ю. Гринева. – М. Радиотехника, 2005. – 416 с.
10. Вялков А.В., Вялкова Т.П. Калибровка MEMS-датчиков инерциальных модулей с использованием ручного стенда / А.В. Вялков, Т.П. Вялкова // Гироскопия и навигация. – 2023. – Том 31. – № 2(121). – С. 26 – 50.
11. Гончаренко В. И., Лебедев Г.Н., Михайлин Д.А. Задача оперативной двумерной маршрутизации группового полета беспилотных летательных аппаратов / В.И. Гончаренко, Г.Н. Лебедев, Д.А. Михайлин // Известия РАН. «Теория и системы управления». – 2019. – № 1. – С.153 – 165.
12. ГОСТ 27.002-89 Межгосударственный стандарт. Надежность в технике (ССНТ). Основные понятия.
13. ГОСТ Р 27.013-2019 Национальный стандарт Российской Федерации. Надежность в технике. Методы оценки показателей безотказности.
14. Евдокименков В.Н., Ермаков П.Г., Гоголев А.А. Построение оптимального маршрута облета необорудованных вертодромов / В.Н. Евдокименков, П.Г. Ермаков, А.А. Гоголев // ВКИТ. – 2023. – № 12. – С.3 – 10.
15. Ермаков П.Г. Алгоритм счисления высоты беспилотного воздушного судна вертолетного типа на этапе осуществления посадки на необорудованный вертодром / П.Г. Ермаков // V Всероссийская научно-техническая конференция «Навигация, наведение и управление летательными аппаратами». Тезисы докладов. 27-28 ноября. Москва. – М.: Издательство «Круглый стол». – 2024. – 332 с. – С. 229-231.
16. Ермаков П.Г. Задача многокритериальной оптимизации выбора необорудованного вертодрома / П.Г. Ермаков // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2024. – № 6. – С.191 – 201.

17. Ермаков П.Г. Задача планирования оптимального маршрута облета необорудованных вертодромов / П.Г. Ермаков // 22-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 20-24 ноября 2023 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2023. – С. 240.

18. Ермаков П.Г. Определение типа грунта подстилающей земной поверхности при осуществлении посадки БВС вертолетного типа / П.Г. Ермаков // Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции L «Гагаринские чтения – 2024». – М.: Издательство «Перо», 2024. – С. 453 – 454.

19. Ермаков П.Г. Определение угла наклона необорудованной посадочной площадки беспилотного воздушного судна на основе априорной информации цифровой карты местности / П.Г. Ермаков // Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции XLIX «Гагаринские чтения – 2023». – М.: Издательство «Перо», 2023. – С. 510 – 511.

20. Ермаков П.Г. Принятие решения по осуществлению посадки беспилотного воздушного судна вертолетного типа на необорудованный вертодром / П.Г. Ермаков // 23-я Международная конференция «Авиация и космонавтика». 18-22 ноября 2024 года. Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2024. – С. 116.

21. Ермаков П.Г. Программа для обработки инерциальных данных на базе МЭМС и лидара БВС вертолетного типа / П.Г. Ермаков // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2024614592. – 2024.

22. Ермаков П.Г. Статистическая обработка данных бортовых навигационных систем беспилотного воздушного судна вертолетного типа при осуществлении посадки / П.Г. Ермаков // Труды МАИ. – 2024. – № 138.

23. Ермаков П.Г., Евдокименков В.Н., Гоголев А.А. Определение угла наклона необорудованной посадочной площадки беспилотного воздушного судна вертолетного типа на основе информации цифровой карты местности / П.Г. Ермаков, В.Н. Евдокименков, А.А. Гоголев // Труды МАИ. – 2023. – № 132.

24. Ермаков П.Г., Евдокименков В.Н., Гоголев А.А. Программа для построения оптимального маршрута облета БВС вертолетного типа необорудованных вертодромов / П.Г. Ермаков, В.Н. Евдокименков, А.А. Гоголев // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023682103. – 2023.

25. Ермаков П.Г., Лебедев М.А., Фурс Е.В. Визуальная навигация беспилотного летательного аппарата на основе анализа изображений подстилающей поверхности / П.Г. Ермаков, М.А. Лебедев, Е.В. Фурс // Интеллектуализация обработки информации: тез. докл. 15-й междунар. конф., Гродно, 23-27 сент. 2024 г. – Гродно.: ГрГУ, 2024. – 111 с.– С.91 – 92.

26. Ермаков П.Г., Шайхутдинов М.Р. Программа для решения задачи классификации типа грунта необорудованного вертодрома / П.Г. Ермаков, М.Р. Шайхутдинов // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2024618425. – 2024.

27. Ермаков С.М., Михайлов Г.А. Курс статистического моделирования / С.М. Ермаков, Г.А. Михайлов. – М.: Наука, 1976. – 320 с.

28. Ким Н.В., Носков В.П., Рубцов И.В., Аникин В.А. Автоматизация посадки беспилотного вертолета на необорудованную площадку / Н.В. Ким, В.П. Носков, И.В. Рубцов, В.А. Аникин // Известия ЮФУ. Технические науки.–2020. – № 1. – С.17 – 25.

29. Козорез Д.А. Формирование облика бортовой интегрированной системы навигации и управления перспективного беспилотного вертолета в маловысотном полете: дис. ... канд.техн.наук: 05.13.01 / Козорез Дмитрий Александрович. – М., 2008. – 105 с.

30. Кормен Т.Х., Лейзерсон Ч.И., Ривест Р.Л. Алгоритмы: построение и анализ / Т.Х. Кормен, Ч.И. Лейзерсон, Р.Л. Ривест. – М.: Бином, 2004. – 960 с.

31. Кружков Д.М. Современные и перспективные интегрированные системы высокоточной навигации космических аппаратов на геостационарной и

высоких эллиптических орбитах на основе использования ГНСС-технологий: дис. ... канд.техн.наук: 05.13.01 / Кружков Дмитрий Михайлович. – М., 2014. – 134 с.

32. Крылов А.А. Разработка технологии калибровки гироскопических блоков на основе МЭМС датчиков: дис. ... канд.техн.наук: 2.2.11 / Крылов Алексей Анатольевич. – М., 2023. – 165 с.

33. Линник Ю.В. Метод наименьших квадратов и основы математико-статистической обработки наблюдений / Ю.В. Линник. – М.: Физматлит, 1962. – 349 с.

34. Мазмишвили А.И. Теория ошибок и метод наименьших квадратов / А.И. Мазмишвили. – М.: «Недра», 1978. – 311 с.

35. Меркишин Г.В., Сливин И.В. Оптико-электронный высотомер для системы посадки самолета / Г.В. Меркишин, И.В. Сливин // Вестник Московского авиационного института. – 2001. – Т.8. – №2. – С.75-82.

36. Пантелеев А.В. Метаэвристические алгоритмы поиска глобального экстремума / А.В. Пантелеев. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. – 160 с.

37. Панченко Т.В. Генетические алгоритмы / Т.В. Панченко. – Астрахань: Издательский дом «Астраханский университет», 2007. – 87 [3] с.

38. Петров М.Ю. Построение маршрута полета летательного аппарата на малых высотах / М.Ю. Петров // Известия РАН. «Теория и системы управления». – 2019. – № 3. – С.140 – 146.

39. Погосян М.А., Вережкин А.А. Системы автоматической посадки летательных аппаратов: аналитический обзор. Информационное обеспечение / М.А. Погосян, А.А. Вережкин // Труды МАИ. – 2020. – № 113.

40. Приложение 14 к Конвенции о международной гражданской авиации. Аэродромы. Том II Вертодромы. Международная организация гражданской авиации. Издание четвертое [Электронный ресурс]. – Режим доступа:

https://www.airfield-lights.com/docs/files/annex14v2_2013.pdf(дата обращения: 01.11.2024).

41. Род С. Алгоритмы и практическое применение / С. Род. – М.: Издательство «Э», 2016. – 544 с.
42. Саймон Д. Алгоритмы эволюционной оптимизации / Д. Саймон. – М.: ДМК Пресс, 2020. – 940 с.
43. Саймон Хайкин. Нейронные сети: полный курс, 2-е издание.: Пер. с англ / Хайкин Саймон. – М. : Издательский дом «Вильямс», 2006. – 1104 с.
44. Соболев И.М. Численные методы Монте-Карло / И.М. Соболев. – М.: Высш. Шк, 1985. – 271 с.
45. Сухобок Ю.А. Совершенствование методики георадарного обследования грунтовых объектов транспортной инфраструктуры: дис. ... канд.техн.наук: 05.23.11 / Сухобок Юрий Андреевич. – Хабаровск, 2014. – 165 с.
46. Чжан Синькэ. Методы и алгоритмы управления и оценивания для посадки беспилотных летательных аппаратов на беспилотную машину: дис. ... канд.техн.наук: 2.3.1 / Чжан Синькэ. – М., 2023. – 137 с.
47. Чинь Ван Минь. Планирование маршрута полета легкового беспилотного летательного аппарата с учетом действия ветра: дис. ... канд.техн.наук: 05.13.01 / Чинь Ван Минь. – М., 2017. – 150 с.
48. Blázquez-García, A., Conde, A., Mori, U., Lozano, J.A. A Review on Outlier/Anomaly Detection in Time Series Data // ACM Computing Surveys. 2021. vol. 54. no.3. pp. 1- 33.
49. C. Carneiro et al. Solar radiation over the urban texture: LIDAR data and image processing techniques for environmental analysis at city scale // 3D Geoinformational Sciences. 2009. pp.319-340.
50. C. Noviello et al. An Overview on Down-Looking UAV-Based GPR Systems // Remote Sensing. 2022. vol. 14. pp. 1- 28.

51. Dah-Jing Jwo, F.Chung, Tsu-Pin Weng. Adaptive Kalman Filter for Navigation Sensor Fusion, Sensor Fusion and Its Applications, Ciza Thomas (Ed.), ISBN: 978-953-307-101-5, InTech. 2010. p.488.
52. E.M. DuPont, R.G. Roberts, C.A. Moore. Speed Independent Terrain Classification // 38th Southeastern Symposium on System Theory. March 2006.
53. E.W. Dijkstra. A Note on Two Problems in Connexion with Graphs // Numerische Mathematik. 1959. № 1. pp.269 – 271.
54. Evdokimenkov V.N., Gogolev A.A. and Ermakov P.G. Operational Control of an Unmanned Helicopter to Ensure an Emergency Safe Landing on an Unequipped Pad // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2024. vol. 63. no. 3. pp. 521 – 533.
55. Giovanni Leucci. Ground Penetrating Radar: The Electromagnetic Signal Attenuation and Maximum Penetration Depth // Scholarly Research Exchange. 2008. vol. 2008.
56. Gogolev A.A., Ermakov P.G. Algorithm for Integrating Data from the Autonomous Inertial Navigation Systems of Drones // Russian Engineering Research. 2022. vol.42. pp.936-938.
57. GPR on a drone. Available at: <https://www.xyht.com/aerialuas/gpr-on-a-drone/>.
58. Hampel, Frank R. A General Qualitative Definition of Robustness // The Annals of Mathematical Statistics. 1971. vol. 42. no. 6. pp. 1887–1896.
59. Kalman R.E. A new approach to linear filtering and prediction problems // Journal of Basic Engineering. 1960. vol. 82. no. 1. pp 35 – 45.
60. Kohonen T. Essentials of the self-organizing map // Neural networks. 2013. vol. 37. pp. 52-65.
61. M. Garcia-Fernandez et al. UAV-mounted GPR for NDT application // 15th European Radar Conference (EuRAD). 2018. pp. 2-5.

62. Malone J., Mcgarry K., Wermter S., Bowerman C. Data mining using rule extraction from Kohonen self-organising maps // Neural Computing Applications. 2006. vol. 15. no.1. pp.9-17.
63. Marc D. Takahashi et al. Evaluation of safe landing area determination algorithms for autonomous rotorcraft using site benchmarking // Journal of the American Helicopter Society. 2013. vol. 58. no. 3. pp. 1 – 13.
64. OpenStreetMap. Available at: <https://www.openstreetmap.org>.
65. Rafiqul A. Tarefder, Mesbah Ahmed. Ground Penetrating Radar for Measuring Thickness of an Unbound Layer of a Pavement // Advances in Intelligent Systems and Computing. 2018. vol. 598. pp. 160 – 167.
66. S. Scherer et al. Autonomous landing at unprepared sites by a full-scale helicopter // Robotics and Autonomous Systems. 2012. vol. 60. no. 12. pp. 1545 – 1562.
67. Shuttle Radar Topography Mission. Available at: <https://www2.jpl.nasa.gov/srtm/>.
68. Tang. Pham Van, Thang Nguyen Van, Duc Anh Nguyen, Trinh Chu Duc. 15 – State Extended Kalman Filter Design for INS / GPS Navigation System // Journal of Automation and Control Engineering, January 2015. vol. 3. no. 2. pp. 109 -114.
69. U.O. Santos, A.F.V. Machado, E.W.G. Clua. Pathfinding Based on Pattern Detection Using Genetic Algorithms // XI Brazilian Symposium on Games Digital Entertainment (SBGames). November 2012.
70. Wenjiao Xiao, Zgu, Yu. An Unconventional Multiple Low-Cost IMU and GPS-Integrated Kinematic Positioning and Navigation Method Based on Singer Model // Sensors, October 2019. vol. 19. no. 19.

ПРИЛОЖЕНИЕ А Акты о внедрении результатов диссертации

"УТВЕРЖДАЮ"

проректор по учебной работе Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»
доцент, д.т.н.



АКТ О ВНЕДРЕНИИ

Настоящий акт составлен на основании заключения комиссии специалистов кафедры 704 "Информационно-управляющие комплексы летательных аппаратов" МАИ в составе председателя комиссии - заведующего кафедрой, проф., д.т.н. Евдокименкова В.Н. и членов комиссии - преподавателей кафедры профессора, д.т.н. Красильщикова М.Н., к.т.н. Ляпина Н.А., к.т.н. Удаловой Н.В.

В ходе работы комиссии установлено, что следующие результаты диссертационной работы Ермакова Павла Григорьевича «Разработка алгоритмов для обеспечения безопасной посадки беспилотного вертолета на необорудованную площадку», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.3.1 «Системный анализ, управление и обработка информации, статистика (технические науки)» внедрены и используются в учебном процессе для подготовки студентов МАИ по специальности 24.05.05 «Интегрированные системы летательных аппаратов»:

1) математические модели и алгоритмы планирования маршрута облета беспилотным вертолетом участков местности с целью поиска площадки, пригодной для посадки, использованы в рамках лекционных курсов "Алгоритмы оптимального управления", «Автоматизация управления одиночными и групповыми действиями беспилотных летательных аппаратов».

2) алгоритм интеграции навигационных данных БИНС МЭМС и лазерного высотомера вертикального канала бортовой навигационной системы беспилотного вертолета на базе слабосвязанной схемы, использован в курсе «Комплексирование информационных приборов» при выполнении курсового проектирования и практических занятий.

Председатель комиссии
заведующий кафедрой 704,
проф., д.т.н.

В.Н. Евдокименков

Члены комиссии - преподаватели кафедры 704:
проф., д.т.н.

к.т.н.

М.Н. Красильщиков

к.т.н.

Н.А. Ляпин

Директор дирекции Института №7 МАИ,
профессор РАН, д.т.н.

Н.В. Удалова

А.В. Кривилев

УТВЕРЖДАЮ



Генеральный директор
ООО «ЦТИИ НИЦ «Институт
имени Н.Е. Жуковского»,
д.т.н., академик РАН

С.Ю. Желтов

« 30 » мая 2025 г.

АКТ

**о практическом внедрении результатов диссертационной работы
Ермакова Павла Григорьевича,**
выполненной на тему: «Разработка алгоритмов для обеспечения безопасной
посадки беспилотного вертолета на необорудованную площадку»,
представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук
по специальности 2.3.1 «Системный анализ, управление и обработка
информации, статистика (технические науки)»

Настоящий акт подтверждает, что материалы, представленные в диссертационной работе Ермакова П.Г., использованы в работах, проводимых ООО «ЦТИИ НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» при выполнении СЧ НИОКР шифр «Р-135-ЦТИИ» и СЧ НИОКР шифр «Р-265-ЦТИИ» по договорам между АО «Эколибри» и ООО «ЦТИИ НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского» от 29.11.2024 № Э/29/11-2024-05 и № Э/29/11-2024-06 соответственно.

В указанных работах использованы следующие результаты диссертационной работы Ермакова П.Г.:

- алгоритм формирования оптимального маршрута облета беспилотным вертолетом участков местности для поиска площадки, пригодной для посадки, на основе статистической обработки информации цифровой карты местности;
- алгоритм принятия решения по посадке БЛА на неподготовленную площадку, позволяющий учесть как требования по рельефу в месте предполагаемой посадки, так и требование по прочности грунта;

– алгоритм комплексирования навигационных данных БИНС на базе микро-электромеханической системы и лазерного высотомера (ближний инфракрасный диапазон) вертикального канала бортовой навигационной системы БЛА.

Предварительная апробация представленных в диссертационной работе алгоритмов для обеспечения посадки беспилотного вертолета на неподготовленную площадку, реализованных в виде функционально завершенных программных модулей, показала их пригодность для проведения исследований в области управления беспилотными летательными аппаратами, проводимыми на базе ООО «ЦТИИ НИЦ «Институт имени Н.Е. Жуковского».

Научный руководитель СЧ НИОКР,
руководитель направления

Ведущий специалист

Ведущий специалист

Ведущий специалист



Г.А. Платошин

Д.В. Комаров

М.А. Лебедев

М.В. Ососков

ПРИЛОЖЕНИЕ Б Свидетельства о регистрации программ для ЭВМ

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО
о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2023682103

**«Программа для построения оптимального маршрута
облета БВС вертолетного типа необорудованных
вертодромов»**

Правообладатель: *Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Московский авиационный институт (национальный
исследовательский университет)» (RU)*

Авторы: *Ермаков Павел Григорьевич (RU), Евдокименков
Вениамин Николаевич (RU), Гоголев Александр Андреевич
(RU)*

Заявка № **2023681026**
Дата поступления **12 октября 2023 г.**
Дата государственной регистрации
в Реестре программ для ЭВМ **23 октября 2023 г.**



Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Ю.С. Зубов

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2024614592

**«Программа для обработки инерциальных данных на
базе МЭМС и лидара БВС вертолетного типа»**

Правообладатель: *Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Московский авиационный институт (национальный
исследовательский университет)» (RU)*

Автор(ы): *Ермаков Павел Григорьевич (RU)*

Заявка № 2024613225

Дата поступления 19 февраля 2024 г.

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ 27 февраля 2024 г.



Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Ю.С. Зубов

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2024618425

**Программа для решения задачи классификации типа
грунта необорудованного вертодрома**

Правообладатель: *федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего образования
«Московский авиационный институт (национальный
исследовательский университет)» (RU)*

Авторы: *Ермаков Павел Григорьевич (RU), Шайхутдинов
Максим Русланович (RU)*



Заявка № 2024617411

Дата поступления 10 апреля 2024 г.

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ 11 апреля 2024 г.

*Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности*

документ подписан электронной подписью
Сертификат: 42506a2fe10c1164ba196183a7304aa7
Владельцу: **Зубов Юрий Сергеевич**
Действителен с 2018.08.03 по 02.08.2024

Ю.С. Зубов