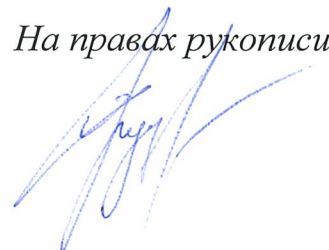


**МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ  
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)» МАИ**

---

*На правах рукописи*

УДК: 681.518.3+629.5.05+629.7.05] (043)



Будков Александр Сергеевич

**РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ  
РЕШЕНИЯ ДЛЯ ЗАДАЧИ ЧЕТЫРЁХМЕРНОЙ  
НАВИГАЦИИ В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

Специальность 05.13.01 – Системный анализ, управление и обработка информации (авиационная и ракетно-космическая техника)

**Диссертация на соискание учёной степени  
кандидата технических наук**

Научный руководитель: кандидат технических наук, доцент  
Неретин Евгений Сергеевич

Москва – 2021

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ОГЛАВЛЕНИЕ .....	2
ВВЕДЕНИЕ .....	4
ГЛАВА 1. Состояние объекта исследования. Современные системы самолётовождения.....	12
1.1 Современные системы самолётовождения .....	12
1.2 Анализ систем координат, применимых к задаче поиска оптимального маршрута .....	22
1.3 Анализ лётно-технических характеристик воздушного судна и учёт их влияния при решении задачи поиска оптимального маршрута .....	28
1.4 Постановка задачи исследований .....	35
Выводы по главе 1 .....	37
ГЛАВА 2. Разработка архитектуры, алгоритмического, функционального и методического обеспечения системы поддержки принятия решения для решения задачи четырёхмерной навигации .....	38
2.1 Архитектура системы поддержки принятия решения .....	38
2.2 Методика поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов .....	41
2.2.1 Анализ методов оптимизации, применимых к задаче поиска оптимального маршрута и математическая постановка задачи .....	47
2.2.2 Анализ методов планирования траектории .....	50
2.2.3 Модифицированная целевая функция стоимости алгоритма A-star для решения задачи поиска оптимального четырёхмерного маршрута.....	57
2.2.4 Правила декомпозиции трехмерного пространства и обоснование выбора шага сетки в горизонтальной и вертикальной плоскостях.....	60
2.2.5 Алгоритмическое обеспечение методики поиска оптимальных четырехмерных маршрутов.....	63
2.2.6 Корректировка дальностей до соседних ячеек при работе алгоритма A-star .....	69
2.2.7 Проверка пересечения запретных зон/зон сложных метеоусловий на участках набора высоты или снижения .....	74
2.2.8 Спрямление маршрута и корректировка общей дальности крейсерского участка .....	77

2.3	Правила мониторинга статуса выполнения четырёхмерного маршрута....	80
2.4	Модуль поддержки принятия решения .....	82
	Выводы по главе 2.....	85
ГЛАВА 3. Программно-алгоритмическое обеспечение системы поддержки принятия решения .....		87
3.1	Алгоритмическое обеспечение модуля поиска оптимальных четырехмерных маршрутов.....	87
3.2	Алгоритмическое обеспечение модуля мониторинга активного плана полёта.....	112
3.3	Алгоритмическое обеспечение модуля поддержки принятия решения ...	116
3.4	Программное обеспечение для реализации алгоритмов системы поддержки принятия решения .....	120
3.4.1	Программное обеспечение модуля поиска оптимального четырёхмерного маршрута .....	120
3.4.2	Программное обеспечение модуля мониторинга активного плана полёта и модуля поддержки принятия решения .....	126
	Выводы по главе 3.....	130
ГЛАВА 4. Оценка эффективности применения алгоритмов поиска оптимального маршрута .....		131
4.1	Оценка эффективности используемых критериев оптимизации.....	132
4.2	Оценка эффективности анализа трехмерного пространства за один шаг вычислений при решении задачи поиска оптимального четырёхмерного маршрута .....	141
4.3	Оценка эффективности использования алгоритма A-star с точки зрения времени вычислений на маршрутах различной дальности.....	151
	Выводы по главе 4.....	155
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....		156
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....		158
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....		160

## ВВЕДЕНИЕ

**Актуальность темы исследования и степень ее разработанности.** Мировое сообщество гражданской авиации сегодня плотно занимается вопросами развития и модернизации всей аэронавигационной системы. Для обеспечения непрерывного роста количества авиаперевозок и направлений авиасообщения требуется постоянный анализ, разработка и внедрение новых технологий как в работу наземных служб, так и в состав существующего или в качестве дополнительного бортового оборудования воздушного судна (ВС) [60].

Так же, постоянный рост объёмов воздушных перевозок и вызванное этим значительное повышение нагрузки на аэронавигационное пространство со стороны его пользователей – самолётов и вертолётов, привели к необходимости совершенствования концепции организации и использования аэронавигационного пространства для всех регионов мира, в том числе и для аэронавигационного пространства Российской Федерации.

За последние десятилетия в аэронавигационной инфраструктуре реализован ряд определённых изменений, однако значительная часть глобальной аэронавигационной системы все еще ограничена рамками концептуальных подходов, которые появились в XX столетии. Эти унаследованные с прошлого аэронавигационные возможности ограничивают пропускную способность и увеличение объёмов воздушного движения [63].

Для решения описанной задачи необходима всесторонне согласованная глобальная аэронавигационная система, в основе которой лежат современные основанные на характеристиках процедуры и технологии [40, 46, 47].

Для реализации такой глобальной согласованной аэронавигационной системы разработан план, в котором определены основные направления развития и этапы внедрения необходимых технологий для всех участников системы в виде методики блочной модернизации авиационной системы [63].

Одним из направлений развития аэронавигации в соответствии с данным глобальным аэронавигационным планом Международной организации

гражданской авиации (ИКАО) [63] является повышение степени функциональной совместимости [1], эффективности и пропускной способности бортовых и наземных систем для повышения координации между органами обслуживания воздушного движения за счет использования систем передачи данных между службами организации воздушного движения (ОрВД) [31].

Функциональная совместимость бортовых и наземных систем позволит оперативно в автоматизированном режиме анализировать большое количество маршрутной информации в режиме реального времени, например:

- метеорологические данные в зоне аэродрома прибытия и вдоль выполняемого маршрута [36];
- информацию о траекториях других ВС;
- любую оперативную информацию от служб управления воздушным движением (УВД) [33].

Также, наряду с функциональной совместимостью бортовых и наземных систем, одним из главных ожидаемых результатов модернизации аэронавигационной системы является возможность глобального управления четырёхмерными маршрутами.

Для реализации этой возможности требуется модернизация не только наземной аэронавигационной инфраструктуры, но и модернизация существующих комплексов бортового оборудования. Одной из основных бортовых систем, обеспечивающих полёт ВС по заданному маршруту, является система самолётовождения (FMS) [45]. Именно она в первую очередь должна быть способна поддерживать полёты по четырёхмерным маршрутам.

Но, в то же время, постоянный рост функционала бортовых систем приводит к необходимости анализа экипажем большего количества информации, что усложняет процесс принятия решения в любой чрезвычайной ситуации.

Наличие обмена между бортовыми и наземными комплексами и автоматизированной возможности анализа маршрутной информации делает возможным предлагать экипажу решения в сложных ситуациях, возникающих при полёте по четырёхмерному маршруту с учётом требований ИКАО по

выдерживанию навигационных характеристик [38], а также по критериям стоимости и количеству топливных выбросов.

**Цель диссертационной работы** – повышение уровня безопасности полётов за счёт автоматизации оперативного бортового планирования четырёхмерных маршрутов с учётом влияния ветровой обстановки, запретных зон и зон сложных метеоусловий.

**Объект исследования** – система самолётовождения гражданского самолёта.

**Предмет исследования** – алгоритмическое обеспечение функции планирования четырёхмерных маршрутов.

**Для достижения поставленной в диссертационном исследовании цели решены научно-технические задачи:**

- сформированы требования к системе поддержки принятия решения по результатам анализа функциональных недостатков современных систем самолётовождения в части решения задачи четырёхмерной навигации;
- разработана архитектура системы поддержки принятия решения, учитывающая функциональность системы, а также необходимые взаимодействующие системы для решения поставленной цели;
- разработана методика, обеспечивающая поиск оптимальных четырёхмерных маршрутов для выбранных критериев оптимальности (минимум ошибки по времени прибытия, минимум расхода топлива, минимум времени полёта, минимум расхода топлива / времени полёта);
- разработано алгоритмическое обеспечение методики поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов, учитывающее влияние ветровой обстановки, лётно-технические характеристики воздушного судна, запретные для полёта зоны и зоны сложных метеоусловий, а также обеспечивающее поиск траектории полёта в трёхмерном пространстве за один шаг вычислений;
- разработан человеко-машинный интерфейс системы поддержки принятия решения, обеспечивающий взаимодействие экипажа с системой и

отображение необходимой информации для принятия решения о сформированных оптимальных маршрутах;

- разработано программное обеспечение, реализующее созданное математическое обеспечение методики поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов;

- проведено имитационное моделирование на базе разработанного программно-алгоритмического обеспечения.

**Методы исследования,** применённые в работе: методы обработки информации в сложных системах, методы экспериментальных исследований, численные методы математического анализа и компьютерного моделирования, методы оптимизации, методы теории графов.

**Научная новизна** диссертационной работы заключается в следующем:

- разработана архитектура системы поддержки принятия решения, обеспечивающая выполнение функции поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов для выбранных критериев;

- разработана методика поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов, учитывающая:

- влияния ветровой обстановки;

- лётно-технические характеристики воздушного судна;

- запретные для полёта зоны и зоны сложных метеоусловий;

- поиск траектории полёта в трехмерном пространстве за один шаг вычислений.

- разработано алгоритмическое обеспечение, реализующее функцию многокритериального поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов.

**Научные результаты,** выносимые на защиту:

- архитектура системы поддержки принятия решения, обеспечивающая выполнение функций системы поддержки принятия решения;

- методика поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов, учитывающая:

- влияния ветровой обстановки;

- лётно-технические характеристики воздушного судна;
- запретные для полёта зон и зоны сложных метеоусловий;
- поиск траектории полёта в трехмерном пространстве за один шаг вычислений без разделения расчёта горизонтального и вертикального профилей.
- алгоритмическое обеспечение, реализующее функцию многокритериального поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов.
- результаты моделирования, подтвердившие достоверность полученных в работе теоретических выводов.

**Практическая значимость** полученных в диссертационной работе результатов состоит в следующем:

- сформированы требования к системе поддержки принятия решения по результатам анализа функциональных недостатков современных систем самолётовождения в части решения задачи четырёхмерной навигации;
- создано программное обеспечение, реализующее полученные научные результаты и позволяющее обеспечивать оперативное планирование маршрута в условиях сложных метеоусловий или других нештатных ситуациях при полётах по маршрутам четырёхмерной навигации;
- создан человеко-машинный интерфейс, позволяющий обеспечить взаимодействие экипажа с системой в части отображения информации о маршрутах по заданным критериям оптимальности.

**Достоверность полученных результатов** обеспечивается корректным применением математического аппарата и их экспериментальной проверкой.

**Внедрение и реализация.** Основные результаты диссертационной работы внедрены при выполнении научно-исследовательских работ в филиале ПАО «Корпорация «Иркут» «Центр комплексирования» и учебный процесс на кафедре 703 «Системное проектирование авиакomплексов» Института № 7 «Робототехнические и интеллектуальные системы» МАИ, что подтверждается соответствующими актами о внедрении.

**Апробация работы.** Основные положения диссертационной работы представлены и обсуждены на:



– XXVI и XXIX Международных научно-технических конференциях «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации» (г. Алушта, 2017, 2020 г.)

– IV Всероссийской научно-технической конференции «Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами» (г. Москва, 2017 г.)

– 9-м, 10-м и 12-м Всероссийских межотраслевых молодежных конкурсах научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики» (г. Москва, 2017, 2018, 2020 гг.)

– Всероссийской межвузовской научно-технической конференции студентов и аспирантов «Микроэлектроника и информатика – 2018» (г. Москва, г. Зеленоград, 2018 г.)

– XLIV, XLV и XLVI Международных молодежных научных конференциях «Гагаринские чтения» (г. Москва, 2018, 2019, 2020 гг.)

– Международной конференции «High-tech and Innovations in Research and Manufacturing (HIRM-2019)» (г. Красноярск, 2019 г.)

– XII научно-практической конференции студентов и аспирантов «Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2019» (г. Иркутск, 2020 г.)

– 17-ой и 18-ой Международных конференциях «Авиация и космонавтика – 2018, 2019» (г. Москва, 2018, 2019 гг.)

– XXII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» (с международным участием) (г. Санкт-Петербург, 2020 г.)

– XI Международной научно-технической конференции «Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов» (г. Москва, 2020 г.)

– Международной конференции «EAI IoTaaS 2020 (6th EAI International Conference on IoT as a Service)» (КНР, г. Сиань, 2020 г.)

**Публикации.** Основные результаты диссертационной работы полностью отражены в 8 статьях (5 из которых – в журналах, рекомендованных Перечнем

ведущих периодических изданий ВАК при Министерстве науки и высшего образования РФ), 18 трудах и тезисах докладов международных, всероссийских и межрегиональных конференций и семинаров, а также зарегистрированы в государственном Реестре программ для ЭВМ.

**Структура и объём диссертационной работы.** Диссертация состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка сокращений и условных обозначений и списка литературы. Общий объём работы составляет 168 страниц, включая 63 рисунка и 11 таблиц. Список использованных источников содержит 80 наименований.

В *главе 1* диссертационной работы проведен анализ современных систем самолётОВОЖДЕНИЯ в части способности поддерживать четырёхмерные маршруты определены требования к функционалу, который должен быть обеспечен для поддержки принятия решения экипажем при возникновении нештатной ситуации при полёте по четырёхмерному маршруту. Определён интерфейс взаимодействия с базой данных (БД) лётно-технических характеристик (ЛТХ), а также определены системы координат, которые могут быть использованы при решении задачи поиска оптимального маршрута. Поставлена задача разработки системы поддержки принятия решения, которая будет обеспечивать решение выявленных в ходе анализа проблем при полётах по четырёхмерным маршрутам.

В *главе 2* разработана архитектура системы поддержки принятия решения. Определены критерии оптимизации, по которым должно обеспечиваться решение задачи поиска оптимального четырёхмерного маршрута. В результате анализа методов оптимизации и методов построения траектории обоснован выбор метода A-star теории графов для решения задачи поиска оптимального четырёхмерного маршрута, а также определён вид целевой функции, содержащий все необходимые параметры, участвующие в задаче оптимизации. Разработана методика поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов на основании определенных к ней требований. Для функции мониторинга доступности движения по активному маршрута разработано правило формирования признака

недоступности движения по активному маршруту. Определены условия для модуля поддержки принятия решения, по которым он должен осуществлять информирование экипажа о возникновении нештатной ситуации при полёте по четырёхмерному маршруту.

В *главе 3* разработано алгоритмическое обеспечение методики поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов, обеспечивающее поиск решений по заданным критериям оптимизации с учётом влияния ветровой обстановки, ЛТХ ВС, наличия запретных зон или зон сложных метеоусловий, а также выполняющее поиск траектории в трехмерном пространстве за один шаг вычислений без разделения горизонтального профиля от вертикального. Также разработано алгоритмическое обеспечение, реализующее правила мониторинга статуса выполнения четырёхмерного маршрута и правила формирования признаков возникновения проблем в ходе выполнения четырёхмерного маршрута. Разработано ПО *«Имитатор модуля поиска оптимального четырёхмерного маршрута системы поддержки принятия решения»* [10] и ПО *«Имитатор модуля мониторинга активного плана полёта и модуля поддержки принятия решения»*, реализующее созданные алгоритмы, позволяющее моделировать работу системы поддержки принятия решения и оценивать адекватность полученных результатов.

В *главе 4* представлены результаты оценки:

- эффективности выбранных критериев оптимизации для решения задачи поиска оптимального четырёхмерного маршрута;
- эффективности анализа трехмерного пространства за один шаг вычислений при решении задачи поиска оптимального четырёхмерного маршрута
- эффективности использования алгоритма A-star с точки зрения времени вычислений на маршрутах различной дальности.

Результаты оценок подтвердили адекватность и эффективность разработанного программно-алгоритмического обеспечения.

В *заключении* работы даны основные её результаты и выводы.

## **ГЛАВА 1. Состояние объекта исследования.**

### **Современные системы самолётовождения**

#### **1.1 Современные системы самолётовождения**

Систему самолётовождения, или «FMS» (от англ. Flight Management System), входящую в состав комплекса бортового оборудования практически любой современной авиационной техники, можно рассматривать как «мозг» навигационной системы самолёта. Она имеет основополагающее значение для работы современных систем авионики и направлена на автоматизацию некоторых задач в полёте, снижение нагрузки на экипаж и устранение необходимости в бортовых бортинженерах или штурманах.

FMS предназначена для повышения безопасности и эффективности полётов за счёт предоставления лётному экипажу и бортовым системам бортового электронного оборудования данных, необходимых для эффективной работы ВС.

Фундаментальная функция FMS позволяет лётному экипажу программировать маршрут от взлёта до посадки. Первая FMS была установлена на Boeing 767. Её появление позволило исключить штурмана из членов экипажа, сократив его численность до двух пилотов, хотя бортинженера первое время всё ещё включали в состав экипажа, а кабину делали трёхместной. В настоящее время некоторые частные самолёты малой авиации, а также крупные коммерческие лайнеры оснащены FMS или аналогичными системами. Системы самолётовождения продолжали развиваться и увеличивать количество взаимодействующих различных средств управления и контрольно-измерительных приборов.

Основными задачами системы самолётовождения являются [79]:

– определение текущих координат местоположения самолёта по сводным данным от различных бортовых навигационных датчиков;

– расчёт горизонтальной и вертикальной траектории полёта по заданному плану полёта, а также поддержка оперативного изменения этого плана экипажем;

– формирование и передача управляющих команд в систему автоматического управления (САУ) для выполнения автоматического самолётовождения по заданному плану полёта [24, 25].

Для обеспечения формирования траектории полёта FMS взаимодействует с аэронавигационной БД, содержащей данные об аэродромах, их взлётно-посадочных полосах и процедурах инструментального полёта, навигационных пунктах маршрута, наземных радиосредствах, воздушных трассах и другой аэронавигационной информации. На современных пассажирских самолётах автоматическое самолётовождение может производиться на всех этапах полёта от взлёта

до захода на посадку. С помощью человеко-машинного интерфейса (ЧМИ) системы экипаж контролирует аэронавигационную обстановку, а также выполнение полёта с автоматическим управлением и, при необходимости, осуществляет корректировку маршрута.

FMS производит расчёт лётно-технических характеристик и наиболее экономичного маршрута по топливной эффективности, который зависит от таких параметров, как вес, высота крейсерского полёта, фактическое местоположение самолёта и др.

Традиционная архитектура FMS представляет собой отдельный конструктивно-съёмный блок (КСБ) (Multipurpose Control and Display Unit – MCDU), обладающий собственным вычислителем, программным обеспечением (ПО) и ЧМИ, состоящим из строчного экрана небольшого размера и алфавитно-цифровой клавиатуры. ЧМИ FMS в такой реализации имеет лишь несколько строк для отображения информации с текстом в трёх-четырёх возможных цветах и, как правило, двух размерах шрифтов прописных букв. Описанная традиционная архитектура приводит к большой степени идентичности систем различных производителей, и опытный лётчик способен за короткий период

времени разобраться в большей части функционала незнакомомого ему MCDU. Пример внешнего вида MCDU, используемого на самолёте Sukhoi Superjet 100, являющимся отдельным КСБ со встроенным вычислителем, представлен на рисунке 1.



Рисунок 1 – Общий вид традиционного MCDU, являющимся отдельным КСБ со встроенным вычислителем

Однако на последних поколениях гражданских самолётов всё большее распространение получает другая реализация FMS. Программное обеспечение зачастую реализуется как программное приложение центрального вычислителя авионики [35, 66], а кадры интерфейса индицируются на экранах, расположенных, как правило, в верхней части центрального пьедестала кабины.

Существенное увеличение размера экранов системы электронной индикации (СЭИ) привело к возможности и необходимости полной переконфигурации её кадров, в том числе ЧМИ FMS [74]. Первыми авиалайнерами, на которых было внедрено подобное решение, стали Airbus A380, A350 и Boeing 787. Так, например, при разработке нового ЧМИ для самолёта Boeing 787

корпорация Boeing сохранила максимальную схожесть с ЧМИ традиционной архитектуры FMS. Общий вид обновлённого ЧМИ с применением широкоформатного дисплея на самолёте Boeing 787 представлен на рисунке 2.

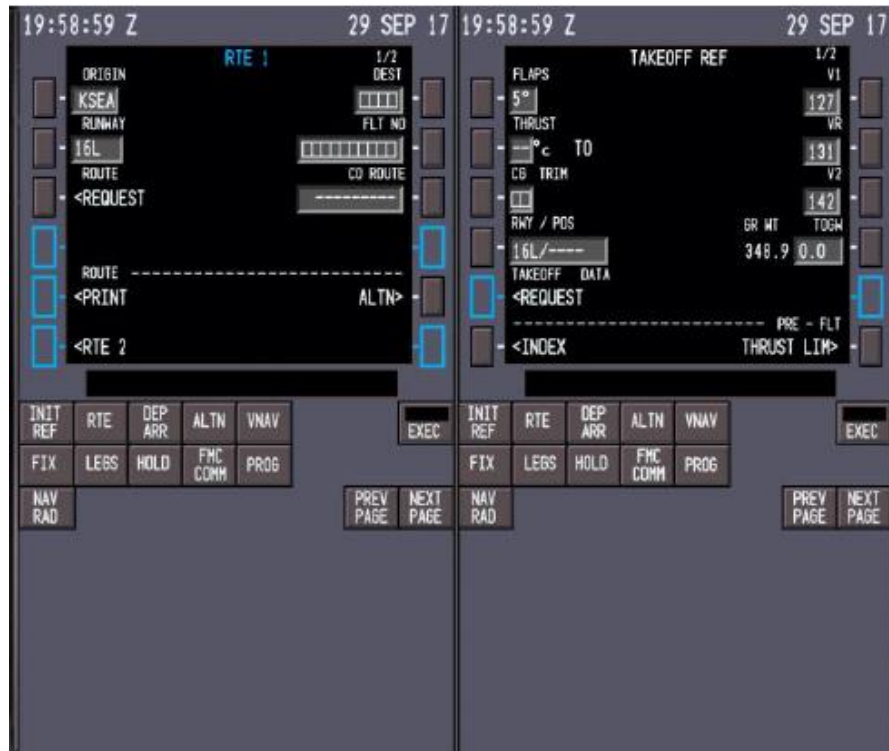


Рисунок 2 – Общий вид обновлённого ЧМИ с применением широкоформатного дисплея на самолёте Boeing 787

В то же время разработчики Airbus кардинально подошли к вопросу переработки ЧМИ FMS. Пример кадра ЧМИ FMS самолёта Airbus A380 с применением спецификации ARINC 661 [53] представлен на рисунке 3.



Рисунок 3 – Общий вид кадра ЧМИ FMS самолёта A380 с применением ARINC 661

Современные FMS позволяют существенно снизить нагрузку на экипаж за счёт автоматизации рутинных процедур подготовки и выполнения полётов, в том числе и выполнение автоматического расчёта оптимальных взлётно-посадочных характеристик и ЛТХ для построения наиболее экономичного маршрута в зависимости от поставленной экипажу задачи на выполнение полёта.

FMS выполняет автоматический расчёт необходимого количества топлива для выполнения полёта с учётом всех необходимых запасов и возможного выполнения аварийных процедур (отказ одного двигателя, уход на запасной аэродром и прочее), прогнозируемое время на выполнение полёта, за которое будет пройден рассчитанный маршрут, а также наиболее выгодный эшелон для крейсерского полёта. Для данного расчёта учитывается ряд параметров, в том числе:

- заданный эшелон крейсерского полёта;



- введённая взлетная масса самолёта;
- заданное значение индекса стоимости (от англ. Cost Index (CI)), выражающий численное отношение стоимости времени полёта к стоимости топлива,
- введённые значения температуры наружного воздуха по маршруту (по высотам и с привязкой к конкретным пунктам маршрута),
- введённые значения направления и скорости ветра по маршруту (по высотам и с привязкой к конкретным пунктам маршрута)

Все описанные выше функции системы являются базовыми и давно обеспечиваются ведущими разработчиками современных бортовых FMS.

Постоянно увеличивающийся объём авиаперевозок привёл к тому, что на сегодняшний день этих функций стало недостаточно. В свою очередь, это отразилось в виде ужесточения правил и требований к наземной аэронавигационной структуре и бортовому радиоэлектронному оборудованию. Что касается бортового оборудования, то текущие и перспективные требования к точности навигации, четырёхмерной навигации и функциям бортового оборудования требуют от ведущих разработчиков FMS постоянной модернизации их существующих решений.

Основными разработчиками FMS на сегодняшний день являются такие компании, как: Honeywell, Rockwell Collins, General Electric, Thales, CMC Electronics. Среди отечественных производителей можно отметить ПАО «МИЭА», АО «РПКБ», АО «НИИАО».

Большинство из продуктов этих компаний на сегодняшний день соответствуют текущим требованиям к системе, требуемым функциям, в том числе способность поддерживать четырёхмерные маршруты. Функция современных систем самолётовождения, обеспечивающая контроль выполнения четырёхмерного маршрута, называется «Required Time of Arrival» (RTA).

Рассмотрим функционал системы самолётовождения производства компании Honeywell, которая является одним из лидеров среди разработчиков рассматриваемой системы на мировом рынке. Основными функциями являются:

- автоматическая настройка радиосредств, определение текущего местоположения;
- ведение по маршруту на всех этапах полёта как в горизонтальной (все типы участков в соответствии с [52]), так и в вертикальной плоскости (высота, скорость);
- стратегическое планирование полёта. Поддержка нескольких планов полёта: активный план полёта, модифицированный, два вторичных и альтернативный;
- тактическое планирование полёта. Поддержка процедур: «Прямо на», плана полёта со смещением, зон ожидания, точек плана полёта, определённых пользователем;
- выдача информации для отображения плана полёта на навигационном и пилотажном кадрах;
- поддержка взаимодействия по каналу Datalink;
- прогноз параметров плана полёта с учетом характеристик моделей двигателя и окружающей среды;
- взаимодействие с внешними самолётными системами;
- поддержка функции RTA.

Для анализа рассмотрим подробнее принцип работы функции RTA. На сегодняшний день решать задачу четырёхмерной навигации, в частности, задачу прибытия в точку маршрута в заданное время предполагается следующим образом.

Для выполнения функции экипажу в первую очередь на этапе предполётной подготовки необходимо ввести в систему путём взаимодействия с ЧМИ следующую минимально необходимую информацию:

- путевую точку маршрута – путевую точку в плане полета, в которой будет определено ограничение по времени прибытия;

– ограничение по времени прибытия – желаемое время прибытия в заданную путевую точку маршрута;

– тип ограничения по времени прибытия – границы времени, которые должны выполняться ВС. Три типа ограничения, которые в настоящее время поддерживаются: AT – в строго заданное время; AT или Before (AB) – в заданное время прибытия или раньше; AT или After (AA) – в заданное время прибытия или позже.

После ввода минимально необходимой информации результатом работы функции является расчёт временного окна, в который необходимо произвести взлёт для того, чтобы система могла обеспечить прибытие в заданную точку маршрута в заданное время прибытия с точностью, регламентируемой нормативной документацией [71, 72].

Это временное окно рассчитывается путём анализа минимального и максимального скоростного профиля на каждом участке полёта, с которым система рассчитывает выполнить полёта по маршруту.

Типичный сценарий расчёта окна функции RTA представлен на рисунке 4.

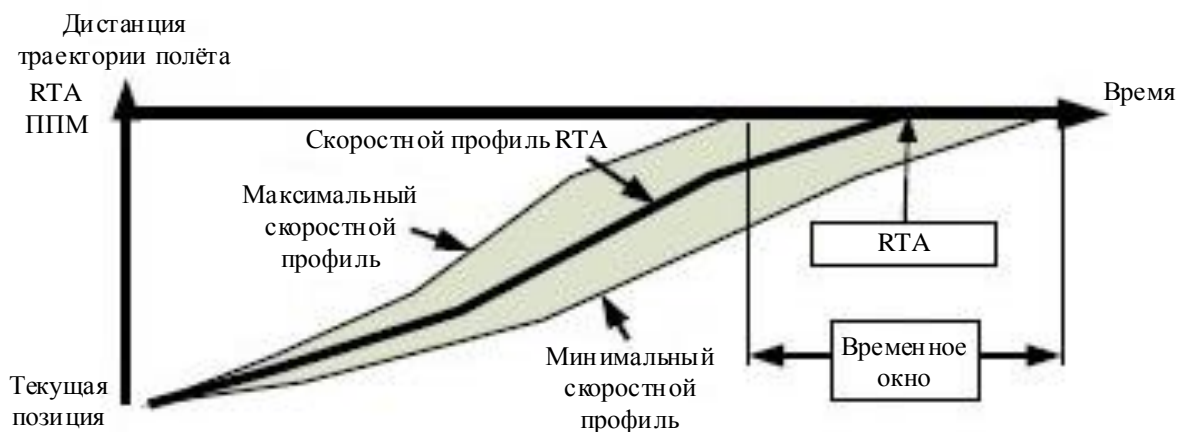


Рисунок 4 – Сценарий расчёта временного окна прибытия функции RTA

В рамках процесса выполнения ВС заданного плана полёта функция RTA обеспечивает мониторинг статуса её выполнения путём отображения следующей информации:

– текущей ошибки (разница между ожидаемым (прогнозируемым) временем прибытия и заданным (RTA) в заданной путевой точке);

– статуса прибытия (представлен в виде трёх возможных вариантах: ранее заданного времени, позже заданного времени или вовремя).

Статус прибытия «Вовремя» информирует о том, что система смогла определить потребный для выполнения задачи скоростной профиль на всех участках полёта до заданной путевой точки, который обеспечит прибытие воздушного судна в заданное время.

Статус прибытия «Ранее заданного времени / Позже заданного времени» информирует о том, что система не смогла определить потребный для выполнения задачи скоростной профиль на всех участках полёта до заданной путевой точки, который обеспечит прибытие ВС в заданное время.

В процессе полёта по четырёхмерному маршруту возможна ситуация, когда ошибка по времени прибытия в заданную точку маршрута превышает допустимые значения [72], в этой ситуации современные FMS лишь сформируют информационное сообщение о невозможности выдержать заданное ограничение. А при возникновении вдоль сформированного маршрута сложных метеоусловий или конфликтных ситуаций с другими участниками воздушного движения реакция системы не будет носить даже уведомительного характера.

Таким образом, проанализировав общий принцип работы функции RTA, выводом является то, что при возникновении нештатной ситуации система ответит лишь уведомлением о том, что текущее заданное ограничение по времени обеспечить невозможно либо никакой реакции не последует [8].

В условиях глобального управления четырёхмерными маршрутами, в сторону чего в настоящее время движется мировое аэронавигационное сообщество гражданской авиации, такого функционала будет недостаточно [28].

Система, обеспечивающая поддержку четырехмерных маршрутов [11, 12, 29] должна быть устойчива к внешним возмущениям, приводящим к изменениям маршрута, таким как: сложные метеоусловия вдоль участков маршрута, конфликтные ситуации с другими воздушными судами, запретные

зоны. Система должна максимально упрощать процесс принятия решения и обеспечивать экипаж максимально полной необходимой информацией.

В таких ситуациях на сегодняшний день вся ответственность за принятие решения, а также ведение и контроль каждого ВС ложится на диспетчера. В условиях высокой загруженности воздушного пространства такие ситуации в лучшем случае будут приводить к нарушению целостности управления четырёхмерными маршрутами каждого участника воздушного движения, а в худшем случае возможны катастрофические ситуации.

В связи с этим с целью снижения нагрузки на экипаж в дополнение к существующему функционалу бортовых FMS необходимо обеспечить:

- решение задачи поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов по нескольким критериям оптимальности для возможности выбора стратегии полёта при возникновении нештатной ситуации;

- мониторинг доступности полёта по активному плану полёта и уведомление экипажа в случае его недоступности для дальнейшего полёта, вызванной пересечением зон сложных метеоусловий или запретных зон;

- отображение и взаимодействие экипажа с информацией о существующих оптимальных маршрутах, а также с информацией о статусе полёта по активному четырёхмерному маршруту.

## 1.2 Анализ систем координат, применимых к задаче поиска оптимального маршрута

Для решения задачи аэронавигации в первую очередь необходимо выбрать подходящую для неё систему координат, так как от её выбора зависит точность вычислений навигационных параметров местоположения ВС, а также параметров вычисленной траектории [7, 16, 34, 42-44].

Идеальная система координат должна удовлетворить ряду требований:

- высокая точность решение навигационной задачи;
- большая площадь территории земной поверхности или объёма воздушного пространства, в пределах которых сохраняется допустимая точность навигационных вычислений;
- простота математических соотношений, описывающих процесс перемещения ВС.

Но ввиду того, что ни одна из существующих систем координат вышеописанным требованиям не соответствует ввиду их противоречивости, используются разные системы координат. Выбор системы координат производится в зависимости от конкретной задачи и требуемой точности вычислений.

Таким образом, для решения навигационной задачи движения ВС относительно земной поверхности в настоящее время используются связанные с земной поверхностью локальные и глобальные системы координат [42].

Применение локальных систем координат без ущерба точности из-за пренебрежения кривизной земной поверхности допустимо на расстоянии до 500 км. Но при расстояниях более 500 км применение локальных систем координат не позволит достигнуть достаточно высокой точности вычислений, а значит, в таком случае они становятся не применимыми. Но, несмотря на это, математические вычисления в локальных системах координат достаточно просты в реализации [42, 44].

На сегодняшний день не существует системы координат, которая бы точно описывала фигуру Земли. Поэтому при описании навигационных процессов относительно земной поверхности используют различные аппроксимации её фигуры. Так на сегодняшний день в качестве фигуры Земли используется общеземной эллипсоид WGS-84 (от англ. *World Geodetic System 1984*).

В современных FMS сегодня при решении навигационной задачи используется глобальная геодезическая система координат ПЗ-90.11 (Россия) или WGS-84 (США). Координатами ВС в данной системе координат являются геодезическая широта ( $B$ ) и долгота ( $L$ ), а также высота над поверхностью эллипсоида ( $H$ ).

Использование глобальных систем координат позволяет вне зависимости от расстояний решать задачу аэронавигации с высокой точностью. В свою очередь высокая точность является следствием сложного математического аппарата.

Таким образом, при решении задачи поиска оптимального маршрута необходимо учитывать, что координаты ВС в исходном виде предоставляются в геодезической системе координат. Но решение задачи поиска оптимального маршрута напрямую в этой системе координат крайне сложно. Также, при решении задачи необходимо рассматривать дальности свыше 500 км. Ввиду возможного применения методов теории графов, где требуется фиксированное расстояние между ячейками воздушного пространства, необходимо учитывать, что меридианы сходятся в полюсах Земли, а, следовательно, в зависимости от широты цена деления градуса долготы будет изменяться в линейном выражении. С учётом вышесказанного, а также для учёта этих искажений используется преобразование в проекции Гаусса-Крюгера [34, 44].

Проекция Гаусса-Крюгера – поперечная цилиндрическая равноугольная картографическая проекция.

Применение этой проекции даёт возможность практически без искажений изобразить довольно значительные участки земной поверхности и, что очень важно, построить на этой территории систему плоских прямоугольных

координат. Эта система является наиболее простой и удобной при проведении инженерных и топографо-геодезических работ.

Поверхность земного эллипсоида условно делят меридианами на зоны, соответствующие  $6^\circ$  по долготe. Вся поверхность Земли разбивается на 60 зон, считая от начального – Гринвичского меридиана ( $0^\circ$ ). Через каждую зону от Северного до Южного полюса проходит прямолинейный осевой меридиан зон. Долгота осевого меридиана  $n$ -й зоны равна  $(6n - 3)^\circ$ . Зональная система координат в проекции Гаусса–Крюгера представлена на рисунке 5.

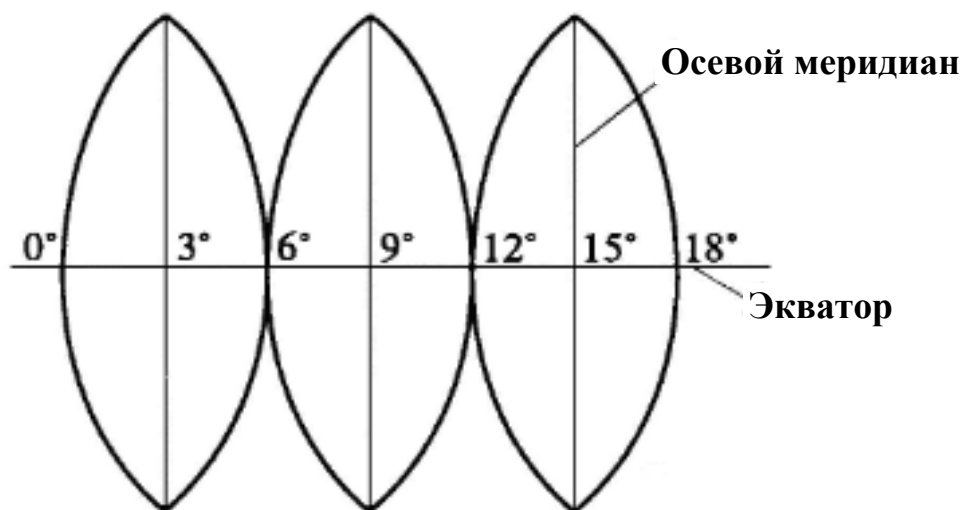


Рисунок 5 – Зональная система координат в проекции Гаусса–Крюгера

Нумерация зон идет с запада на восток, начиная от Гринвичского меридиана. В пределах каждой зоны плоская координатная система располагается самостоятельно. Оси  $X$  и  $Y$  размещаются по осевому меридиану зоны и экватору. Начало отсчёта координат в их пересечении. Развертка карты в проекции Гаусса–Крюгера представлена на рисунке 6.



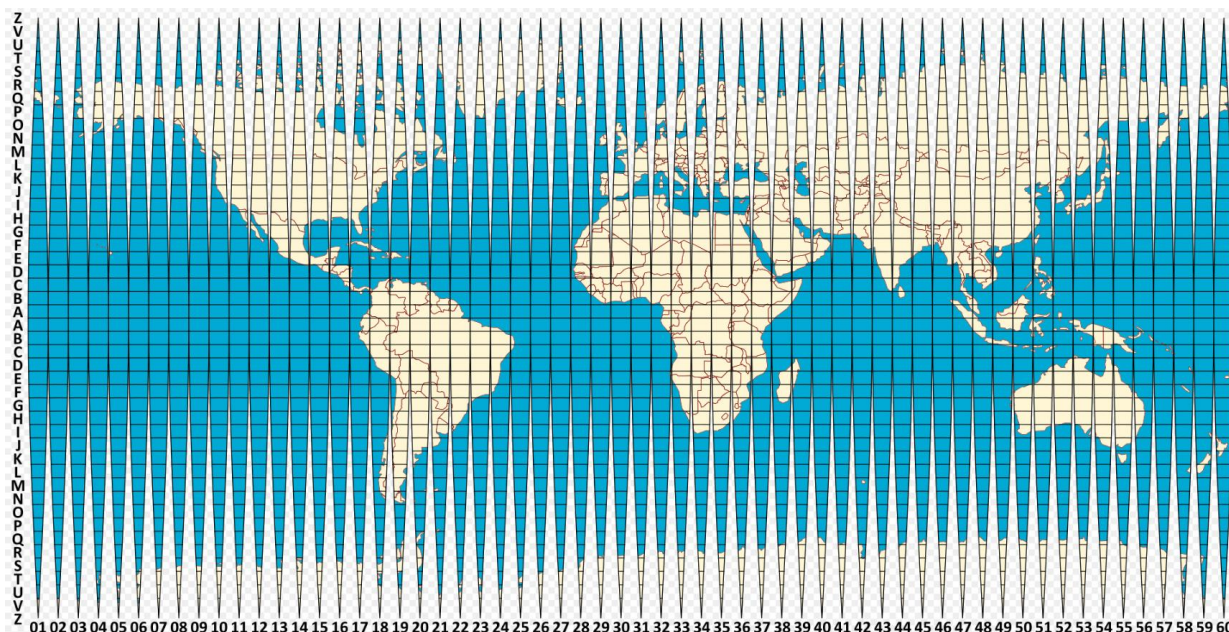


Рисунок 6 – Развертка карты в проекции Гаусса-Крюгера

Для расчёта связи между плоскими прямоугольными координатами  $(x, y)$  Гаусса-Крюгера и эллипсоидальными геодезическими координатами необходимо использовать следующие формулы:

$$\begin{aligned} x &= \bar{X} + \frac{l''^2 N \cos B \sin B}{2\rho''^2} \left\{ 1 + \frac{l''^2 N \cos^2 B}{12\rho''^2} (5 - \tan^2 B + 9\eta^2 + \eta^4) + \dots \right\}; \\ y &= \frac{l'' N \cos B}{\rho''} \left\{ 1 + \frac{l''^2 \cos^2 B}{6\rho''^2} (1 - \tan^2 B + \eta^2) + \dots \right\}. \end{aligned} \quad (1)$$

В вышеизложенных формулах преобразования:

$N = \frac{a}{\sqrt{1+e^2 \sin^2 B}}$  — радиус кривизны первого вертикала;

$l = L - L_0$  — разность долгот соответствующей точки и осевого меридиана зоны;

$L_0 = 6n - 3$  — долготы осевого меридиана зоны  $n$ ;

$n$  — номер зоны;

$$\eta^2 = \frac{e^2}{(1-e^2)} \cos^2 B;$$

$\rho'' = 206265''$  — число угловых секунд в одном радиане;

$\bar{X}$  — длина дуги осевого меридиана от экватора до параллели с широтой данной точки, вычисляемая по формуле:

$$\bar{X} = d_1 B^{(\text{рад})} - d_2 \sin 2B + d_3 \sin 4B - d_4 \sin 6B + \dots, \quad (2)$$

где:

$$\begin{aligned} d_1 &= a \left( 1 - \frac{e^2}{4} - 3 \frac{e^4}{64} - 5 \frac{e^6}{256} - \dots \right); \\ d_2 &= a \left( \frac{3}{8} e^2 + 3 \frac{e^4}{32} + 45 \frac{e^6}{1024} + \dots \right); \\ d_3 &= a \left( \frac{15}{256} e^4 + 45 \frac{e^6}{1024} + \dots \right); \\ d_4 &= a \left( 35 \frac{e^6}{3072} + \dots \right). \end{aligned} \quad (3)$$

Для расчёта обратного перехода от плоских прямоугольных координат Гаусса–Крюгера к эллипсоидальным геодезическим координатам  $B$ ,  $L$  в первую очередь необходимо вычислить широту  $B_x$  – основание изображения плоской ординаты –  $y$ .

$$\begin{aligned} B_x &= B_0 + (B_x - B_0), \\ B_0'' &= \frac{x}{d_1} \rho''. \end{aligned} \quad (4)$$

Разность  $(B_x - B_0)$  вычисляется следующим образом:

$$(B_x - B_0)'' = (\alpha'' + \beta'' \cos 2B_0 - \gamma'' \sin^2 2B_0) \sin 2B_0. \quad (5)$$

Используемые в этом выражении  $\alpha''$ ,  $\beta''$ ,  $\gamma''$ , в свою очередь, вычисляются по формулам:

$$\begin{aligned} \alpha'' &= \rho'' \left( \frac{3}{8} e^2 + 3 \frac{e^4}{16} + 91 \frac{e^6}{512} + \dots \right), \\ \beta'' &= \rho'' \left( \frac{21}{128} (e^4 + e^6) + \dots \right), \\ \gamma'' &= \rho'' \left( \frac{151}{1536} e^6 + \dots \right). \end{aligned} \quad (6)$$

Таким образом, с учётом изложенных выше выражений, вычисление эллипсоидальных геодезических координат выполняется по формулам:

$$\begin{aligned}
 B &= B_x - \rho'' \frac{y^2 V_x^2 \tan B_x}{2N_x^2} \left[ 1 - \frac{y^2}{12N_x^2} (5 + 3 \tan^2 B_x + \eta_x^2 - 9\eta_x^2 \tan^2 B_x) + \dots \right], \\
 l &= \frac{\rho''}{N_x \cos B_x} \left[ 1 - \frac{y^2}{12N_x^2} (1 + 2 \tan^2 B_x + \eta_x^2) + \dots \right],
 \end{aligned} \tag{7}$$

$$L = L_0 + l,$$

где:

$$\begin{aligned}
 N_x &= \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B_x}}, \\
 \eta_x^2 &= \frac{e^2}{1 - e^2} \cos^2 B_x,
 \end{aligned} \tag{8}$$

$$V_x^2 = 1 + \eta_x^2.$$

Как уже было сказано выше, использование проекции Гаусса-Крюгера обеспечивает возможность построения на территории всей Земли системы плоских прямоугольных координат и позволяет получать практически без искажений довольно большие участки земной поверхности. Благодаря этому, становятся применимы методы теории графов при поиске оптимального маршрута. Также, при формировании вершин графа становится возможным расчёт значений необходимой в вершинах графа информации, например:

- доступность ячейки для полёта (проекция запретных зон);
- величина и направление ветра в каждой вершине.

Возможность расчёта для каждой вершины графа метеорологической и навигационной информации позволяет с достаточной точностью решать задачу поиска оптимального маршрута по заданным критериям.

### 1.3 Анализ лётно-технических характеристик воздушного судна и учёт их влияния при решении задачи поиска оптимального маршрута

При решении задачи поиска оптимального маршрута возникает потребность в расчёте параметров каждого из участков траектории маршрута, таких как: расход топлива, время полёта, градиент набора высоты, потребная дальность при наборе высоты и т. д.

В настоящей работе учёт динамических характеристик ВС выполняется за счёт применения БД ЛТХ [50, 80]. В БД ЛТХ для конкретного воздушного судна для всех этапов полёта приведены расчётные таблицы параметров в зависимости от заданного режима и условий полёта.

Для того чтобы подробно разобрать принцип взаимодействия FMS с БД ЛТХ необходимо понимать принцип моделирования международной стандартной атмосферы, а также типы скоростей, используемые при этом взаимодействии.

Ввиду того, что характеристики атмосферы в масштабах всего мира различны, на сегодня принимается усредненный набор условий, называемый «Международной стандартной атмосферой» (International Standard Atmosphere – ISA) [13].

Параметры международной стандартной атмосферы (температура, давление, плотность) представляются в виде функции абсолютной высоты в табличной форме [18].

Основу международной системы отсчета составляет температура  $15^{\circ}\text{C}$  на уровне моря при давлении 1013,25 гПа. Стандартная плотность воздуха на уровне моря составляет  $1,225 \text{ кг/м}^3$ . Данная модель ISA используется в качестве эталона при сравнении реальных атмосферных условий и соответствующих характеристик двигателя / ВС. Таким образом, атмосферные условия при взаимодействии с БД ЛТХ выражаются в виде  $\text{ISA} \pm \Delta\text{ISA}$ .

Типы скоростей, использующихся при эксплуатации ВС, различны. Для решения той или иной задачи необходимо понимать, какую скорость необходимо

учитывать при решении задачи. Например, некоторые из них обеспечивают экипажу возможность выполнять полёт, избегая области критических режимов, в то время как другие в основном используются в целях навигации и оптимизации функциональных характеристик.

С точки зрения взаимодействия с БД ЛТХ в качестве исходных данных необходимо иметь возможность рассчитывать приборную воздушную скорость (*IAS*) или скорость в числе Маха (*M*). Но для расчёта этих скоростей при решении задачи поиска оптимального маршрута первоочередными в расчёте являются истинная воздушная (*TAS*) и путевая скорости (*GS*), так как именно они определяют скорость ВС относительно земной поверхности / воздушной массы.

**Индикаторная земная скорость (*CAS*)** соответствует разности между полным давлением  $P_t$  и статическим давлением  $P_s$ . Эта разность называется динамическим давлением  $q$ . Поскольку динамическое давление не может быть измерено непосредственно, оно замеряется при помощи двух приёмников воздушного давления.

$$q = P_t - P_s. \quad (9)$$

*CAS* является функцией динамического давления и вычисляется по формуле:

$$CAS = a_0 \sqrt{5 \left[ \left( \frac{q}{P_0} + 1 \right)^{\frac{2}{7}} - 1 \right]}, \quad (10)$$

где  $a_0$  – стандартная скорость звука при температуре воздуха 15 °С,

$P_0$  – стандартное давление на уровне моря 1013 гПа,

$q$  – динамическое давление.

**Приборная воздушная скорость (*IAS*)** – скорость, отображаемая на шкале скорости пилотажных индикаторов. При точных измерениях скорости *IAS* равна индикаторной земной скорости (*CAS*). Но, например, угол атаки и

направление ветра влияют на точность измерения статического давления, что приводит к небольшому различию между  $CAS$  и  $IAS$ , именуемому инструментальной поправкой или антенной ошибкой  $K_i$ .

$$IAS = CAS + K_i. \quad (11)$$

**Истинная воздушная скорость (TAS)** характеризует скорость перемещения воздушного судна относительно воздушной массы, которая, в свою очередь, находится в движении относительно земной поверхности.  $TAS$  может быть получена из  $CAS$  [80].

**Путевая скорость (GS)** характеризует скорость воздушного судна относительно земной поверхности в фиксированной земной системе отсчёта.  $GS$  можно получить из  $TAS$  с учётом скорости и направления ветра.

$$\vec{GS} = \vec{TAS} + \vec{W}, \quad (12)$$

где  $\vec{W}$  – вектор скорости ветра.

Взаимное отношение векторов представлено на рисунке 7.

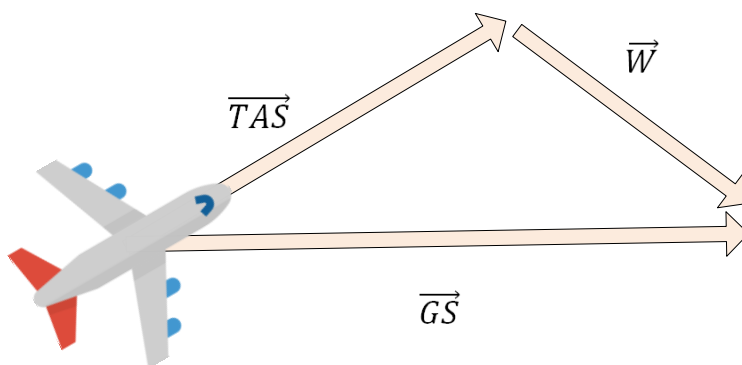


Рисунок 7 – Взаимное расположение векторов путевой, истинной воздушной скорости и скорости ветра

**Число Маха (M)** определяет соотношение между  $TAS$  и скоростью звука ( $a$ ).

$$M = \frac{TAS}{a}. \quad (13)$$

## Интерфейс взаимодействия FMS с БД ЛТХ

Для определения интерфейса взаимодействия между FMS и БД ЛТХ, в качестве примера рассмотрим фрагмент таблицы параметров для набора высоты самолёта Airbus A320. Таблица параметров набора высоты приведена на рисунке 8 [13].

CLIMB - 250KT/300KT/M.78								
MAX. CLIMB THRUST NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF			ISA CG=33.0%		FROM BRAKE RELEASE			
					TIME (MIN)		FUEL (KG)	
					DISTANCE (NM)		TAS (KT)	
FL	WEIGHT AT BRAKE RELEASE (1000KG)							
	66	68	70	72	74	76	78	
<b>390</b>								
<b>370</b>	24 1748 152 385	25 1851 163 387	27 1966 175 389	29 2096 190 391				
<b>350</b>	21 1619 132 377	22 1703 140 378	24 1794 149 380	25 1892 158 381	26 2000 169 383	28 2121 182 385	30 2258 196 388	
<b>330</b>	19 1515 117 369	20 1589 124 370	21 1668 131 371	22 1751 138 373	23 1840 146 374	25 1935 155 376	26 2040 165 378	
<b>310</b>	17 1419 104 361	18 1486 110 362	19 1556 115 363	20 1629 121 364	21 1706 128 365	22 1788 135 366	23 1876 142 368	
<b>290</b>	16 1322 92 350	16 1382 96 351	17 1444 101 352	18 1510 106 353	19 1578 111 354	20 1649 117 355	21 1725 123 356	
<b>270</b>	14 1206 78 337	14 1259 81 337	15 1313 85 338	16 1370 89 339	16 1429 93 340	17 1490 97 341	18 1555 102 342	
<b>250</b>	12 1103 66 324	13 1150 69 324	13 1198 72 325	14 1248 75 326	14 1300 79 326	15 1354 82 327	16 1410 86 328	
<b>240</b>	12 1055 61 317	12 1099 64 318	13 1145 67 318	13 1192 70 319	14 1241 73 320	14 1292 76 321	15 1344 79 321	
<b>220</b>	10 964 52 304	11 1004 54 305	11 1045 57 306	12 1087 59 306	12 1130 62 307	12 1175 64 308	13 1222 67 308	
<b>200</b>	9 880 45 292	10 916 46 292	10 953 48 293	10 991 50 294	11 1030 52 294	11 1070 54 295	11 1111 57 296	
<b>180</b>	8 802 38 280	8 834 40 280	9 867 41 281	9 901 43 281	9 936 45 282	10 972 46 283	10 1009 48 283	
<b>160</b>	7 727 32 267	8 756 34 267	8 786 35 268	8 816 36 268	8 848 38 269	9 880 39 270	9 913 41 270	
<b>140</b>	6 654 27 253	7 680 28 254	7 707 29 254	7 734 30 255	7 762 32 255	8 791 33 256	8 821 34 257	
<b>120</b>	6 583 22 238	6 606 23 239	6 630 24 239	6 654 25 240	7 679 26 241	7 705 27 242	7 731 28 242	
<b>100</b>	4 466 16 211	5 485 16 212	5 504 17 213	5 523 18 213	5 543 18 214	5 563 19 215	5 584 20 216	
<b>50</b>	3 301 8 173	3 313 8 174	3 325 9 174	3 337 9 175	3 349 9 176	3 362 10 177	3 375 10 178	
<b>15</b>	2 186 4 122	2 193 4 122	2 200 4 123	2 207 4 124	2 215 4 125	2 222 4 126	2 230 4 127	
LOW AIR CONDITIONING ΔFUEL = - 0.4 %		HIGH AIR CONDITIONING ΔFUEL = + 0.4 %		ENGINE ANTI ICE ON ΔFUEL = + 6 %		TOTAL ANTI ICE ON ΔFUEL = + 11 %		

НОЗС -04 A320-231 V2500 21100000C5KG330 0 018590 0 0 2 1.0 500.0 300.0 1 03 FCOM-N0-03-05-10-003-000

Рисунок 8 – Пример таблицы параметров набора высоты для самолёта Airbus A320

Для определения параметров **набора высоты** БД ЛТХ в качестве исходных данных требуется:

- зафиксированный скоростной профиль (приборная скорость (IAS) или число Маха (M));

- масса воздушного судна в начальный момент времени;
- центровка;
- отклонение от параметров стандартной атмосферы ( $\Delta ISA$ );
- эшелоны начала и окончания набора высоты.

Результатом работы БД ЛТХ является выдача потребных для навигационной задачи параметров, а именно:

- потребное для набора высоты расстояние (проекция горизонтальной дальности);
- расход топлива;
- время в наборе высоты;
- средняя  $TAS$ .

Для решения навигационной задачи, в частности при поиске потребного скоростного профиля, удовлетворяющего критерию минимизации ошибки по времени прибытия в заданную точку в заданное время, в первую очередь рассчитывается потребная  $GS$  полёта ВС. Таким образом, чтобы обеспечить работу БД ЛТХ для этапа набора высоты, необходимо потребную  $GS$  преобразовать в  $IAS$  или в  $M$ . Преобразование  $GS$  в  $IAS$  выполняется в несколько шагов:

$$GS \xrightarrow{1} TAS \xrightarrow{2} CAS \xrightarrow{3} IAS. \quad (14)$$

На первом шаге (1)  $GS$  преобразовывается в  $TAS$  с учётом скорости и направления ветра. На втором шаге (2)  $TAS$ , полученный на шаге (1), преобразовывается в  $CAS$  с учётом высоты полёта. Для шага (3) в настоящей работе принимается допущение, что точность вычисления статического давления достаточно высока для решения данной задачи.

Преобразование  $GS$  в  $M$  выполняется по формуле (16).

При расчёте  $IAS$  или  $M$  из потребной  $GS$  также необходимо учитывать максимальную эксплуатационную скорость ВС. Например, для этапа набора высоты  $IAS$  ограничена максимально допустимой эксплуатационной скоростью ( $VMO$ ) так, что:



$$IAS_{max} = VMO - 10 \text{ узлов.} \quad (15)$$

Например, для самолёта Airbus A320  $VMO = 350$  узлов, следовательно,  $IAS_{max} = 340$  узлов.

Для **крейсерского полёта** интерфейс взаимодействия с БД ЛТХ выглядит следующим образом:

Исходные данные:

- число Маха;
- текущая масса ВС;
- центровка;
- отклонение от параметров стандартной атмосферы ( $\Delta ISA$ );
- эшелон полёта.

Получаемые из БД ЛТХ данные:

- расход топлива на 1 ч полёта;
- дальность полёта на 1 т топлива;
- $IAS$ ;
- $TAS$ .

Для получения числа Маха необходимо выполнить следующие преобразования GS:

$$GS \xrightarrow{1} TAS \xrightarrow{2} M. \quad (16)$$

На первом шаге (1) GS преобразовывается в TAS с учётом ветра. На втором шаге (2) TAS, полученный на шаге (1), преобразовывается в число Маха (M) с учётом высоты полёта.

Для **этапа снижения** интерфейс взаимодействия с БД ЛТХ практически идентичен этапу набора и выглядит следующим образом:

Исходные данные:

- зафиксированный скоростной профиль (приборная скорость ( $IAS$ ) или число Маха (M));
- масса воздушного судна в момент начала снижения;

- центровка;
- отклонение от параметров стандартной атмосферы ( $\Delta ISA$ );
- эшелоны начала и окончания снижения.

Получаемые из БД ЛТХ данные:

- пройденное расстояние при снижении;
- расход топлива;
- время в снижении;
- режим установленной тяги.

Применение БД ЛТХ при решении задачи поиска оптимального маршрута позволяет учесть динамические характеристики ВС в процессе планирования траектории полёта, что исключает вероятность расчёта траектории, которую ВС не сможет выполнить.

#### 1.4 Постановка задачи исследований

По результатам анализа функционала современных FMS в части задачи поддержки четырёхмерных маршрутов выявлено, что одним из проблемных мест является отсутствие способности системы осуществлять мониторинг активного плана полёта на предмет наличия или отсутствия его пересечений с зонами сложных метеоусловий или запретными для полёта зонами, а также обеспечивать решение задачи оперативной ремаршрутизации, то есть решение задачи поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов по заданным критериям.

Этот функционал может быть реализован в качестве системы поддержки принятия решения [11]. Таким образом, система поддержки принятия решения в совокупности с FMS будет обеспечивать решение выявленных в результате анализа проблем.

Для этого в первую очередь необходимо разработать архитектуру системы поддержки принятия решения, которая будет содержать все необходимые элементы и связи с внешними системами для обеспечения возложенных на неё функций.

Для решения задачи поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов необходимо решить ряд взаимосвязанных между собой исследовательских задач:

- определить критерии оптимизации, по которым будет выполняться поиск маршрутов;
- определить метод оптимизации, а также метод для построения траектории ВС;
- определить вид целевой функции, которая будет лежать в основе задачи оптимизации;
- определить требования к методике поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов с учётом выбранных критериев оптимизации, метода оптимизации, метода построения траектории, а также вида целевой функции;
- разработать методику поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов, которая будет удовлетворять определённым для неё требованиям;

- разработать алгоритмическое обеспечение на базе разработанной методики поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов;

- реализовать разработанное математическое обеспечение в виде пакета прикладных программ для отработки алгоритмического обеспечения.

Для решения задачи мониторинга доступности движения по активному плану полёта необходимо разработать правила, при выполнении которых план полёта будет считаться недоступным. При использовании методов теории графов с клеточной декомпозицией пространства задача упрощается за счёт возможности определения в каждой ячейке пространства её статуса доступности для пролёта через неё.

Так как помимо расчёта оптимальных маршрутов и мониторинга доступности активного плана полёта необходимо обеспечивать взаимодействие экипажа с рассчитанной информацией об оптимальных маршрутах, а также дополнительной статусной информацией, необходимо разработать ЧМИ, который будет обеспечивать отображение необходимой информации и взаимодействие экипажа с ней. При его разработке необходимо учитывать возможность интеграции этого интерфейса с состав FMS.

## Выводы по главе 1

1. В результате анализа функционала современных FMS в части способности поддерживать четырёхмерные маршруты определены функциональные требования для системы поддержки принятия решения экипажем при возникновении нештатной ситуации при полёте по четырёхмерному маршруту.

2. Для решения задачи поиска оптимального маршрута определён интерфейс взаимодействия с БД ЛТХ, которая обеспечивает учёт динамических характеристик ВС в процессе планирования траектории полёта по четырёхмерному маршруту.

3. Определены системы координат, которые могут быть использованы при решении задачи поиска оптимального маршрута. Выбор конкретной системы координат зависит от метода поиска траектории полёта.

4. Поставлена задача разработки системы поддержки принятия решения, которая будет обеспечивать решение выявленных в ходе анализа проблем при полётах по четырёхмерным маршрутам.

## **ГЛАВА 2.      Разработка архитектуры, алгоритмического, функционального и методического обеспечения системы поддержки принятия решения для решения задачи четырёхмерной навигации**

### **2.1 Архитектура системы поддержки принятия решения**

Анализ проблем, возникающих при выполнении полётов по четырёхмерным маршрутам [8], а также принципа работы функции RТА в современных системах самолётовождения показал, что при возникновении конфликтных ситуаций с другими участниками воздушного движения или появления сложных метеоусловий или запретных зон воздушного пространства вдоль траектории заданного плана полёта существующий подход к реализации функции RТА не обеспечивает поиск решения проблемы, реакции от системы не последует. Более того, при невозможности выполнения ограничения по заданному времени прибытия в точку назначения система отреагирует лишь в уведомительном режиме. В такой ситуации ответственность за принятие решения о необходимости отклонения от заданного плана полёта полностью ложится на экипаж ВС.

Таким образом, для решения обозначенной проблемы система поддержки принятия решения должна обеспечивать:

- решение задачи поиска оптимального четырёхмерного маршрута;
- мониторинг статуса доступности движения по активному плану полёта;
- выдачу необходимой информации в информационно-управляющее поле кабины о доступных стратегиях полёта в конкретной типовой ситуации.

Разработанная архитектура системы поддержки принятия решения представлена на рисунке 9.

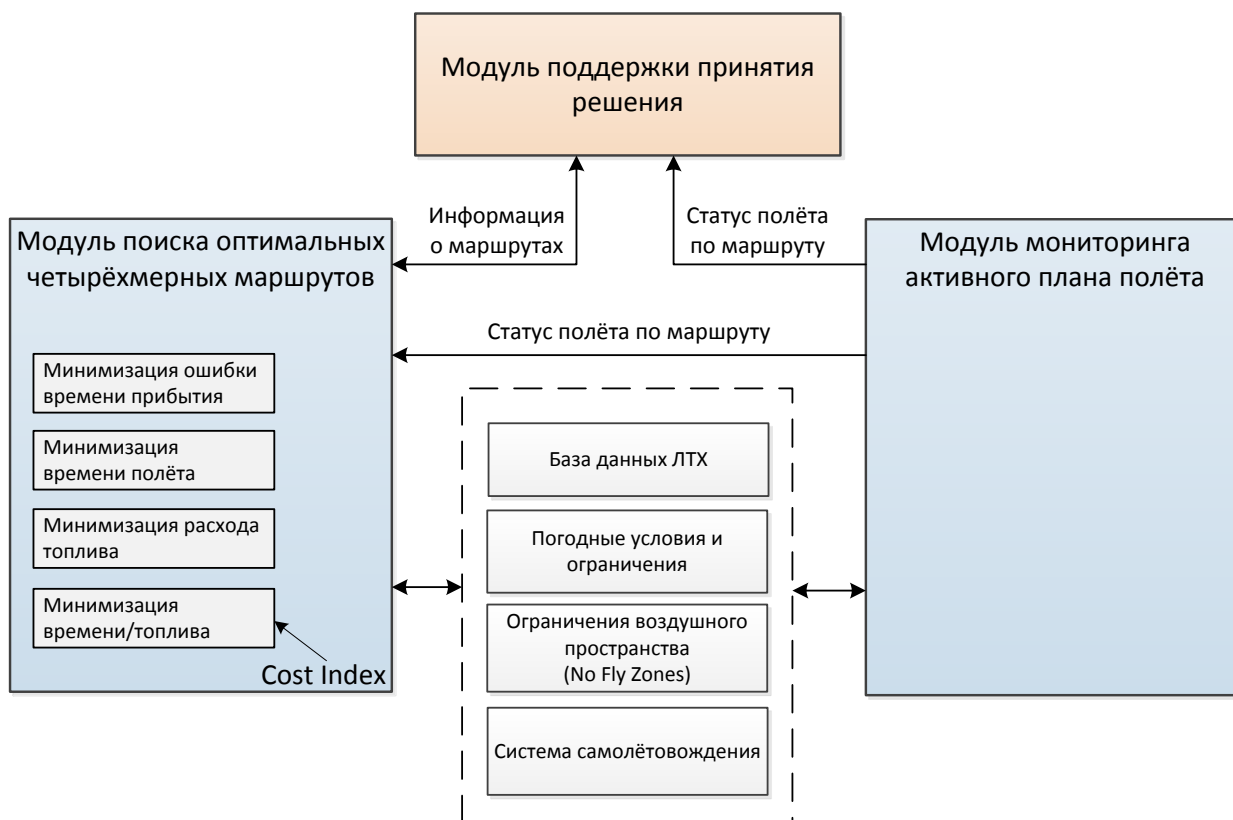


Рисунок 9 – Архитектура системы поддержки принятия решения

Система поддержки принятия решения состоит из трёх модулей:

- модуль мониторинга активного плана полёта;
- модуль поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов;
- модуль поддержки принятия решения.

Модуль мониторинга активного плана полёта осуществляет контроль возможности движения по заданному плану полёта в процессе его выполнения с учётом информации о погодных условиях и ограничениях воздушного пространства, а также вычисляет ошибку по времени прибытия по отношению к заданному и формирует статус полёта по четырёхмерному маршруту.

Модуль поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов осуществляет расчёт множества допустимых четырёхмерных траекторий в диапазоне заданных скоростей и высот полёта с учётом информации о ветровой обстановке, зон сложных метеоусловий и запретных зон, а также динамических характеристик ВС.

Далее из множества допустимых траекторий производится отбор решений по следующим критериям:

1) Минимизация ошибки по времени прибытия (разница между заданным и расчётным временем прибытия в заданную точку).

Данный критерий имеет высший приоритет, так как именно он определяет наличие решения, удовлетворяющее требованиям четырёхмерной навигации [71, 72]. Решение по данному критерию существует не всегда, поэтому при его отсутствии, решение не предоставляется.

2) Минимизация расхода топлива.

3) Минимизация времени полёта.

4) Минимизация расхода топлива / времени полёта.

Для поиска решения по последнему критерию используется параметр  $CI$ . Он характеризует отношение стоимости единицы затрачиваемого на полёт времени к стоимости единицы затрачиваемого на полёт топлива. Параметр вводится вручную экипажем и определяется стратегией авиакомпании. Параметр, как правило, определяется значением от 0 до 100. Крайние значения параметра характеризуют критерии минимума расхода топлива и минимума времени полёта.

Модуль поддержки принятия решения при возникновении проблем при полёте по четырёхмерному маршруту обеспечивает выдачу информации о возможных стратегиях полёта посредством взаимодействия с ЧМИ системы поддержки принятия решения. Экипаж, в свою очередь, получает возможность провести детальный анализ автоматически рассчитанной информации о каждой из доступных стратегий и принять решение, выбрав одну из них.



## 2.2 Методика поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов

В первую очередь при решении задачи поиска оптимального маршрута необходимо определить потребные критерии оптимизации. Критерий может быть как один, так и несколько.

Для рассматриваемой задачи необходимо использовать такие критерии, как:

- минимизация ошибки времени прибытия;
- минимизация времени полёта по маршруту;
- минимизация расхода топлива;
- минимизация времени полёта по маршруту / расхода топлива.

При формировании каждого из представленных критериев необходимо учитывать следующие факторы и требования нормативной документации:

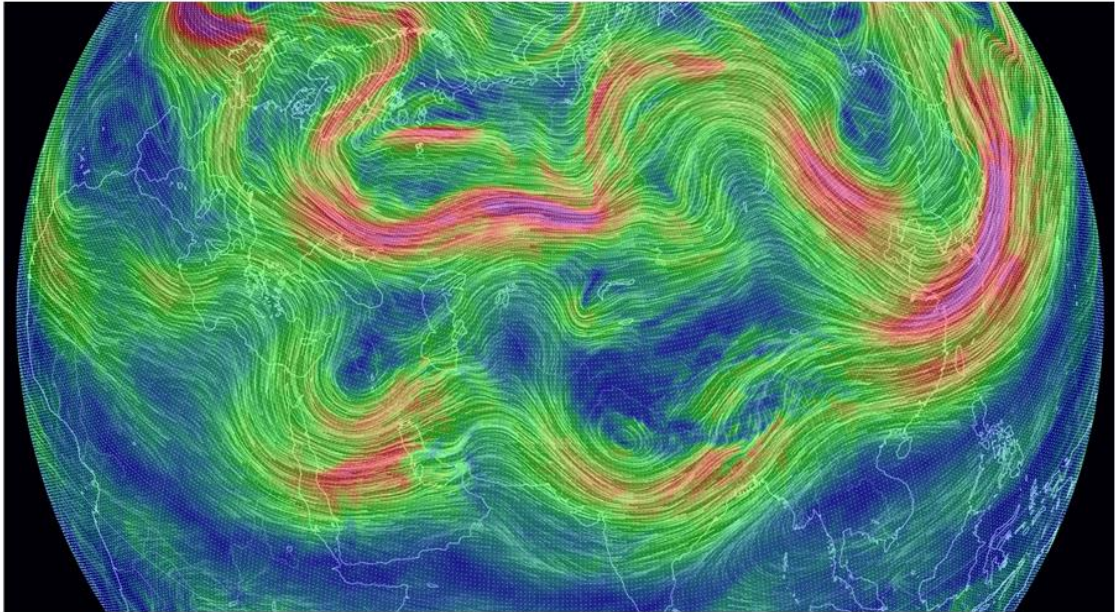
- ветровая обстановка вдоль вычисляемой траектории полёта;
- зоны сложных метеоусловий или запретные для полёта области пространства;
- ЛТХ ВС, в особенности при формировании вертикального профиля полёта;
- ограничение по времени вычисления информации о четырёхмерных маршрутах [51].

Каждый из этих факторов существенно влияет на итоговый результат, а именно на рассчитанные параметры оптимального маршрута. Игнорирование при расчётах этих факторов приведёт к ошибочному итоговому результату, который с высокой долей вероятности не будет являться оптимальным по искомому критерию.

При построении траектории маршрута необходимо учитывать:

- запрет на полёт через запретные зоны пространства или зоны сложных метеоусловий;
- ЛТХ ВС по предельным скоростям, высотам, массам, градиентам набора и т.д.

Для того чтобы продемонстрировать важность учёта ветровой обстановки при поиске оптимального маршрута для каждого из описанных критериев, рассмотрим глобальную карту ветров на высотах около 20000 футов и 35000 футов, представленные на рисунках 10 и 11 соответственно [17].




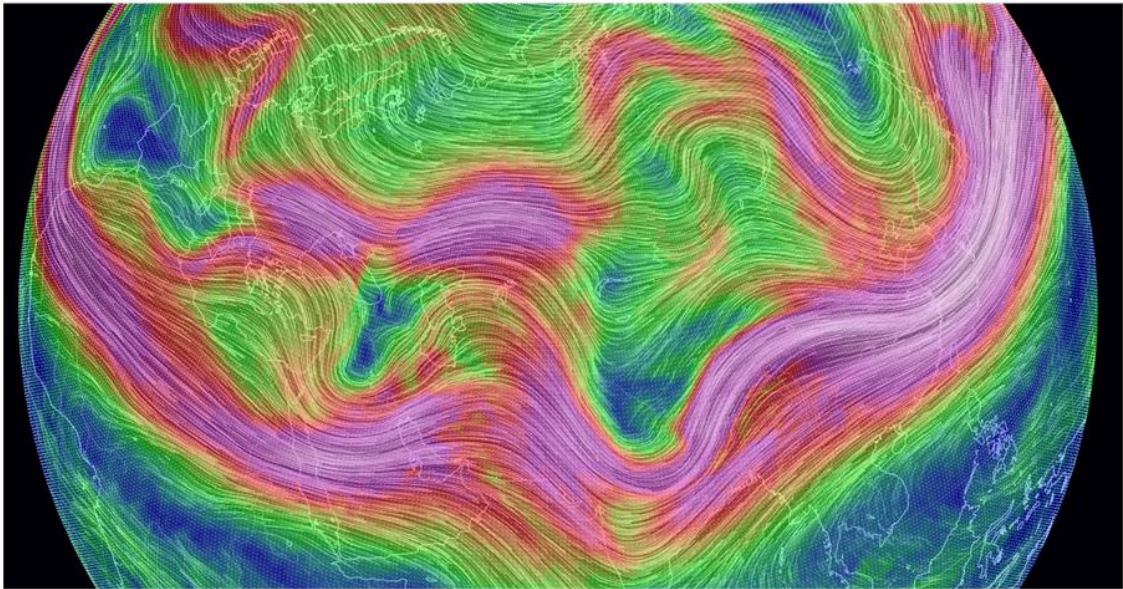
Шкала скорости ветра:   
0 км/ч      80 км/ч      160 км/ч      360 км/ч

Рисунок 10 – Глобальная карта ветров на высоте 20000 футов




Шкала скорости ветра:  0 км/ч 80 км/ч 160 км/ч 360 км/ч

Рисунок 11 – Глобальная карта ветров на высоте 35000 футов

Из рисунков 10-11 сделаны следующие выводы:

- направление ветра постоянно лишь на определённых участках;
- с увеличением высоты полёта существенно меняется сила ветра (как правило, увеличивается), а направление меняется лишь частично.

На сегодняшний день одним из критериев оптимизации при решении задачи поиска оптимального маршрута часто можно встретить использование критерия минимизации пройденного расстояния (задача поиска кратчайшего пути).

В качестве примера рассмотрим ситуацию в горизонтальной плоскости, когда перед ВС симметрично относительно его продольной оси расположена запретная для полёта зона. Необходимо найти оптимальную по критерию минимизации пройденного расстояния траекторию облёта запретной зоны. Также, одним из условий является необходимость возврата на исходную линию пути. Визуальная интерпретация ситуации представлена на рисунке 12.

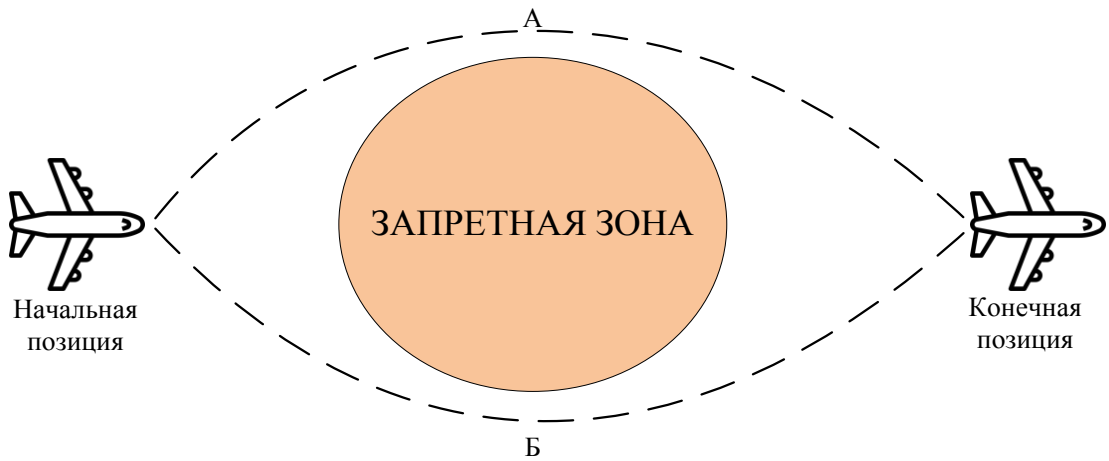


Рисунок 12 – Пример облёта симметричной запретной зоны по критерию минимизации пройденного расстояния

Результатом решения такой задачи являются две траектории (А, Б), удовлетворяющие требуемому критерию оптимизации. Добавление в качестве исходных данных для этой ситуации ветровой обстановки никак не повлияет на итоговый результат, так как кратчайшими по-прежнему останутся обе вычисленные траектории движения.

Рассмотрим пример, когда в этой же ситуации вдоль траектории А присутствует встречный ветер, а вдоль траектории Б – попутный одной и той же скорости (рисунок 13).

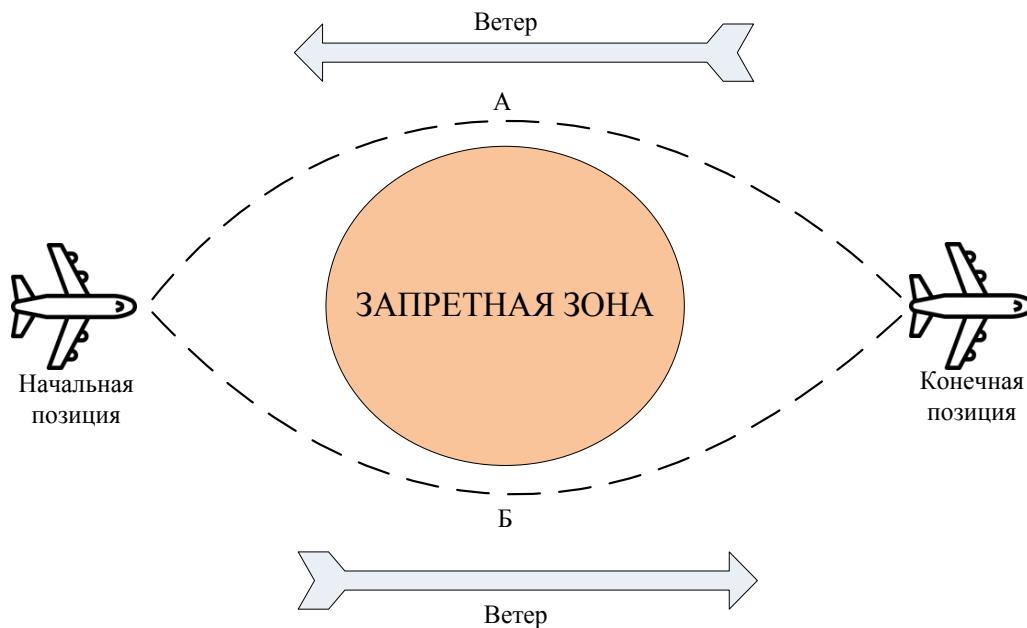


Рисунок 13 – Пример облёта симметричной запретной зоны по критерию минимизации пройденного расстояния с влиянием ветровой обстановки

При зафиксированной приборной скорости (IAS) для обеих траекториях очевидно, что средняя путевая скорость (GS) для траектории Б будет выше, чем для траектории А. При равенстве дистанций траекторий А и Б можно сделать вывод, что ВС в данном случае достигнет конечной позиции быстрее, выбрав траекторию Б.

В той же ситуации, при критерии минимизации задержки времени прибытия в заданную точку маршрута, траектория Б будет так же эффективнее, так как для неё можно подобрать меньшую IAS по сравнению с IAS для траектории А. Для этого критерия при равенстве времени прибытия при выбранной траектории Б в качестве результата будет меньший расход топлива.

Более того, если рассмотреть эту же ситуацию, только в трёхмерном пространстве, то мы получим бесконечное множество траекторий, удовлетворяющих критерию минимизации пройденного расстояния.

Поэтому представляется нецелесообразным для задачи поиска оптимального четырёхмерного маршрута рассматривать критерий минимизации пройденного расстояния, так как в качестве параметров для оптимизации в этой задаче представляют интерес: время полёта, ошибка времени прибытия и расход топлива.

Задача поиска оптимального маршрута решается в работах отечественных и зарубежных авторов [20, 41, 54, 55, 57, 58, 61, 62, 64, 65, 68-70, 75-78].

Так, например, в работе [14] авторами предложены алгоритмы оптимизации маршрутов в трёхмерном пространстве, основанные на графах, измерениями которого являются координаты объекта на плоскости и время. В работе учитывается влияние ветровой обстановки и наличие динамических и статических препятствий. Задача решается по критериям минимизации расхода топлива и минимизации времени полёта.

В работе [68] представлен алгоритм траекторной оптимизации для критериев минимизации ошибки прибытия и минимизации расхода топлива с учётом наличия двумерных препятствий, но без учёта влияния ветровой

обстановки. Задача решается в трёхмерном пространстве, измерениями которого являются координаты горизонтальной плоскости и время.

В работе [75] представлена методика оптимизации четырёхмерных маршрутов на основе генетических алгоритмов с учётом влияния ветровой обстановки. Но в данной работе не учитывается влияние запретных для полёта зон и зон сложной метеорологической обстановки. Задача решается для критериев минимизации времени в пути и минимизации расхода топлива.

В работе [20] предложена методика построения четырёхмерного маршрута, в которой процесс поиска оптимального маршрута разделён на два этапа. На первом этапе на основе метода Дейкстры предлагается выполнять поиск кратчайшего пути (критерий минимизации дальности) в горизонтальной плоскости без учёта ветра. На втором этапе предлагается к рассчитанному на первом этапе маршруту в горизонтальной плоскости достраивать его вертикальную составляющую и соответственно скоростной режим. В качестве критерия оптимизации используется интегральный показатель эффективности, характеризующий стоимость полёта [15].

В перечисленных работах приведены различные подходы к решению задачи поиска оптимального маршрута, но ни один из них полностью не удовлетворяет сформированным в результате анализа этих подходов требованиям к методике поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов, а именно:

- обеспечивать решение задачи для четырёх критериев оптимальности;
- выполнять расчет траектории за один шаг вычислений в трёхмерном пространстве без разделения горизонтального и вертикального профилей;
- учитывать фактор влияния ветровой обстановки и наличия зон сложных метеоусловий / запретных для полёта зон;
- учитывать ЛТХ ВС при расчёте траектории маршрута;
- время вычислений не должно превышать 30 с [51].

## 2.2.1 Анализ методов оптимизации, применимых к задаче поиска оптимального маршрута и математическая постановка задачи

Теория оптимизации представляет собой совокупность фундаментальных математических результатов и численных методов, позволяющих избежать полного перебора всех решений [23].

Методы оптимизации – это методы построения алгоритмов нахождения оптимального значения некоторой функции [5, 19].

Методы оптимизации, в первую очередь, классифицируются по типу параметров задачи оптимизации. Классификация методов оптимизации по типу параметров представлена на рисунке 14 [23].

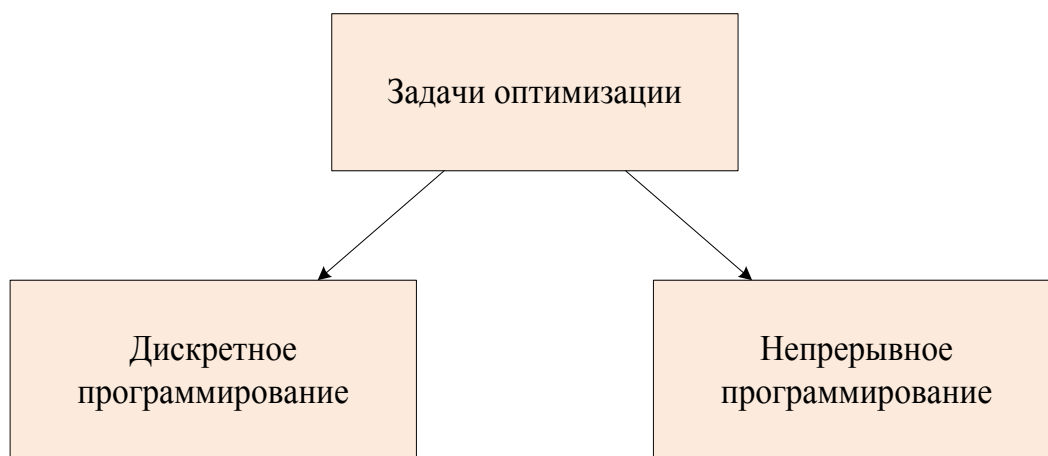


Рисунок 14 – Классификация методов оптимизации по типу параметров задачи оптимизации

Траектория движения ВС может быть описана как непрерывным, так и дискретным случайным процессом. Поэтому в первую очередь выбор метода будет зависеть от характера описания конструируемой траектории.

Под непрерывными методами понимают традиционные методы линейного и нелинейного программирования. Линейное программирование характеризуется линейной целевой функцией и линейными ограничениями в задаче. При нарушении линейности целевой функции или ограничений к задаче имеет место нелинейная задача оптимизации [23].

Дискретное программирование (дискретная оптимизация) — раздел математического программирования, в котором в противоположность задачам

оптимизации с непрерывными переменными, переменные в задачах дискретного программирования принимают только дискретные значения, например, целочисленные [22].

Помимо характера описания конструируемой траектории на выбор метода также влияет вид целевой функции. Для рассматриваемой в настоящей диссертационной работе задаче поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов по четырём различным критериям оптимальности предлагается интегральная целевая функция стоимости полёта следующего вида [56]:

$$F(\bar{x}) = C_f m_f + C_t T = C_f (m_f + CI * T),$$

$$CI = \frac{C_t}{C_f}. \quad (17)$$

где:

$C_f$  – стоимость единицы затрачиваемого на полёт топлива;

$C_t$  – стоимость единицы затрачиваемого на полёт времени;

$m_f$  – масса затрачиваемого на полёт топлива, кг;

$T$  – общее количество затрачиваемого на полёт времени, с;

$CI$  – индекс стоимости (Cost Index), соотношение стоимости единицы времени на эксплуатацию ВС к стоимости единицы топлива.

Предлагаемая целевая функция содержит более, чем одну независимую переменную, а значит рассматривается задача многомерной векторной оптимизации. Векторный аргумент целевой функции имеет следующий вид:

$$\bar{x} = (m_f, T, m, M, CI, \bar{W}, B, L, H)^T, \quad (18)$$

где:  $m$  – масса ВС;

$M$  – скорость полёта по маршруту в числе Маха;

$\bar{W}$  – вектор скорости ветра;

$B, L, H$  – координаты точек маршрута в географической системе координат.

На переменные векторного аргумента накладываются ограничения следующего вида:



$$0,71 \leq M \leq 0,81,$$

$$0 \leq CI \leq 9999,$$

$$-90 \leq B \leq 90,$$

$$-180 \leq L \leq 180,$$

$$18000 \leq H \leq 40000.$$

(19)

Приведённые выше ограничения для  $H$ ,  $M$  ограничивают область поиска оптимального маршрута, остальные являются ограничением физического смысла параметра. Параметр  $H$  имеет дополнительные ограничения, связанные с ЛТХ ВС. Аналогичные ограничения имеет параметр  $m_f$ . В настоящей работе используется БД ЛТХ ВС, которая учитывает динамические характеристики ВС, поэтому дополнительных ограничений на этот параметр не накладывается. Параметр  $CI$  ограничен на основе опыта ведущих фирм разработчиков гражданских самолётов.

Диапазон значений индекса стоимости практически у каждого ВС отличен. Так, например, на рисунке 15 приведен диапазон значений индексов стоимости линейки ВС фирмы Boeing [59].

Airplane Model	737-300 737-400 737-500	737-600 737-700 737-800 737-900	747-400	757	767	777
Cost Index Range	0-200	0-500	0-9999	0-999 or 0-9999	0-999 or 0-9999	0-9999

Рисунок 15 – Диапазон значений индекса стоимости линейки ВС Boeing

Независимо от диапазона нулевое значение индекса стоимости означает поиск решения с минимальным расходом топлива. При нулевом значении стоимость времени полёта игнорируется. И, наоборот, максимальное значение индекса стоимости означает поиск решения с минимальным временем полёта.

Таким образом, крайние значения индекса стоимости соответствуют двум критериям оптимизации целевой функции рассматриваемой задачи.

Для поиска решения по критерию минимизации расхода топлива и затрачиваемого времени индекс стоимости должен находиться внутри диапазона значений, а также должен быть больше нуля и меньше максимального значения. Такое значение определяется авиакомпаниями в зависимости от стратегии полётов в каждой из них.

Для поиска решения по критерию минимизации ошибки по времени прибытия из множества существующих четырёхмерных маршрутов отбирается подмножество, время прибытия которых удовлетворяет заданному ограничению, а затем из этого подмножества выбирается маршрут с минимальной стоимостью полёта при нулевом значении  $CI$ .

Таким образом, в рассматриваемой задаче:

- анализируется некоторое множество значений стоимости интегрального показателя целевой функции, каждое значение из которых будет соответствовать одному конкретному маршруту;
- выбранная целевая функция содержит несколько образующих её аргументов;
- целевая функция не имеет каких-либо ограничений на допустимые значения. Ограничения существуют только для аргументов функции, на основе которых рассчитывается значение целевой функции;
- три из четырёх рассматриваемых в задаче критерия оптимизации сводятся к минимизации выбранной целевой функции при различных значениях индекса стоимости. Последний критерий, как было сказано выше, не подразумевает минимизацию целевой функции.

## 2.2.2 Анализ методов планирования траектории

Применяемые методы для решения задачи оптимизации траектории ВС основываются на различных областях научных исследований. На сегодняшний день для конструирования траекторий наиболее часто на практике встречаются

решения, основанные на методах теории оптимального управления и методах теории графов [3, 4, 6, 21, 26, 48, 49, 57, 58, 62].

При решении задач с непрерывным процессом наиболее эффективными являются методы теории оптимального управления, а для задач дискретной оптимизации эффективнее использовать методы теории графов.

Методы теории оптимального управления предполагают решение задачи проектирования системы, обеспечивающей для заданного объекта управления или процесса закон управления или управляющую последовательность воздействий, обеспечивающих максимум или минимум заданной совокупности критериев качества системы [39].

Задача оптимального управления включает в себя расчет оптимальной программы управления и синтез системы оптимального управления. Оптимальные программы управления, как правило, рассчитываются численными методами нахождения экстремума функционала или решения краевой задачи для системы дифференциальных уравнений [27].

Для решения задачи определения программы оптимального управления строится математическая модель управляемого объекта или процесса, описывающая его поведение с течением времени под влиянием управляющих воздействий и собственного текущего состояния [37].

Математическая модель для задачи оптимального управления включает в себя: формулировку цели управления, выраженную через критерий качества управления; определение дифференциальных или разностных уравнений, описывающих возможные способы движения объекта управления; определение ограничений на используемые ресурсы в виде уравнений или неравенств [27].

Так, например, для формирования маршрутов может применяться метод динамического программирования. Но известная проблема «проклятия размерности» не позволяет использовать соответствующие алгоритмы на практике в режиме реального времени, так как вычислительные затраты при этом превосходят допустимые пределы, определяемые необходимостью постоянного пересчёта маршрута при поступлении уточнённых данных о прогнозе погодных

условий. Другой подход связан с использованием идей классического вариационного исчисления. Однако его применение возможно только в случае предельно упрощенных постановок с простейшей математической моделью движения судна и без учета статических и динамических ограничений [13].

Также для применения данных методов в реальных системах необходимо обеспечить адекватность используемых математических моделей динамической системы и наблюдений реальным процессам, что не всегда возможно [3].

Как уже было сказано при решении задачи дискретной оптимизации имеет место использование методов теории графов.

Теория графов является в настоящий момент одним из наиболее динамично развивающихся разделов дискретной математики. Связано это прежде всего с активным ее применением в разнообразных практических приложениях, начиная с информатики и теоретической физики и заканчивая социологией и экономикой [30].

*Граф* – математический объект, состоящий из двух множеств. Одно из них – любое конечное множество, его элементы называются *вершинами* графа. Другое множество состоит из пар вершин, эти пары называются *ребрами* графа [2].

Математически граф можно представить в виде:

$$G = (V(G), E(G)), \quad (20)$$

где:  $V(G)$  - множество вершин графа  $G$ ,

$E(G)$  - множество ребер графа  $G$ .

Множества вершин и ребер всегда конечны. Количество вершин графа  $G$  обозначаются через  $v(G)$ , а количество ребер - через  $e(G)$ » [32]. Графическая интерпретация графа представлена на рисунке 16.

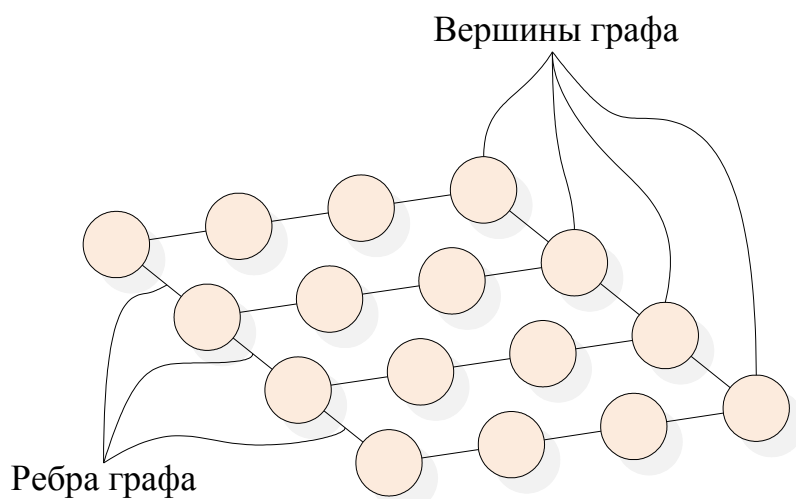


Рисунок 16 – Графическая интерпретация графа

Самым простым и эффективным способом представления графа в математическом виде является его представление в виде матрицы смежности. Матрица смежности представляет собой квадратную матрицу, индексы которой являются номерами вершин графа. При наличии ребра между двумя вершинами значение элемента матрицы равно логической «1», а при отсутствии ребра значение элемента равно логическому «0». Так описываются ненагруженные графы, где достаточно отразить только наличие или отсутствие связей между вершинами. Но, как правило, для решения оптимизационных задач, используются нагруженные графы – графы, ребра которых имеют веса. В нагруженных графах значение элемента матрицы между двумя вершинами равно весу  $m$  ребра между ними. Таким образом, нагруженных граф сразу можно представить в нагруженной матрицы весов:

$$G = \begin{bmatrix} m_{11} & m_{12} & m_{1j} & m_{1n} \\ m_{21} & m_{22} & m_{2j} & m_{2n} \\ m_{i1} & m_{i2} & m_{ij} & m_{in} \\ m_{n1} & m_{n2} & m_{nj} & m_{nn} \end{bmatrix} \quad (21)$$

При этом маршрутом называется последовательность вершин графа  $v_1 v_2 \dots v_n$  и ребер  $e_1 \dots e_{n-1}$  графа  $G$ , где  $e_i = v_i v_{i+1}$  для всех  $i \in [1..n - 1]$  [32].

Для рассматриваемой задачи будут использоваться ориентированные графы – графы, ребра которых являются однонаправленными. Если ребра графа двунаправленные, то такие графы называются неориентированными.

В качестве весов ребер можно использовать любую величину, характеризующую переход между обозначенными вершинами. Характер величины в первую очередь зависит от задачи и от критерия оптимизации. Например, в задаче поиска кратчайшего пути на графе в качестве весов ребер используется расстояние между вершинами.

В рассматриваемой в настоящей диссертационной работе задаче для того, чтобы обеспечить её решение по вышеописанным критериям, в качестве веса для переходов между вершинами графа необходимо использовать интегральный показатель стоимости полёта (17).

Одним из способов решения задачи планирования траектории в среде с препятствиями на основе графов является декомпозиция пространства на ячейки одинакового размера с целью дискретизации окружающей среды. Такой подход особенно подходит для случаев, когда для каждой ячейки пространства известны такие параметры, как: доступность пролёта или запрет (характеризует запретную для полёта зону), величина и направление ветра. При этом расстояние до ячейки так же известно, так как одним из условий формирования такого графа является необходимость определения фиксированного шага сетки. При наличии этой информации в каждой ячейке легко рассчитываются остальные важные для решения задачи четырёхмерной навигации параметры, такие как: время полёта, расход топлива. В результате использование графов как инструмента планирования траектории появляется возможность наглядно представить информацию о сформированной траектории полёта.

К наиболее популярным алгоритмам поиска кратчайшего пути на графе являются [21]:

- алгоритм Дейкстры;
- алгоритм  $A^*$  (A-star);
- алгоритм Беллмана-Форда;
- алгоритм Флойда-Уоршелла;
- алгоритм Ли (волновой алгоритм).

Одним из важных преимуществ использования методов теории графов является их эффективность использования вычислительных ресурсов системы. Но, при этом, это не значит, что использование любого из алгоритмов позволит за удовлетворительное время обрабатывать массивы больших размеров для решения поставленной задачи. В первую очередь это связано с тем, что у каждого из методов есть свой показатель вычислительной сложности. Для каждого из методов он отличается. Во-вторых, время вычислений будет напрямую зависеть от размеров графа. Размер графа в свою очередь зависит от площади охватываемой поверхности и выбранного для неё шага сетки, и от типа пространства (двумерное, трехмерное). Так, например, для трехмерного пространства в 3 раза возрастает количество возможных переходов из рассматриваемой ячейки. В то время как для двумерного пространства количество переходов равно 8, для трехмерного число возможных переходов равно 24 при запрете перехода на ячейки, которые находятся над и под рассматриваемой.

Таким образом, эффективное использование алгоритмов поиска пути на графе будет зависеть от методики их применения для решения поставленной задачи.

В рассматриваемой задаче требуется найти путь от заданной точки до целевой конечной. В процессе поиска необходимо обеспечивать обход препятствий, а также учитывать стоимость пройденного пути. Также в графе не допускается наличие ребер с отрицательным весом. Ввиду того, что для задачи планирования траектории необходимо анализировать большой объем воздушного пространства, необходимо использовать алгоритм с минимальной вычислительной сложностью.

Исходя из этих правил наиболее подходящим для использования является алгоритм поиска пути на графе A-star.

Алгоритм A-star был разработан в 1968 году Питером Хартом, Нильсом Нильсоном и Бертрамом Рафаэлем. Данный алгоритм по сути является расширением алгоритма Дейкстры, но достигает более высокой производительности за счет введения в работу алгоритма эвристической функции.

Алгоритм  $A^*$  является алгоритмом поиска по первому наилучшему совпадению на графе, который находит маршрут с наименьшей стоимостью от одной вершины (начальной) к другой (целевой, конечной). Порядок обхода вершин определяется эвристической функцией «расстояние + стоимость». Эта функция – сумма двух других: функций стоимости достижения рассматриваемой вершины ( $v$ ) из начальной (может быть как эвристической, так и нет) и эвристической оценкой расстояния от рассматриваемой вершины к конечной. Эвристическая оценка должна быть допустимой, то есть не должна переоценивать расстояния к целевой вершине [21].

Функция классического алгоритма A-star имеет вид:

$$f(v) = g(v) + h(v), \quad (22)$$

где:  $g(v)$  – наименьшая стоимость достижения рассматриваемой вершины из стартовой;

$h(v)$  – эвристическое приближение стоимости от рассматриваемой точки до конечной целевой.

Эффективность применения, а также поведение алгоритма A-star сильно зависит выбранной эвристики. При выборе эвристики стоит соблюдать соответствие единиц измерения для функции стоимости и эвристики к ней, так как при различных единицах измерения алгоритм может выдать ошибочный результат.

Для классической задачи поиска кратчайшего пути, когда моделируется перемещение по поверхности в координатной сетке, существует 3 вида эвристик:

– при возможности перемещения только в четырех направлениях из текущей вершины как правило в качестве эвристики используется манхэттенское расстояние:

$$h(v) = |v.x - dest.x| + |v.y - dest.y|; \quad (23)$$

– при возможности добавления перемещений по диагонали можно применять эвристику по расстоянию Чебышева:



$$h(v) = \max(|v.x - dest.x|, |v.y - dest.y|); \quad (24)$$

– при отсутствии ограничений по перемещению, имеет смысл использовать евклидово расстояние по прямой:

$$h(v) = \sqrt{(v.x - dest.x)^2 + (v.y - dest.y)^2}. \quad (25)$$

В рассмотренных формулах эвристик:

$v.x$ ,  $v.y$  – координаты  $x$ ,  $y$  точки, в которую рассматривается переход из стартовой ячейки пространства;

$dest.x$ ,  $dest.y$  – координаты  $x$ ,  $y$  целевой конечной точки пространства, до которой осуществляется поиск пути.

В настоящей диссертационной работе при моделировании перемещения по координатной сетке допускаются диагональные переходы, при этом, в качестве эвристики предлагается к использованию евклидово расстояние.

### 2.2.3 Модифицированная целевая функция стоимости алгоритма A-star для решения задачи поиска оптимального четырехмерного маршрута

Классический алгоритм A-star, как было сказано выше, рассчитывает кратчайший путь между начальной и конечной вершинами графа. В рассматриваемой задаче не анализируется критерий минимизации общей дальности, поэтому, для того, чтобы обеспечить решения задачи по рассматриваемым в настоящей работе критериям, целевая функция для алгоритма A-star должна иметь следующий вид:

$$F_{ij} = C_{0ij} + H_{cij}, \quad (26)$$

где:  $C_{0ij}$  – стоимость перехода из текущей ячейки в рассматриваемую ячейку воздушного пространства (вершину графа с номером  $(i,j)$ ). Расчет стоимости  $C_{0ij}$  основывается на евклидовом расстоянии между рассматриваемыми ячейками воздушного пространства;

$H_{cij}$  – эвристическая оценка стоимости перехода из рассматриваемой ячейки (вершины графа с номером  $(i,j)$ ) до конечной ячейки воздушного пространства (конечная вершина графа). Расчет стоимости  $H_{cij}$  основывается на евклидовом расстоянии между рассматриваемыми ячейками воздушного пространства.

Графическое пояснение расчета оценок стоимости  $C_{0ij}$ ,  $H_{cij}$  для модифицированной целевой функции алгоритма A-star приведено на рисунке 17.

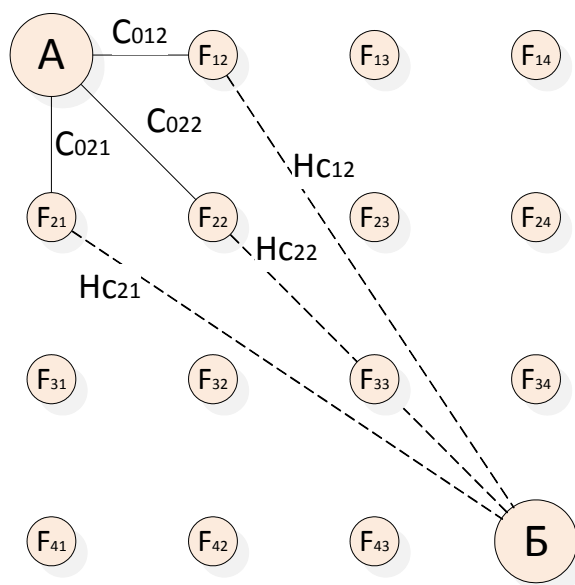


Рисунок 17 – Графическое пояснение расчета оценок стоимости для модифицированной целевой функции алгоритма A-star

Оба показателя стоимости  $C_{0ij}$  и  $H_{cij}$  рассчитывается в соответствии с (17). Единственным отличием является отсутствие необходимости учета скорости и направления ветра при расчете эвристической оценки стоимости  $H_{cij}$ .

С учетом всего вышесказанного итоговая целевая функция для алгоритма A-star принимает следующий вид:

$$\begin{aligned}
 F &= C_0 + H_C = (C_f m_f + C_t T) + (C_f m_{f_H} + C_t T_H) = \\
 &= C_f \left( (m_f + m_{f_H}) + CI * (T + T_H) \right), \quad (27)
 \end{aligned}$$

где:  $m_{f_H}$  – эвристическая оценка массы затрачиваемого топлива, кг;

$T_H$  – эвристическая оценка затрачиваемого времени, с.

Для расчета параметров расхода топлива ( $m_f, m_{f_H}$ ) и времени ( $T, T_H$ ), которые непосредственно участвуют в расчетах показателей стоимости для конкретного рассматриваемого участка движения ВС, требуется взаимодействие с БД ЛТХ. Правила и интерфейс взаимодействия для участков набора, крейсерского полёта и снижения приведен в п. 1.3 настоящей диссертационной работы.

Предложенное выше описание использования алгоритма применимо для решения задачи поиска оптимального маршрута на плоскости, но в результате анализа существующих подходов к решению задачи поиска оптимального маршрута для четырехмерной навигации был сделан вывод о том, что необходима нераздельная процедура анализа трехмерного пространства.

Самым простым способом применения алгоритма A-star для трехмерного пространства является декомпозиция трехмерного воздушного пространства на ячейки одинакового размера как в горизонтальной, так и в вертикальной плоскости. Но у такого подхода есть несколько серьезных недостатков. В первую очередь, как уже было сказано выше, в случае декомпозиции трехмерного пространства втрое увеличивается число возможных переходов из ячейки. Также это приводит к переходу сложному описанию получившегося графа. Во-вторых, особенность движения ВС в вертикальной плоскости при различной массе и скорости движения приводит к разной проекции дальности на плоскость на участках набора и снижения. Это в свою очередь не позволяет подобрать такие значения шага сетки, чтобы обеспечивался переход только в соседнюю ячейку воздушного пространства, обеспечивалась достаточная точность и корректность вычислений при поиске оптимального маршрута и при проецировании запретных зон на сетку.

Конечно, применение декомпозиции на ячейки одинакового размера позволило бы напрямую использовать алгоритм A-star, но, ввиду вышеизложенных недостатков такого подхода, для решения поставленной задачи требуется определить дополнительные правила декомпозиции трехмерного пространства.

#### 2.2.4 Правила декомпозиции трехмерного пространства и обоснование выбора шага сетки в горизонтальной и вертикальной плоскостях

Определение правил декомпозиции пространства для решения задачи поиска оптимального маршрута на графе является немаловажной составляющей всей задачи. Правильность определения таких правил напрямую влияет на качество и корректность результатов траекторных вычислений.

Под правилами декомпозиции понимается определения шага сетки пространства, которое должно использоваться для формирования графа. Ввиду того, что использование единого шага сетки как в горизонтальной, так и в вертикальной плоскостях имеет ряд недостатков, предлагается выполнить эту задачу отдельно.

При определении шага необходимо понимать, что слишком большая и слишком маленькая её величины имеют свои достоинства и недостатки. Большое значение приведёт к сокращению времени работы алгоритма, но точность вычислений при этом будет довольно низкой, так как проекция пространства на ячейки большого размера будет выполняться с большой погрешностью. И наоборот слишком маленькая величина шага сетки повысит точность траекторных вычислений, но, с другой стороны, это приведет к увеличению времени работы алгоритма.

В рассматриваемой задаче важны обе описанные характеристики, но все-таки точность вычислений имеет высший приоритет, поэтому для начала, исходя из требований по точности, определим минимально необходимый шаг сетки в горизонтальной плоскости.

В качестве требований по точности в рассматриваемом вопросе следует руководствоваться нормативной документацией. В соответствии с [72] погрешность вычислений времени прибытия в точку маршрута на этапе крейсерского полета не должна превышать 30 с. Требование распространяется на участки крейсерского полёта продолжительностью до 90 минут.

Таким образом, для определения шага сетки в горизонтальной плоскости, которая бы удовлетворяла вышеизложенному требованию, необходимо

определить воздушную дистанцию, которую преодолевает ВС с минимальной допустимой скоростью за 30 с полёта. В таком случае ВС будет находиться в ячейке пространства не более 30 с, что позволит с достаточной точностью вычислять время прибытия в заданную точку воздушного пространства в горизонтальной плоскости.

Минимальная и максимальная скорости полёта на крейсерском эшелоне ограничиваются эксплуатационными пределами маневрирования. Связаны эти пределы с явлением бафтинга. Явление бафтинга возникает как при низких значениях числа Маха, когда повышается угол атаки для сохранения подъемной силы, так и при высоких значениях числа Маха [12]. Эти значения различны для каждого типа ВС. В настоящей диссертационной работе принимаются следующие минимальные и максимальные значения числа Маха:

- $M_{min} = 0,71;$
- $M_{max} = 0,81.$

При полёте со скоростью  $M_{min}$  на крейсерском эшелоне за 30 с ВС преодолеет 3,5 м. мили. Таким образом, шаг горизонтальной сетки должен быть не больше 3,5 м. миль.

Для определения шага сетки в вертикальной плоскости следует учитывать нормы вертикального эшелонирования. Также необходимо принимать во внимание внедренные сокращенные интервалами вертикального эшелонирования (RVSM) между эшелонами FL290 – FL410 включительно [67].

Нормы вертикального эшелонирования подразумевают использование нечетных эшелонов при полётах с истинным путевым углом от  $0^\circ$  до  $179^\circ$  и использование четных эшелонов при полётах с истинным путевым углом от  $180^\circ$  до  $359^\circ$ .

Таким образом разница между двумя соседними по направлению эшелонами составляет 2000 футов. Соответственно и для решения рассматриваемой задачи достаточно выбрать шаг сетки в вертикальной плоскости равный 2000 футов.

Фрагмент трехмерного пространства с выбранными параметрами сетки в горизонтальной и вертикальной плоскостях представлен на рисунке 18.

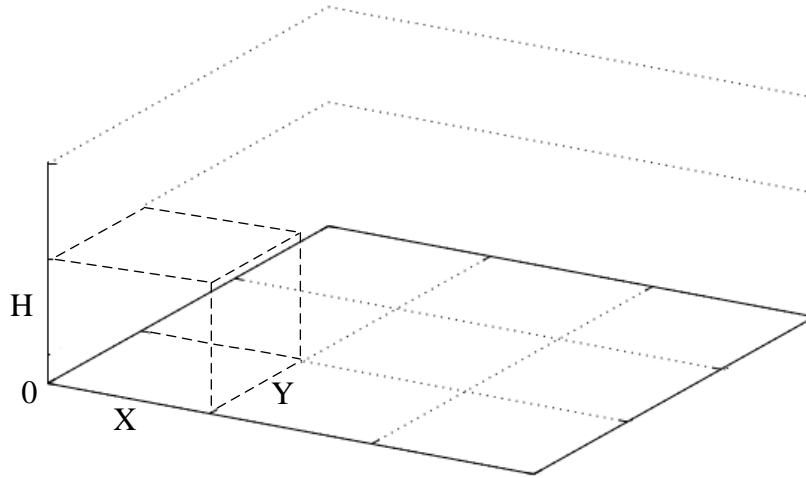


Рисунок 18 – Фрагмент трехмерного пространства с обозначением параметров сетки

Где:  $X = Y$  – шаг сетки в горизонтальной плоскости;

$H$  – шаг сетки в вертикальной плоскости.

Таким образом, определены правила декомпозиции трехмерного пространства, а также обоснованы параметры сетки, которые обеспечивают достаточную точность вычисления времени прибытия в заданную точку пространства и соответствуют существующим нормам вертикального эшелонирования.

## 2.2.5 Алгоритмическое обеспечение методики поиска оптимальных четырехмерных маршрутов

Методика, обеспечивающая поиск решений для задачи поиска оптимальных четырехмерных маршрутов, должна отвечать следующим требованиям:

- осуществлять поиск решений по четырем критериям оптимальности [9]:
  - минимизация ошибки по времени прибытия;
  - минимизация времени полёта по маршруту;
  - минимизация расхода топлива;
  - минимизация времени полёта по маршруту/расхода топлива;
- учитывать при поиске решений параметры воздушного пространства (ветер, запретные зоны, зоны сложных метеоусловий) и ЛТХ ВС;
- обеспечивать расчет множества существующих четырехмерных траекторий за один шаг вычислений без разделения вертикальной составляющей от горизонтальной;
- обеспечивать время вычислений, удовлетворяющее требованиям [51].

Такую методику можно представить в виде алгоритма, состоящего из 8 последовательных шагов [73].

Блок-схема разработанного алгоритма методики поиска оптимальных четырехмерных маршрутов, удовлетворяющего вышеизложенным требованиям, представлена на рисунке 19.

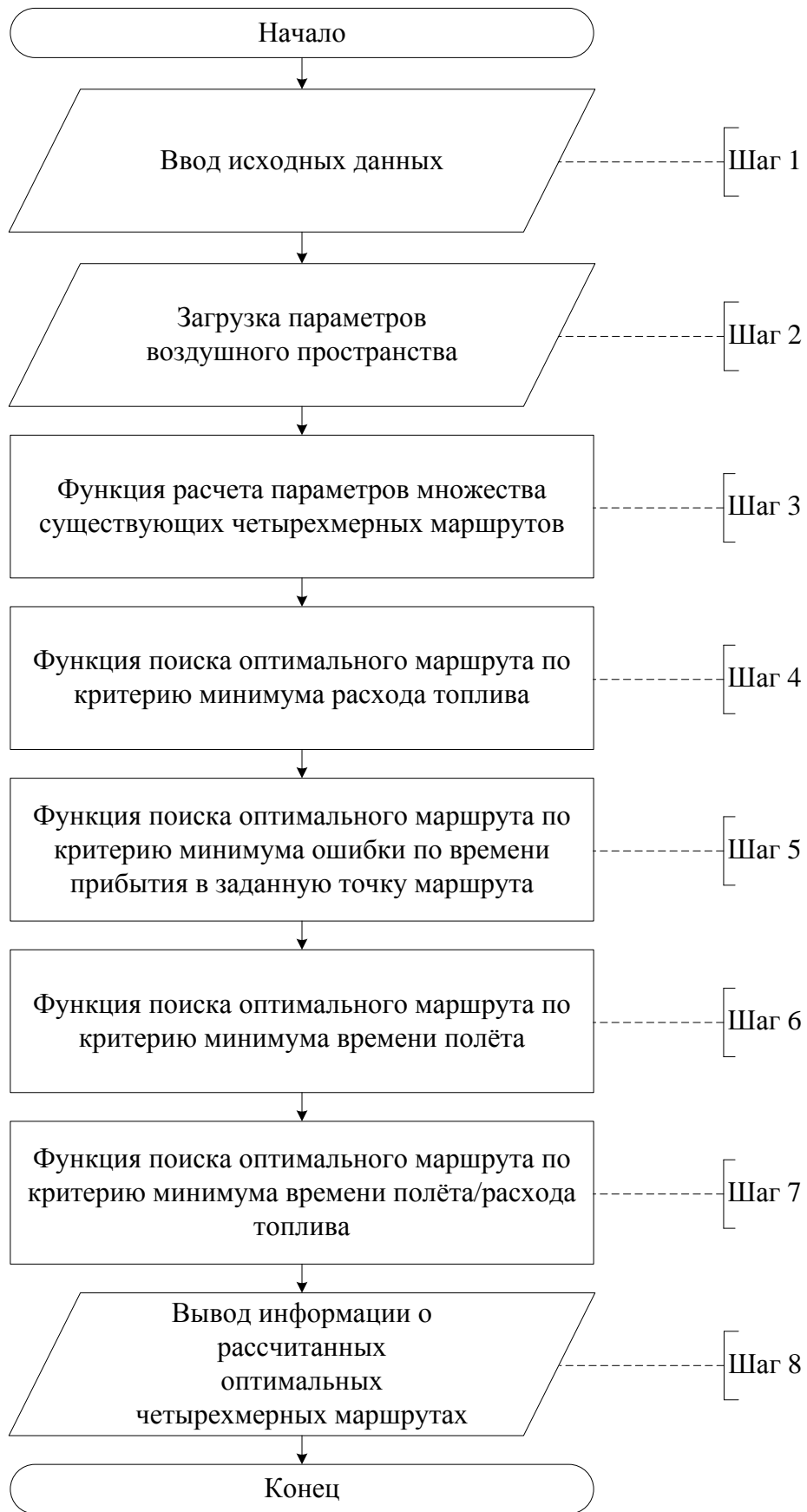


Рисунок 19 – Блок-схема алгоритма методики поиска оптимальных четырехмерных маршрутов



На **шаге 1** выполняется ввод исходных данных, необходимых для работы алгоритмов поиска оптимального маршрута. Такими исходными данными являются:

- высота крейсерского полёта (начальная высота)  $H_{start}$ ;
- начальная масса ВС;
- начальные координаты ВС в геодезической системе координат  $(B_0, L_0)$ ;
- конечные координаты ВС в геодезической системе координат  $(B_{final}, L_{final})$ ;
- минимальная и максимальная скорости полёта в числе Маха  $(M_{min}, M_{max})$ ;
- минимальный и максимальный эшелоны полёта  $(H_{min}, H_{max})$
- текущее время (UTC);
- заданное время прибытия в конечную точку маршрута (RTA).

На **шаге 2** выполняется загрузка параметров воздушного пространства. Под параметрами воздушного пространства подразумевается информация о величине скорости и направлении ветра в каждой ячейке пространства и наличии запретных для полёта зон или зон сложных метеоусловий.

На **шаге 3** выполняется функция расчет параметров множества существующих четырехмерных маршрутов. Функция обеспечивает поиск множества маршрутов для скоростей полёта  $M_{min} \leq M \leq M_{max}$  с шагом 0,01, а также для всех допустимых эшелонов полёта  $H_{min} \leq H \leq H_{max}$  с шагом 2000 футов в соответствии с принятыми правилами декомпозиции пространства в вертикальной плоскости. В основе этой функции лежит алгоритм A-star и используется для решения задачи в двухмерной плоскости. Для учета возможностей полёта на отличной от начальной высоты функция обеспечивает дополнительный расчет параметров участков набора и снижения на начальную высоту полёта для соответствующих траектории. Результатом работы алгоритма A-star для каждой скорости и высоты полёта является расчет функции стоимости

полёта (27). Для расчета стоимости полёта значение  $CI$  принимается равным нулю, что соответствует в общем случае критерию минимального расхода топлива. Таким образом результатом для каждого цикла поиска с зафиксированными высотой и скоростью полёта является одна самая топливно-эффективная траектория. А результатом работы всей функции является множество топливно-эффективных траекторий для всех допустимых высот и скоростей полёта.

Для каждой траектории полёта по результатам выполнения шага 3 вычисляются:

- значение функции стоимости полёта  $F_{ij}$  (результат работы алгоритма A-star на каждом цикле вычислений);
- количество расходуемого топлива  $m_{f_{ij}}$ ;
- время полёта  $T_{ij}$ ;
- дистанция полёта  $D_{ij}$ ;
- координаты каждой ячейки воздушного пространства, через которые проходит вычисленная траектория в локальной топоцентрической и геодезической системах координат  $((x_{ij}, y_{ij}, h_{ij}), (B_{ij}, L_{ij}, H_{ij}))$ .

На **шаге 4** выполняется функция поиска оптимального маршрута по критерию минимума расхода топлива. Для этого для каждой рассчитанной траектории на шаге 3 с параметрами  $m_{f_{ij}}$ ,  $T_{ij}$  выполняется расчет значения интегрального показателя стоимости полёта  $C_{ij}$  (17) при значении параметра  $CI = 0$ . Следующим шагом находится минимум этой функции.

$$C \rightarrow \min. \quad (28)$$

Минимальное значение интегрального показателя стоимости характеризует оптимальную траекторию по критерию минимума расхода топлива. Для найденной траектории фиксируется информация аналогично шагу 3 плюс скорость и высота полёта. Совокупность зафиксированной информации характеризует оптимальный четырехмерный маршрут по критерию минимума расхода топлива.

На шаге 5 выполняется функция поиска оптимального маршрута по критерию минимума ошибки по времени прибытия в заданную точку маршрута.

Для поиска оптимального маршрута по критерию минимума ошибки по времени прибытия в заданную точку маршрута помимо информации о множестве существующих четырёхмерных маршрутах, рассчитанных на шаге 3, дополнительно определяется располагаемое время в пути (Flight Time ( $FT$ )) на основе известных значений  $UTC$  и  $RTA$  в соответствии с выражением:

$$FT = RTA - UTC. \quad (29)$$

Также для каждого существующего четырёхмерного маршрута определяется значение ошибки времени прибытия ( $T_{error}$ ), которое вычисляется по формуле:

$$T_{error} = |RTA - ETA|. \quad (30)$$

где  $ETA$  – расчётное время прибытия.

Затем для маршрутов, удовлетворяющих выражению  $T_{error} < 30$  в соответствии с [72] выполняется расчёт значения интегрального показателя стоимости полёта  $C_{ij}$  (17) при значении параметра  $CI = 0$ . Следующим шагом находится минимум этой функции.

$$C \rightarrow min. \quad (31)$$

Минимальное значение интегрального показателя стоимости характеризует оптимальную траекторию по критерию минимума ошибки по времени прибытия.

Для найденной траектории фиксируется информация аналогично шагу 3 плюс скорость и высота полёта. Совокупность зафиксированной информации характеризует оптимальный четырёхмерный маршрут по критерию минимума ошибки по времени прибытия.

Если в результате поиска не было найдено ни одного маршрута с удовлетворяющим значением  $T_{error}$ , тогда маршрута, удовлетворяющего критерию минимума ошибки по времени прибытия, не существует.

На **шаге 6** выполняется функция поиска оптимального маршрута по критерию минимума времени полёта. Функция отличается от шага 3 лишь значением параметра  $CI$ . Для критерия минимума времени в пути требуется найти минимум функции интегрального показателя стоимости полёта  $C_{ij}$  (17) при значении параметра  $CI = 9999$ .

Для найденной траектории фиксируется информация аналогично шагу 3 плюс скорость и высота полёта. Совокупность зафиксированной информации характеризует оптимальный четырехмерный маршрут по критерию минимума времени в пути.

На **шаге 7** выполняется функция поиска оптимального маршрута по критериям минимума времени полёта / расхода топлива. Функция аналогично предыдущему шагу отличается от шага 3 значением параметра  $CI$ . Для критерия минимума времени полёта / расхода топлива требуется найти минимум функции интегрального показателя стоимости полёта  $C_{ij}$  (17) при значении параметра  $CI$  введенного пользователем вручную  $CI = C_{man}$ .

Для найденной траектории фиксируется информация аналогично шагу 3 плюс скорость и высота полёта. Совокупность зафиксированной информации характеризует оптимальный четырехмерный маршрут по критерию минимума времени полёта / расхода топлива.

### 2.2.6 Корректировка дальностей до соседних ячеек при работе алгоритма A-star

При запросе параметров набора высоты и/или снижения одним из таких параметров ответа БД ЛТХ является проекция горизонтальной дальности. По этому параметру в совокупности с заданным путевым углом можно определить координаты точки окончания набора высоты или начала снижения при условии известных текущих координат ВС.

Ввиду наличия определенного шага сетки  $S$  в горизонтальной плоскости, центр каждой ячейки плоскости имеет зафиксированные координаты  $X, Y$ . При этом рассчитанные координаты точки окончания набора высоты или начала снижения с большой долей вероятности будут отличаться от координат ячейки, которой они принадлежат. Ввиду вышесказанного при расчёте дальностей до соседних ячеек в горизонтальной плоскости требуется учитывать отклонения координат точки окончания набора высоты или начала снижения.

Для решения этой задачи представим ячейку горизонтальной плоскости с центром в точке  $A$  с координатами  $(X, Y)$  в виде квадрата с четырьмя четвертями (см. рисунок 20).

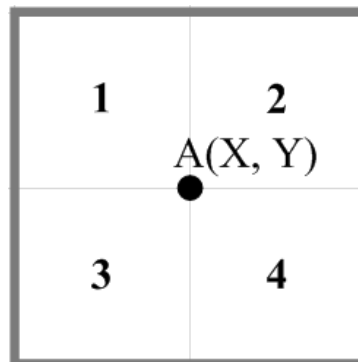


Рисунок 20 – Ячейка горизонтальной плоскости, разделенная на 4 четверти

Пример расположения расчетной точки  $C(x, y)$  в 1-ой четверти ячейки горизонтальной плоскости представлен на рисунке 21

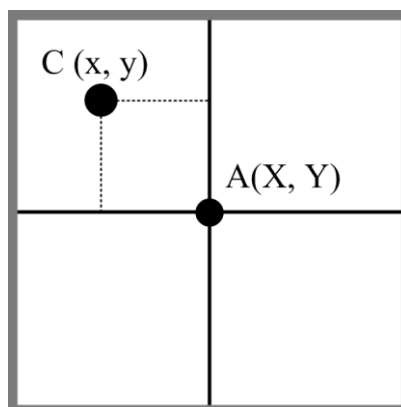


Рисунок 21 – Пример расположение расчетной точки в 1-ой четверти ячейки

Для расчета дальности до соседней ячейки необходимо сформировать прямоугольный треугольник, гипотенуза которого будет являться искомой дальностью до соседней ячейки в горизонтальной плоскости.

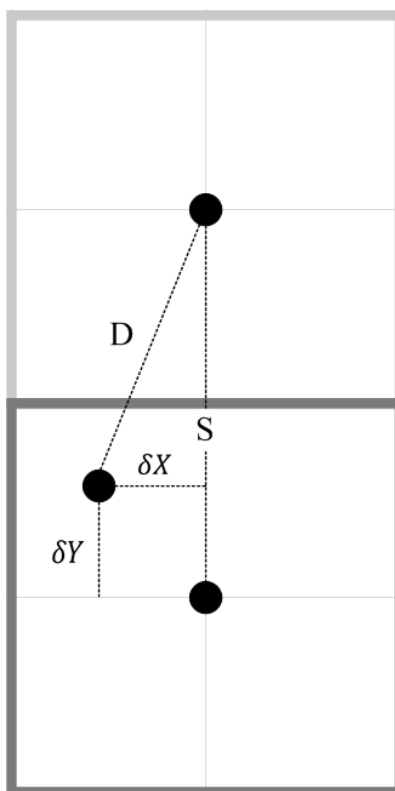


Рисунок 22 – Сформированный прямоугольный треугольник для поиска дальности до соседней ячейки

На представленном рисунке:

$D$  – скорректированная дальность до соседней ячейки горизонтальной плоскости;

$\delta X = X - x$  – отклонение координаты  $x$  расчётной точки от координаты  $X$  центра ячейки;

$\delta Y = Y - y$  – отклонение координаты  $y$  расчётной точки от координаты  $Y$  центра ячейки;

$S = 3.5$  м. мили – шаг горизонтальной сетки.

Скорректированная дальность до соседней ячейки горизонтальной плоскости должна рассчитываться по формуле:

$$D = \sqrt{\delta X^2 + (S - \delta Y)^2}. \quad (32)$$

Но эта формула применима только для расчёта одной дальности и при попадании расчётной точки в 1-ую четверть ячейки. Поэтому, во-первых, необходимо учитывать, что каждая рассматриваемая из ячеек имеет восемь граничащих аналогичных ячеек, а соответственно восемь доступных различных переходов. Во-вторых, необходимо учитывать четверть, в которую попадает расчётная точка. Пример графического представления дальностей для расчетной точки из 1-ой четверти во все граничащие ячейки горизонтальной плоскости изображен на рисунке 23.

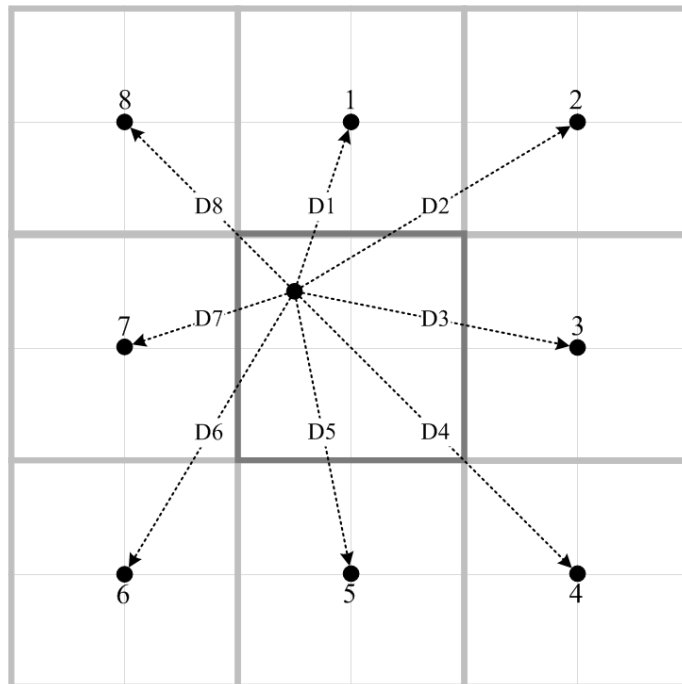


Рисунок 23 – Графическое представление дальностей из расчетной точки 1-ой четверти в 8 граничащих

Таким образом, для корректного расчёта дальности до соседней ячейки из расчётной точки окончания набора высота или начала снижения необходимо использовать следующие формулы:

При расположении расчётной точки в первой четверти ячейки:

$$\begin{aligned}
 D_1 &= \sqrt{\delta X^2 + (S - \delta Y)^2}; \\
 D_2 &= \sqrt{(S + \delta X)^2 + (S - \delta Y)^2}; \\
 D_3 &= \sqrt{(S + \delta X)^2 + \delta Y^2}; \\
 D_4 &= \sqrt{(S + \delta X)^2 + (S + \delta Y)^2}; \\
 D_5 &= \sqrt{\delta X^2 + (S + \delta Y)^2}; \\
 D_6 &= \sqrt{(S - \delta X)^2 + (S + \delta Y)^2}; \\
 D_7 &= \sqrt{(S - \delta X)^2 + \delta Y^2}; \\
 D_8 &= \sqrt{(S - \delta X)^2 + (S - \delta Y)^2}.
 \end{aligned} \tag{33}$$

Для второй четверти:

$$\begin{aligned}
 D_1 &= \sqrt{\delta X^2 + (S - \delta Y)^2}; \\
 D_2 &= \sqrt{(S - \delta X)^2 + (S - \delta Y)^2}; \\
 D_3 &= \sqrt{(S - \delta X)^2 + \delta Y^2}; \\
 D_4 &= \sqrt{(S - \delta X)^2 + (S + \delta Y)^2}; \\
 D_5 &= \sqrt{\delta X^2 + (S + \delta Y)^2}; \\
 D_6 &= \sqrt{(S + \delta X)^2 + (S + \delta Y)^2}; \\
 D_7 &= \sqrt{(S + \delta X)^2 + \delta Y^2}; \\
 D_8 &= \sqrt{(S + \delta X)^2 + (S - \delta Y)^2}.
 \end{aligned} \tag{34}$$

Для третьей четверти:

$$\begin{aligned}
 D_1 &= \sqrt{\delta X^2 + (S + \delta Y)^2}; \\
 D_2 &= \sqrt{(S + \delta X)^2 + (S + \delta Y)^2}; \\
 D_3 &= \sqrt{(S + \delta X)^2 + \delta Y^2}; \\
 D_4 &= \sqrt{(S + \delta X)^2 + (S - \delta Y)^2}; \\
 D_5 &= \sqrt{\delta X^2 + (S - \delta Y)^2}; \\
 D_6 &= \sqrt{(S - \delta X)^2 + (S - \delta Y)^2}; \\
 D_7 &= \sqrt{(S - \delta X)^2 + \delta Y^2}; \\
 D_8 &= \sqrt{(S - \delta X)^2 + (S + \delta Y)^2}.
 \end{aligned} \tag{35}$$

Для четвертой четверти:

$$\begin{aligned}
 D_1 &= \sqrt{\delta X^2 + (S + \delta Y)^2}; \\
 D_2 &= \sqrt{(S - \delta X)^2 + (S + \delta Y)^2}; \\
 D_3 &= \sqrt{(S - \delta X)^2 + \delta Y^2};
 \end{aligned} \tag{36}$$



$$D_4 = \sqrt{(S - \delta X)^2 + (S - \delta Y)^2};$$

$$D_5 = \sqrt{\delta X^2 + (S - \delta Y)^2};$$

$$D_6 = \sqrt{(S + \delta X)^2 + (S - \delta Y)^2};$$

$$D_7 = \sqrt{(S + \delta X)^2 + \delta Y^2};$$

$$D_8 = \sqrt{(S + \delta X)^2 + (S + \delta Y)^2}.$$

Такие вычисления необходимо производить при каждом расчёте маршрута на высоте, отличной от стартовой, для того, чтобы обеспечить корректную дальность до соседней ячейки горизонтальной плоскости на первом и последнем шаге работы алгоритма A-star.

### 2.2.7 Проверка пересечения запретных зон/зон сложных метеоусловий на участках набора высоты или снижения

Применяемый в настоящей работе алгоритм A-star в процессе поиска решения учитывает наличие запретных ячеек пространства и не использует их для решения задачи. Но выполняется это только для горизонтальной плоскости, в которой выполняется поиск одного из решений. Как уже было сказано, алгоритм A-star используется отдельно для каждой рассматриваемой высоты полёта. Ввиду того, что по условиям задачи требуется анализировать трёхмерное пространство, участки набора высоты и снижения на стартовую рассматриваются и рассчитываются дополнительно. Поэтому помимо корректировок дальностей до соседних ячеек пространства в горизонтальной плоскости на участках набора высоты и снижения необходимо осуществлять проверку пересечения запретных ячеек трёхмерного пространства в процессе выполнения этих участков.

Для определения правил проверки пересечения ячеек пространства проанализируем пример планирования участка набора высоты в вертикальной плоскости, в котором рассмотрим набор с высоты  $H_0$  на высоту  $H_1$  из точки А в точку В. Графическая интерпретация примера такого участка набора высота представлена на рисунке 24.

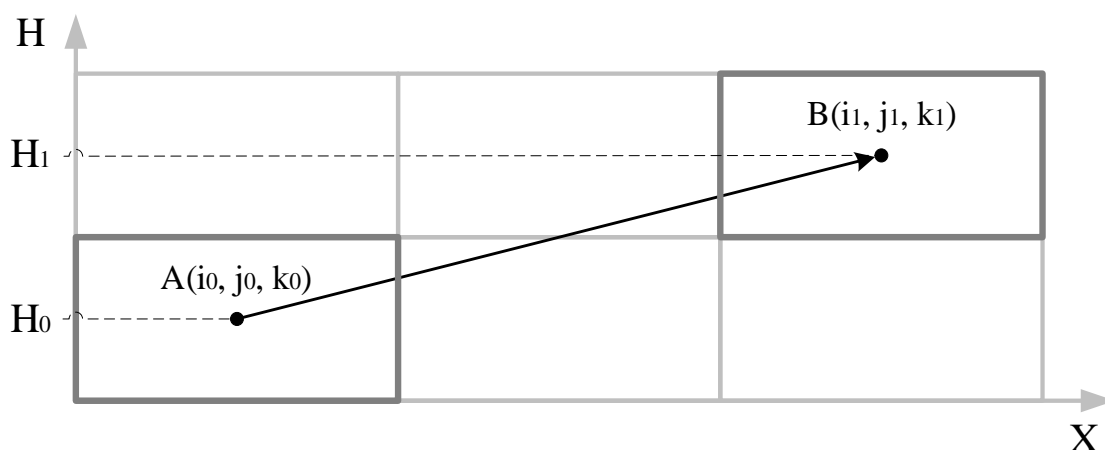


Рисунок 24 – Пример участка набора высоты в вертикальной плоскости

На представленном рисунке  $i, j, k$  – индексы ячеек в трёхмерном пространстве.

Также из рисунка видно, что участки набора высоты и снижения не должны рассматриваться, как переход в соседнюю ячейку пространства ввиду особенностей ЛТХ ВС. В процессе выполнения участков набора высоты и снижения ВС будет пересекать некоторое конечное множество ячеек воздушного пространства. Все эти ячейки должны быть проверены на признак запрета полёта в ней. Помимо явно пересекаемых ячеек в процессе полёта по рассматриваемому участку необходимо также для исключения вероятности ошибки рассматривать и соседние ячейки, в которые возможно попадание ВС из-за отклонения от линейной планируемой траектории по причине влияния резких порывов ветра и т.д.

Таким образом, для рассматриваемого примера на рисунке 25 выделены ячейки пространства, которые необходимо проверить на предмет отсутствия запрета для полёта через них.

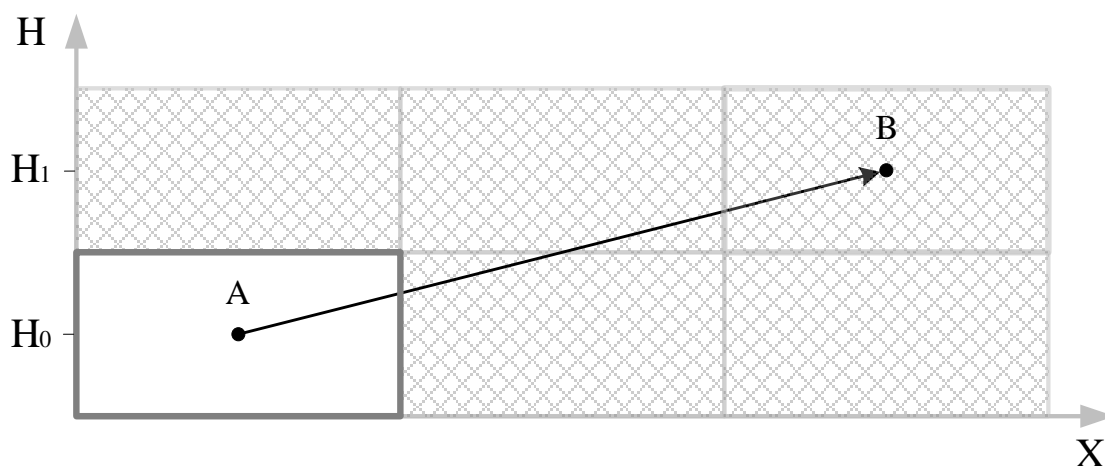


Рисунок 25 – Ячейки пространства, требующие проверки на отсутствие запрета

В общем случае для всех видов участков набора и снижения условие доступности рассматриваемого участка интерпретируется следующим образом:

Если все ячейки пространства с индексами, удовлетворяющие условиям:

$$\begin{aligned} i_0 < i \leq i_1, \\ j_0 < j \leq j_1, \\ k_0 < k \leq k_1, \end{aligned} \quad (37)$$

не имеют признака ячейки запретной зоны или зоны сложных метеоусловий, то рассматриваемый участок набора высоты или снижения доступен для дальнейшего перехода на эту высоту.

Иначе рассматриваемый участок набора высоты или снижения недоступен и переход на эту высоту невозможен.

Вышеизложенная проверка выполняется для анализа возможности перехода на следующий эшелон и при доступности такого перехода в новой рассматриваемой горизонтальной плоскости запускается работа алгоритма A-star.

### 2.2.8 Спрямление маршрута и корректировка общей дальности крейсерского участка

Алгоритм A-star в результате вычислений формирует маршрут, который представляет собой последовательный набор ячеек с известными координатами их центров, по которым должно осуществляться движение ВС. При этом центры ячеек соединены между собой прямыми линиями. Таким образом, траектория представляет собой ломаную линию, проведённую через центры ячеек, допускающую прямые и диагональные переходы между соседними ячейками.

Принимая во внимание динамические особенности ВС следует отметить, что движение ВС по сформированной траектории будет невозможным в поворотных пунктах маршрута (ППМ) при смене курса движения. Следовательно, рассчитанные при планировании параметры маршрута, как планируемый расход топлива, время в пути, а также общая дистанция маршрута, будут некорректны. Следует учитывать, что переход между участками маршрута с разными путевыми углами осуществляется по дуге вписанной окружности между ними. Рассмотрим частный случай движения между двумя участками маршрута с поворотом в 90 градусов. Фрагмент участка маршрута для рассматриваемого примера, сформированного алгоритмом A-star, представлен на рисунке 26.

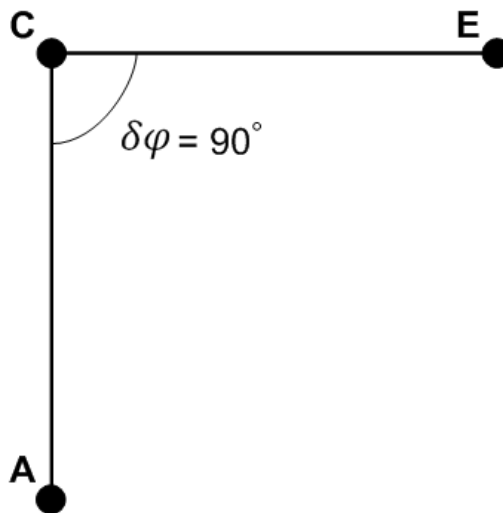


Рисунок 26 – Фрагмент маршрута, сформированный алгоритмом A-star

Дистанция рассматриваемого фрагмента ( $D_1$ ) равняется сумме дистанций участков AC и CE в соответствии с формулой:

$$D_1 = D_{AC} + D_{CE}. \quad (38)$$

А теперь рассмотрим тот же случай, только с учётом динамических характеристик ВС, сформировав дугу перехода между участками, которая является частью вписанной окружности радиуса  $R$ . Фрагмент маршрута с дугой перехода между участками представлен на рисунке 27.

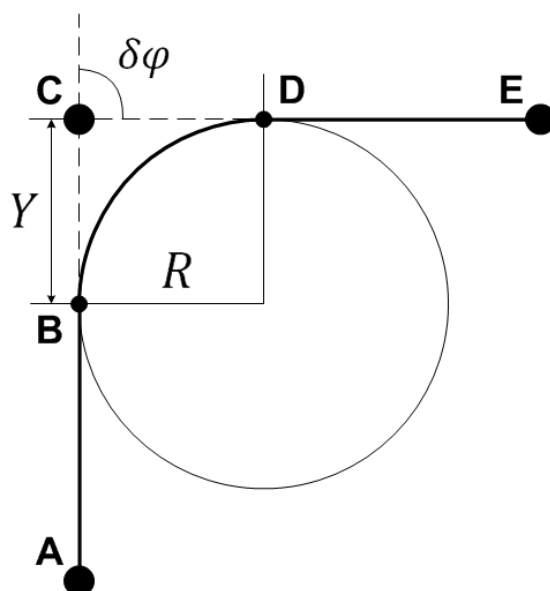


Рисунок 27 – Фрагмент маршрута с дугой перехода между участками

Радиус окружности  $R$  зависит от путевой скорости ( $GS$ ) ВС, а также допустимого угла крена. Дистанция ( $Y$ ) – величина, на которой необходимо начать движение по дуге окружности, не долетая до ППМ, в свою очередь зависит от  $R$ . Радиус окружности  $R$  и дистанция  $Y$  должны рассчитываться по формулам [71]:

$$R = \frac{(GS)^2}{g * \tan(\gamma)}, \quad (39)$$

$$Y = R * \tan(0.5 * \delta\varphi),$$

где:  $GS$  – путевая скорость ВС на рассматриваемых участках;

$R$  – радиус поворота;

$\delta\varphi$  – разница путевых углов между двумя смежными участками;

$g = 68625.4 \frac{\text{м.МИЛЬ}}{\text{с}^2}$  – ускорение свободного падения;

$\gamma = 5^\circ$  – допустимый угол крена ВС для поворотов на больших высотах.

Дистанция фрагмента спрямлённого участка ( $D_2$ ) должна вычисляться по формуле:

$$D_2 = D_{AC} + D_{CE} + D_{BD} - 2Y. \quad (40)$$

Дистанция участка движение по дуге окружности должна рассчитываться по формуле:

$$D_{BD} = \frac{\pi * R}{180} * \delta\varphi. \quad (41)$$

Выводом из представленных фрагментов маршрутов является то, что величины их дистанций между собой удовлетворяют неравенству  $D_2 < D_1$ .

При работе с БД ЛТХ на участках крейсерского полёта для расчёта расхода топлива на участке требуется знать планируемое время полёта по нему, которое в свою очередь рассчитывается на основе величины и направления ветра, скорости движения ВС, а также дистанции участка. Неточность расчёта дистанции приведет к неточности расчёта остальных параметров. Поэтому для повышения точности результатов планирования четырёхмерных маршрутов необходимо учитывать корректировки дистанции крейсерского этапа, вызванные спрямлениями поворотных участков для маршрута, полученного в результате работы алгоритма A-star.

### 2.3 Правила мониторинга статуса выполнения четырёхмерного маршрута

Для того чтобы обеспечить корректную работу системы поддержки принятия решения необходимо иметь возможность определять статус выполнения четырёхмерного маршрута. Этот статус и будет определять работу системы. При удовлетворительном статусе помощь экипажу не требуется, а значит и нет потребности в работе системы. А при неудовлетворительном статусе ситуация будет обратной.

Общий статус выполнения четырёхмерного маршрута вычисляется в модуле мониторинга активного плана полёта и содержит следующую информацию:

- величину ошибки между расчётным и заданным временем прибытия в конечную точку маршрута;
- признак недоступности движения по активному маршруту.

Величина ошибки между расчётным и заданным временем измеряется в секундах и вычисляется по формуле (30).

Признак недоступности движения по активному маршруту должен формироваться на основе анализа информации о траектории маршрута и информации о запретных зонах и зонах сложных метеоусловий.

В настоящей работе траектория представляется в виде некоторой конечной последовательности ячеек воздушного пространства, а для каждой ячейки по условиям задачи известна информация о ветровой обстановке, а также информация о наличии или отсутствии в ней запрета, вызванного вышеизложенными причинами.

На рисунке 28 представлен пример пересечения запретной для полёта зоны некоторыми точками активного маршрута.



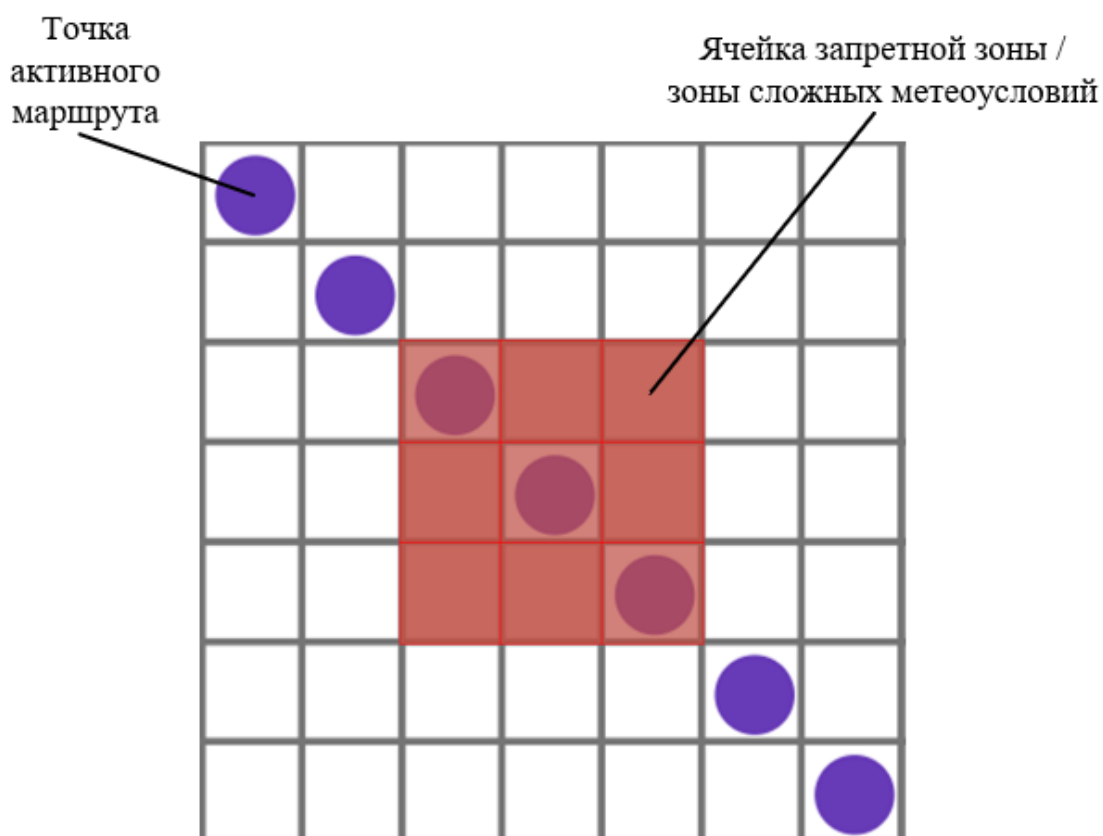


Рисунок 28 – Пример пересечения запретной зоны активным маршрутом

При возникновении такой ситуации на любом из участков активного маршрута он должен считаться более недоступным для продолжения полёта по нему.

Таким образом, для формирования признака недоступности движения по заданному маршруту требуется в режиме реального времени проводить анализ наличия запрета в ячейках воздушного пространства, через которые проходит активный маршрут. Если по итогам анализа хотя бы в одной ячейке воздушного пространства, принадлежащей активному маршруту, имеется запрет на пролёт, тогда маршрут должен считаться недоступным для дальнейшего полёта.

## 2.4 Модуль поддержки принятия решения

Основная функция модуля поддержки принятия решения – обеспечение своевременного формирования и выдачи информации о возникших проблемах в ходе выполнения маршрута в информационно-управляющее поле кабины экипажа, а также информацию о существующих решениях.

Для того чтобы обеспечить корректное выполнение данной функции, необходимо определить:

- ограничения в функционировании модуля для различных этапов полёта;
- логику работы, а также правила и условия формирования информации о проблеме и существующих решениях;
- перечень необходимой информации для выдачи в информационно-управляющее поле кабины экипажа.

Под ограничениями в функционировании понимается определения этапов полёта, на которых функционирует модуль поддержки принятия решения.

В настоящей работе поиск оптимального маршрута осуществляется только на этапе крейсерского полёта. В качестве конечной точки маршрута может использоваться любая точка крейсерского полёта до точки начала снижения включительно.

Далее определим потребную логику функционирования модуля. Как уже было сказано выше, основная функция модуля – своевременное информирование о проблемах выполнения активного четырёхмерного маршрута.

Результатом работы модуля является формирование признака возникновения проблемы и выдача сформированной модулем поиска оптимального маршрута информации в информационно-управляющее поле кабины экипажа. Поэтому правила информирования определяются на основе данных от модуля мониторинга активного плана полёта, а именно:

- признака недоступности движения по активному маршруту;

– величины ошибки между расчётным и заданным временем прибытия в конечную точку маршрута.

Условиями формирования признака возникновения проблемы выполнения активного маршрута являются:

1) положительное значение признака недоступности движения по активному маршруту;

2) одновременное выполнение следующих выражений:

a. величина ошибки между расчётным и заданным временем прибытия превышает ограничение в 30 с [72] на протяжении более чем 60 с.

$$T_{error} > 30. \quad (42)$$

b. среднее значение первой производной от ошибки на том же интервале  $0 \leq t \leq 60$  больше либо равно нулю:

$$\frac{\sum_{i=0}^t \dot{T}_{error}}{t} \geq 0. \quad (43)$$

Необходимость в анализе значения величины ошибки на определённом временном интервале, а также первой производной этой ошибки на этом же интервале вызвана тем, что ограничение по времени прибытия довольно маленькое и может быть превышено множество раз на этапе крейсерского полёта в процессе его выполнения из-за влияния внешней среды. Для решения задачи четырёхмерной навигации строгим ограничением является лишь время прибытия в конечную точку, для которой это ограничение задано. В процессе выполнения полёта ограничение в 30 с может быть нарушено.

Сформированные правила анализируют тенденцию изменения величины ошибки и информируют о возможном нарушении контроля над четырёхмерным маршрутом.

Таким образом, при выполнении одного из вышеописанных условий модуль должен обеспечить выдачу информации о существующих оптимальных четырёхмерных маршрутах.

Для того чтобы принять решение о выборе одного из маршрутов экипаж должен провести анализ ключевых параметров предлагаемых маршрутов. Ключевыми параметрами планирования для каждого из маршрутов являются:

- расчётное время прибытия в конечную точку маршрута;
- планируемый расход топлива на маршрут;
- планируемая дистанция маршрута;
- эшелон полёта;
- скорость полёта.

Помимо вышеперечисленных параметров модуль обеспечивает расчёт алгебраической разницы каждого из параметров с соответствующим значением для активного плана полёта для оперативной оценки разницы между ними.

Приведённый перечень параметров выдается в информационно-управляющее поле кабины экипажа, где благодаря ЧМИ представляется в функционально сгруппированном виде. Также благодаря ЧМИ обеспечивается простота оценки информации и упрощается процесс принятия решения.

## Выводы по главе 2

1. Разработана архитектура системы поддержки принятия решения. Система состоит из трех модулей, а также взаимодействует с БД ЛТХ, FMS, источником метеоданных и данных о запретных зонах.

2. Определены критерии оптимизации, по которым должно обеспечиваться решение задачи поиска оптимальных четырехмерных маршрутов.

3. В результате анализа методов оптимизации и методов построения траектории обоснован выбор метода A-star теории графов для решения рассматриваемой задачи, а также определен вид целевой функции, содержащий все необходимые параметры, участвующие в оптимизации.

4. Определены требования к методике поиска оптимальных четырехмерных маршрутов. Методика поиска оптимальных четырехмерных маршрутов должна:

- обеспечивать поиск решений по четырём критериям оптимизации;
- выполнять расчёт трехмерной траектории за один шаг вычислений без разделения горизонтальной плоскости от вертикальной;
- учитывать влияние ветровой обстановки, а также наличие зон сложных метеоусловий или запретных зон;
- лётно-технические характеристики воздушного судна;
- учитывать ограничения нормативной документации по времени вычислений информации о четырехмерных маршрутах.

5. Разработана методика поиска оптимальных четырехмерных маршрутов, удовлетворяющая определенным для неё требованиям.

6. Для функции мониторинга доступности движения по активному маршрута разработано правило формирования признака недоступности движения по активному маршруту.

7. Определены условия для модуля поддержки принятия решения, по которым он должен осуществлять информирование экипажа о возникновении нештатной ситуации при полёте по четырёхмерному маршруту.

### **ГЛАВА 3. Программно-алгоритмическое обеспечение системы поддержки принятия решения**

Для проверки работоспособности разработанного алгоритмического обеспечения было создано ПО, которое построено по модульному принципу в соответствии разработанной архитектурой системы поддержки принятия решения и включает в себя следующие **модули**:

- модуль поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов;
- модуль мониторинга активного плана полёта;
- модуль поддержки принятия решения.

Разработанные модули ПО позволяют решать следующие задачи:

- осуществлять поиск оптимальных четырёхмерных маршрутов по четырем критериям оптимальности с учётом скорости и направления ветра в каждой ячейке пространства, ЛТХ ВС, а также запретных для полёта зон или зон сложных метеоусловий;
- осуществлять мониторинг статуса полёта по активному плану полёта и формировать признаки невозможности полёта по нему из-за пересечения запретных зон различного характера или из-за нарушения ограничения по времени прибытия в конечную точку маршрута;
- формировать и выдавать в информационно-управляющее поле кабины экипажа необходимую для принятия решения информацию о существующих оптимальных четырёхмерных маршрутах.

#### **3.1 Алгоритмическое обеспечение модуля поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов**

Разработанное ПО модуля разделено на функции в соответствии с основными шагами методики поиска оптимальных маршрутов и состоит из:

- функции расчета параметров множества существующих четырёхмерных маршрутов;

- функции поиска оптимального маршрута по критерию минимума расхода топлива;
- функции поиска оптимального маршрута по критерию минимума ошибки по времени прибытия в конечную точку маршрута;
- функции поиска оптимального маршрута по критерию минимума времени полёта;
- функции поиска оптимального маршрута по критерию минимума времени полёта / расхода топлива.

**Функция расчета параметров множества существующих четырехмерных маршрутов** позволяет создавать наборы параметров для каждой допустимой траектории полёта. Расчет параметров производится для каждой допустимой скорости и высоты полёта. В процессе формирования множества траекторий учитываются запретные для полёта зоны, а также информация о метеоусловиях.

Блок-схема функции расчета параметров множества существующих четырехмерных маршрутов для высот выше текущей представлена на рисунке 29.



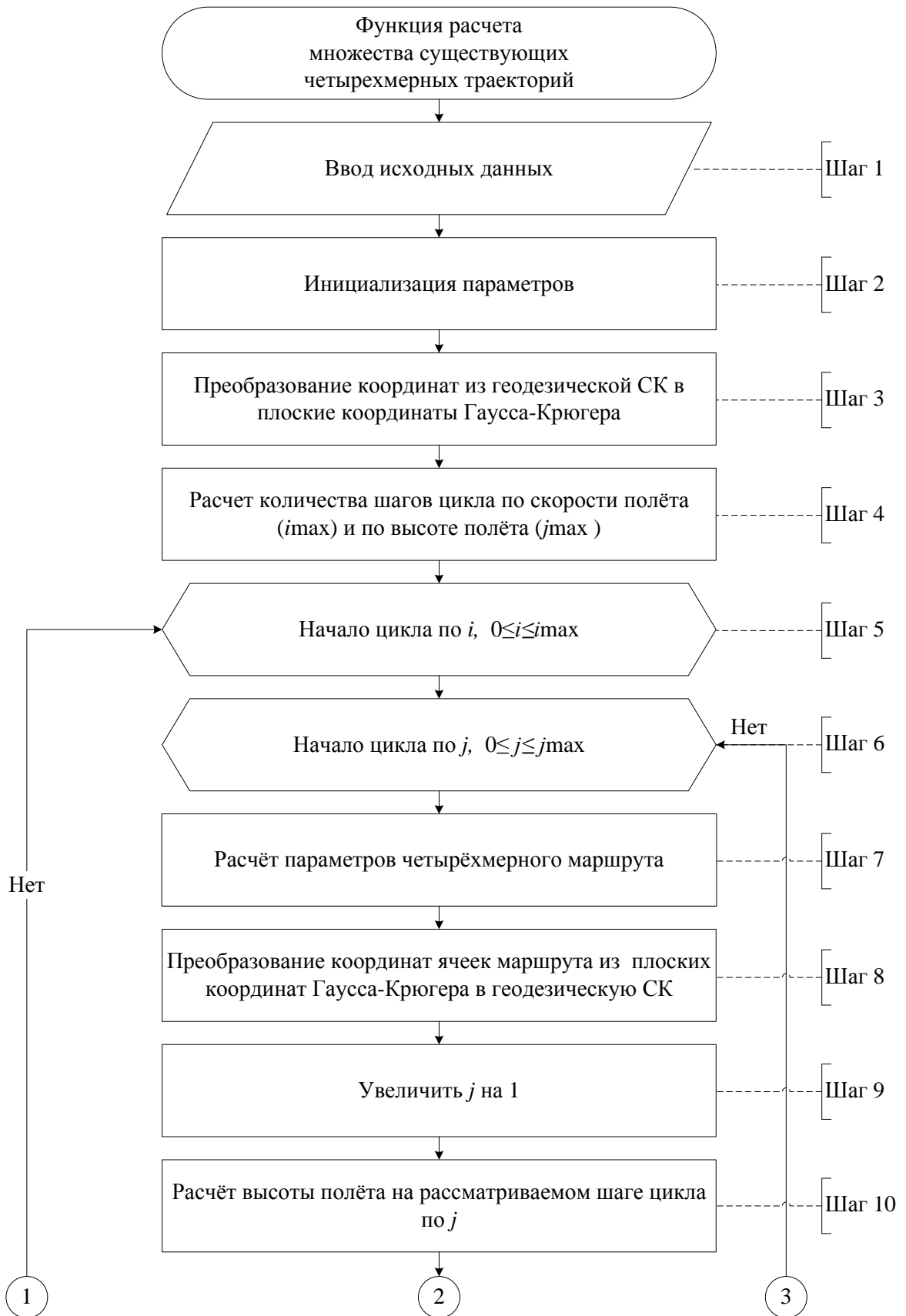


Рисунок 29 – Блок-схема функции расчета параметров множества существующих четырехмерных маршрутов для высот выше начальной

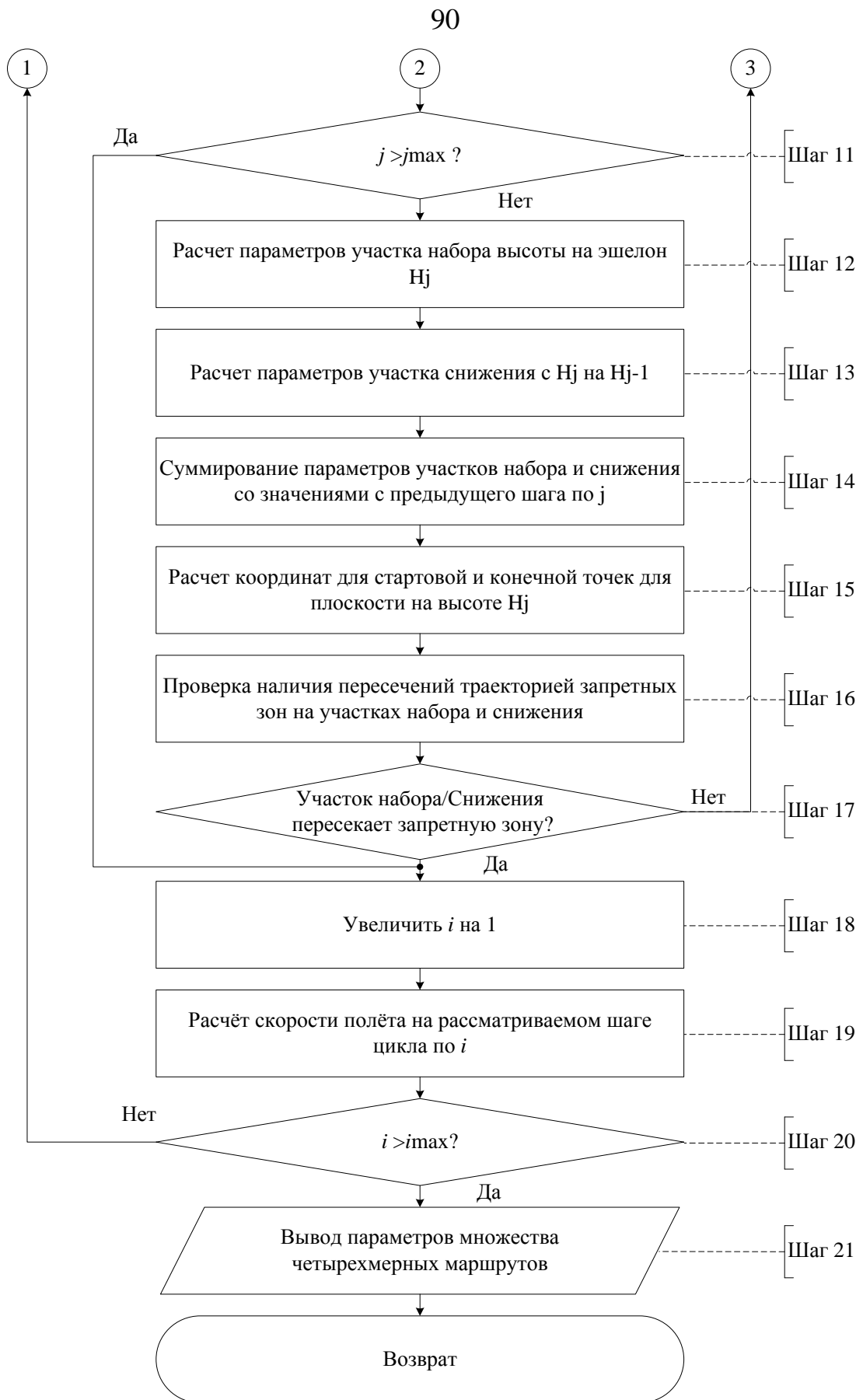


Рисунок 29 – Блок-схема функции расчета параметров множества существующих четырехмерных маршрутов для высот выше начальной. Продолжение Алгоритм состоит из двадцати одного шага.

На первом шаге выполняется ввод необходимых для работы алгоритма исходных данных. Такими исходными данными являются следующие параметры:

- минимальная ( $M_{min}$ ) и максимальная ( $M_{max}$ ) скорость движения ВС в числе Маха;
- минимальная ( $H_{min}$ ), максимальная ( $H_{max}$ ) и начальная ( $H_{start}$ ) высоты полёта ВС;
- координаты начальной ( $B_0, L_0$ ) и конечной ( $B_{dest}, L_{dest}$ ) точки маршрута в географической СК;
- информация о ветровой обстановке и запретных для полёта ячейках пространства.

На втором шаге алгоритма производится инициализация всех переменных в соответствии с выражениями:

$$\begin{aligned}
 i &= j = 0, \\
 V_0 &= M_{min}, \\
 H_0 &= H_{start}, \\
 CI &= 0, \\
 m_{f\ climb_0} &= m_{f\ descent_0} = 0, \\
 t_{climb_0} &= t_{descent_0} = 0, \\
 d_{climb_0} &= d_{descent_0} = 0,
 \end{aligned} \tag{44}$$

где:  $i$  – индекс счётчика по скорости полёта ВС;

$j$  – индекс счётчика по высоте полёта ВС;

$V_i$  – скорость полёта на вычисляемом шаге алгоритма;

$H_j$  – высота полёта на вычисляемом шаге алгоритма;

$m_{f\ climb_{ij}}$  – расход топлива на участке набора высоты на вычисляемом шаге алгоритма;

$m_{f\ descent_{ij}}$  – расход топлива на участке снижения на вычисляемом шаге алгоритма;

$t_{climb_{ij}}$  – время полёта по участку набора высоты на вычисляемом шаге алгоритма;

$t_{descent_{ij}}$  – время полёта по участку снижения на вычисляемом шаге алгоритма;

$d_{climb_{ij}}$  – дистанция участка набора высоты на вычисляемом шаге алгоритма;

$d_{descent_{ij}}$  – дистанция участка снижения на вычисляемом шаге алгоритма.

На третьем шаге выполняется преобразование координат начальной и конечной точек маршрута из геодезической СК в плоские координаты Гаусса-Крюгера в соответствии с правилами, описанными в п. 1.2 настоящей диссертационной работы.

На четвёртом шаге выполняется расчёт максимальных значений индексов для счётчиков по скорости ( $i_{max}$ ) и высоты полёта ( $j_{max}$ ) по маршруту в соответствии с формулами:

$$\begin{aligned} i_{max} &= (M_{max} - M_{min}) * 100, \\ j_{max} &= \frac{H_{max} - H_{start}}{1000}. \end{aligned} \quad (45)$$

На пятом и шестом шагах запускаются циклы для перебора допустимых скоростей и высот для формирования множества допустимых маршрутов.

На седьмом шаге выполняется расчёт параметров четырёхмерного маршрута с индексами  $i, j$ . Маршрут разделён на три участка: набор высоты, крейсерский полёт и снижение на первоначальную высоту. Но на седьмом шаге выполняется расчёт только горизонтального участка. Информация об участках набора высоты и снижения для рассматриваемой высоты и скорости полёта к этому шагу известна. Для первой итерации параметры принимают нулевое значение, так как сначала осуществляется поиск маршрута в текущей горизонтальной плоскости полёта на стартовой высоте. Для следующих итераций участки набора высоты и снижения рассчитываются на двенадцатом и тринадцатом шагах соответственно.

Поиск маршрута на участке крейсерского полёта в горизонтальной плоскости выполняется на основе алгоритма A-star. Предварительно при необходимости также осуществляется корректировка дальностей до соседних ячеек на первом шаге алгоритма A-star в соответствии с п. 2.2.6 настоящей диссертационной работы. В процессе работы алгоритма вычисляется целевая функция  $F_{ij}$  в соответствии с выражением (27), а также необходимые для дальнейшего использования такие компоненты функции, как расход топлива на

участке крейсерского полёта ( $m_{f\text{ cruise}_{ij}}$ ), время полёта на крейсерском участке ( $t_{\text{cruise}_{ij}}$ ) и дистанция крейсерского участка ( $d_{\text{cruise}_{ij}}$ ). На последнем шаге работы алгоритма A-start аналогичным образом корректируются дальности до точки начала снижения.

Итоговый расчёт параметров четырёхмерного маршрута с индексами  $i, j$  выполняется в соответствии с формулами:

$$\begin{aligned} m_{f\text{ }ij} &= m_{f\text{ climb}_{ij}} + m_{f\text{ cruise}_{ij}} + m_{f\text{ descent}_{ij}}, \\ t_{ij} &= t_{\text{climb}_{ij}} + t_{\text{cruise}_{ij}} + t_{\text{descent}_{ij}}, \\ d_{ij} &= d_{\text{climb}_{ij}} + d_{\text{cruise}_{ij}} + d_{\text{descent}_{ij}}, \end{aligned} \quad (46)$$

где:  $m_{f\text{ }ij}$  – расход топлива для четырёхмерного маршрута с индексами  $i, j$ ;

$t_{ij}$  – время полёта по четырёхмерного маршруту с индексами  $i, j$ ;

$d_{ij}$  – дистанция четырёхмерного маршрута с индексами  $i, j$ .

Помимо вышеизложенных параметров в процессе выполнения этого шага фиксируются координаты  $(x_{ij}, y_{ij})$  каждой ячейки, через которую проходит траектории маршрута.

На восьмом шаге выполняется обратное преобразование рассчитанных координат ячеек, через которые проходит траектория маршрута из плоских координат Гаусса-Крюгера в геодезическую СК в соответствии с формулами, описанными в п. 1.2 настоящей диссертационной работы.

Далее на девятом, десятом и одиннадцатом шагах выполняется увеличение индекса цикла по  $j$ , расчёт высоты для нового индекса, а также проверка условия на выход из цикла по  $j$  соответственно.

Расчёт высоты для нового индекса выполняется по формуле:

$$\begin{aligned} H_j &= H_{j-1} + \text{AltStep}, \\ \text{AltStep} &= 2000 \text{ футов}, \end{aligned} \quad (47)$$

где  $\text{AltStep}$  – шаг сетки в вертикальной плоскости в соответствии с определенными правилами декомпозиции пространства, описанными в п. 2.2.4 настоящей диссертационной работы.

В результате проверки условия на выход из цикла, если условие выполняется, то цикл считается завершенным и осуществляется переход на восемнадцатый шаг для увеличения индекса цикла по  $i$ . А если условие не выполняется, то продолжается расчёт параметров для следующей высоты полёта, выполняется переход на двенадцатый шаг.

На двенадцатом шаге осуществляется расчёт параметров набора высоты на высоту  $H_j$ , а именно  $m_{f\ climb_{ij}}$ ,  $t_{climb_{ij}}$  и  $d_{climb_{ij}}$ . Параметры вычисляются в соответствии с правилами работы с БД ЛТХ, описанными в п. 1.3 настоящей диссертационной работы.

На тринадцатом шаге выполняется расчёт параметров участка снижения на первоначальную высоту, а именно  $m_{f\ descent_{ij}}$ ,  $t_{descent_{ij}}$  и  $d_{descent_{ij}}$ . Параметры вычисляются в соответствии с правилами работы с БД ЛТХ, описанными в п. 1.3 настоящей диссертационной работы.

На четырнадцатом шаге алгоритма производится суммирование параметров участков набора высоты и снижения с учётом наличия таких участков на предыдущих итерациях цикла по  $j$ . Сумма вычисляется по формулам:

$$\begin{aligned}
 m_{f\ climb_{ij}} &= m_{f\ climb_{ij}} + m_{f\ climb_{i(j-1)}}, \\
 t_{climb_{ij}} &= t_{climb_{ij}} + t_{climb_{i(j-1)}}, \\
 d_{climb_{ij}} &= d_{climb_{ij}} + d_{climb_{i(j-1)}}, \\
 m_{f\ descent_{ij}} &= m_{f\ descent_{ij}} + m_{f\ descent_{i(j-1)}}, \\
 t_{descent_{ij}} &= t_{descent_{ij}} + t_{descent_{i(j-1)}}, \\
 d_{descent_{ij}} &= d_{descent_{ij}} + d_{descent_{i(j-1)}}.
 \end{aligned} \tag{48}$$

Данная операция выполняется с целью корректного определения параметров участков набора и снижения для маршрута с индексами  $i, j$ . Необходимо учитывать не только участки набора и снижения на предыдущую высоту, но и все участки с предыдущих шагов вычисления.

На пятнадцатом шаге вычисляются координаты начальной  $(x_{ij_0}, y_{ij_0})$  и конечной точек  $(x_{ij_{dest}}, y_{ij_{dest}})$  на горизонтальной плоскости, соответствующей высоте  $H_j$ .

На шестнадцатом шаге выполняется пересечения запретных ячеек для сформированных траекторий участков набора и снижения. Проверка выполняется по правилам, описанным в п. 2.2.7 настоящей диссертационной работы.

На семнадцатом участке проверяется условие наличия пересечения запретных зон для участков набора и снижения.

При выполнении условия, то есть наличии пересечения, маршрут считается запрещённым, выполняется переход на следующий шаг для дальнейшего увеличения индекса по циклу  $i$ , так как дальнейшее рассмотрение цикла по  $j$  нецелесообразно.

При отсутствии пересечения запретных ячеек продолжается вычисление маршрута, выполняется возврат к шагу 6 для дальнейшего расчёта крейсерского участка для маршрута.

Далее на восемнадцатом, девятнадцатом и двадцатом шагах выполняется увеличение индекса цикла по  $i$ , расчёт скорости полёта для нового индекса, а также проверка условия на выход из цикла по  $i$  соответственно.

Расчёт скорости для нового индекса выполняется по формуле:

$$V_i = V_{i-1} + 0.01. \quad (49)$$

При выполнении условия проверки на двадцатом шаге вычисления множества маршрутов считается завершённой, осуществляется переход на шаг 21. При невыполнении условия продолжается расчёт маршрута с новым индексом  $i$ , выполняется возврат на шаг 5.

На двадцать первом шаге выполняется вывод следующих параметров о множестве найденных в ходе работы алгоритма четырёхмерных маршрутах:  $m_{f ij}$ ,  $t_{ij}$ ,  $d_{ij}$ ,  $H_j$ ,  $V_i$ ,  $(x_{ij_{dest}}, y_{ij_{dest}})$ ,  $(x_{ij_0}, y_{ij_0})$ ,  $(x_{ij}, y_{ij})$ ,  $(B_{ij}, L_{ij}, H_{ij})$ .

На этом расчет параметров множества существующих четырехмерных маршрутов для высот выше текущей высоты полёта завершается.

Следом выполняется функция расчета параметров множества существующих четырехмерных маршрутов для высот ниже текущей высоты полёта. Блок-схема функции представлена на рисунке 30.





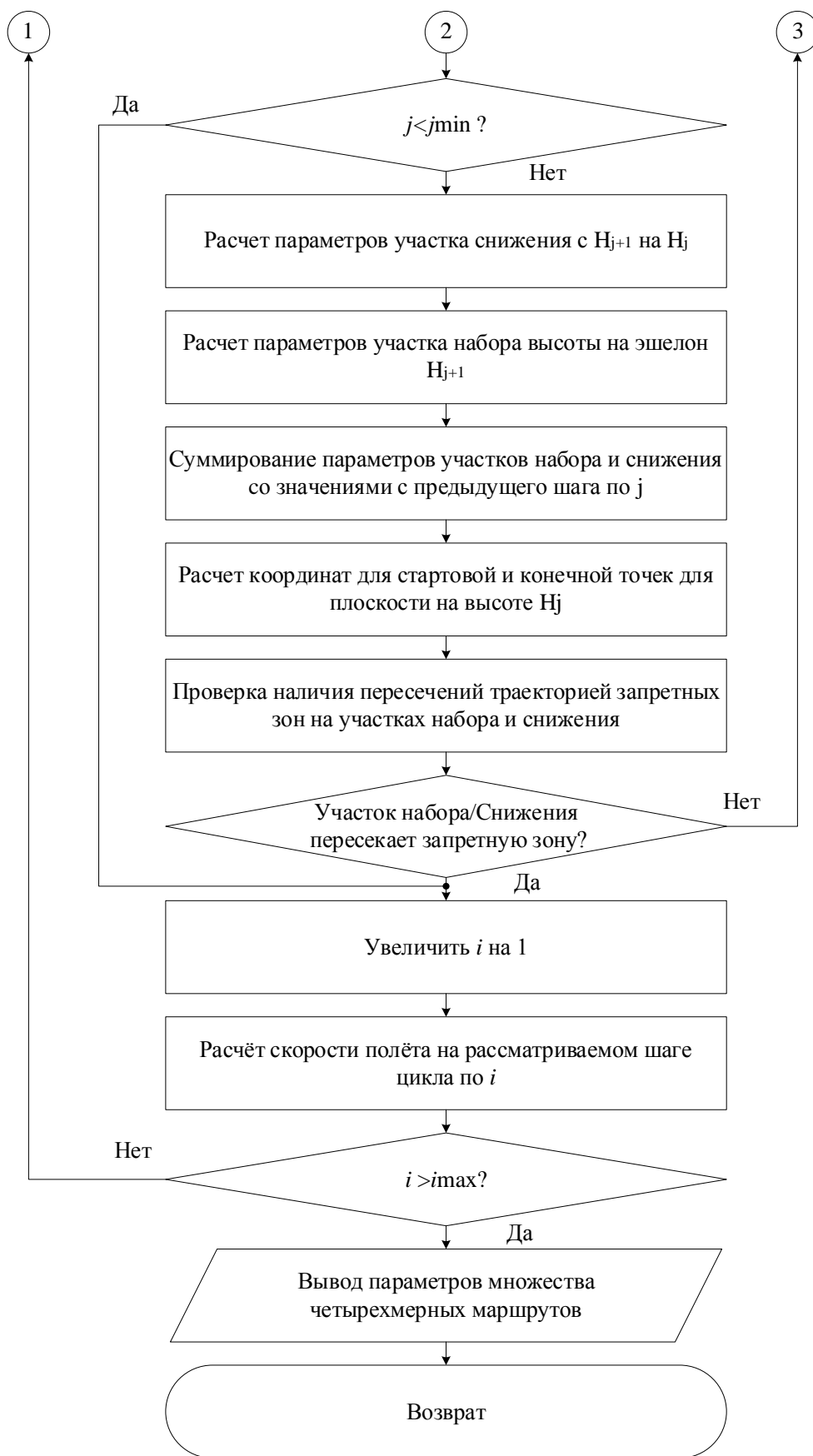


Рисунок 30 – Блок-схема функции расчета параметров множества существующих четырехмерных маршрутов для высот ниже начальной. Продолжение

Алгоритм функции расчета параметров множества существующих четырехмерных маршрутов для высот ниже текущей высоты полёта отличается от предшествующего алгоритма по анализу высот выше текущей следующим:

– на четвёртом шаге количество циклов по высоте полёта ( $j$ ) вычисляется по формуле:

$$j_{min} = \frac{(H_{min} - H_{start})}{1000}. \quad (50)$$

– на десятом шаге высота полёта на рассматриваемом шаге цикла по  $j$  вычисляется по формуле:

$$H_j = H_{j+1} - AltStep. \quad (51)$$

– шаги 12 и 13 выполняются в обратной последовательности. Сначала выполняется шаг 13 по вычислению участка снижения с текущей высоты на рассматриваемую  $H_j$ , а затем вычисляется участок набора высоты с рассматриваемой  $H_j$  на текущую (шаг 12).

В остальном алгоритм имеет идентичный набор и последовательность шагов.

**Функция поиска оптимального маршрута по критерию минимума расхода топлива** позволяет из множества существующих четырехмерных маршрутов определить маршрут с минимальным расходом топлива. Для этого параметру  $CI$  присваивается нулевое значение. Результатом работы функции является информация о маршруте, соответствующему критерию минимума расхода топлива.

Блок-схема алгоритма поиска оптимального маршрута по критерию минимума расхода топлива представлена на рисунке 31.

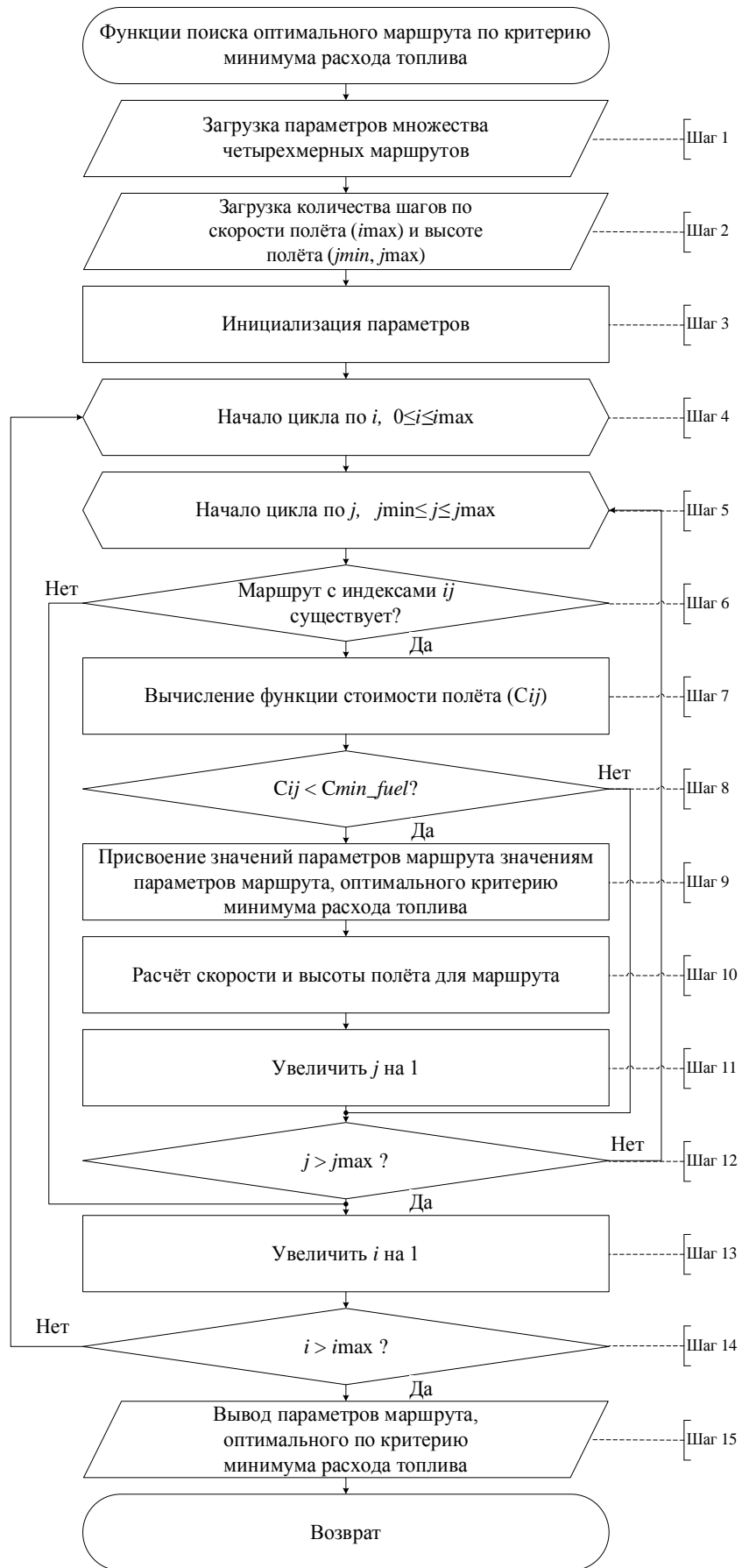


Рисунок 31 – Блок-схема алгоритма поиска оптимального маршрута по критерию минимума расхода топлива

Алгоритм состоит из пятнадцати шагов.

На первом шаге работы алгоритма производится загрузка параметров множества существующих четырёхмерных маршрутов, которые были рассчитаны рассмотренной ранее функцией расчёта параметров множества существующих четырёхмерных маршрутов.

На втором шаге выполняется загрузка максимального числа шагов по циклам  $i$  ( $i_{max}$ ) и  $j$  ( $j_{max}$ ), вычисленные функцией расчета параметров множества существующих четырехмерных маршрутов.

На третьем шаге осуществляется инициализация параметров, участвующих в работе алгоритма. Для критерия минимума расхода топлива устанавливается нулевое значение индекса стоимости, а также в качестве значения функции стоимости полёта ( $C_{minfuel}$ ) на первом цикле работы алгоритма устанавливается бесконечно большое значение для дальнейшего сравнения стоимостей маршрутов с ним.

$$\begin{aligned}
 i &= 0; \\
 j &= jmin; \\
 CI &= 0; \\
 C_{minfuel} &\rightarrow \infty; \\
 m_{f\ minfuel} &= 0; \\
 t_{minfuel} &= 0; \\
 d_{minfuel} &= 0,
 \end{aligned} \tag{52}$$

где:  $m_{f\ minfuel}$  – значение расхода топлива для маршрута, оптимального по критерию минимума расхода топлива;

$t_{minfuel}$  – значение времени полёта для маршрута, оптимального по критерию минимума расхода топлива;

$d_{minfuel}$  – значение дистанции для маршрута, оптимального по критерию минимума расхода топлива.

На четвертом и пятом шагах запускаются циклы для перебора существующих траекторий с целью дальнейшего поиска оптимального по искомому критерию.

На шестом шаге производится проверка существования маршрута с индексами  $i, j$ . Условиями существования траектории являются выражения:

$$\begin{aligned} m_{f ij} &\neq 0; \\ t_{ij} &\neq 0; \\ d_{ij} &\neq 0. \end{aligned} \tag{53}$$

Если параметры траектории удовлетворяют вышеописанным условиям, тогда осуществляется переход к следующему шагу. Если параметры траектории не удовлетворяют условиям, тогда траектории с индексами  $i, j$  не существует. В таком случае осуществляется переход к шагу 13.

На седьмом шаге выполняется вычисление значения стоимости полёта в соответствии с выражением (17).

На восьмом шаге сравниваются между собой рассчитанное значение стоимости полёта  $C_{ij}$  с текущей минимальной стоимостью  $C_{minfuel}$ . Если  $C_{ij} \leq C_{minfuel}$ , тогда рассматриваемая траектория является оптимальной по критерию минимума расхода топлива, осуществляется переход к следующему шагу. Если  $C_{ij} > C_{minfuel}$ , тогда рассматриваемая траектория не является оптимальной по критерию минимума расхода топлива, осуществляется переход на шаг 12.

Если на восьмом шаге была переопределена минимальная по стоимости полёта траектория, то на девятом шаге выполняется присвоение значений параметров траектории значениям параметров, оптимальных по критерию минимума расхода топлива:

$$\begin{aligned} C_{minfuel} &= C_{ij}; \\ m_{f minfuel} &= m_{f ij}; \\ t_{minfuel} &= t_{ij}; \\ d_{minfuel} &= d_{ij}. \end{aligned} \tag{54}$$

На десятом шаге к рассчитанным значениям расхода топлива, времени полёта и дистанции дополнительно рассчитываются значения скорости и высоты полёта для маршрута:

$$\begin{aligned} V_{minfuel} &= M_{min} + \frac{i}{100}, \\ H_{minfuel} &= H_{start} + j * 2000. \end{aligned} \tag{55}$$

На одиннадцатом и двенадцатом шагах выполняется увеличение индекса цикла по  $j$ , а также проверка условия на выход из цикла по  $j$  соответственно.

На тринадцатом и четырнадцатом шагах выполняется увеличение индекса цикла по  $i$ , а также проверка условия на выход из цикла по  $i$  соответственно.

При выполнении условий выхода из циклов по  $i$  и  $j$  расчётная часть алгоритма считается завершённой. После расчётной части на пятнадцатом шаге выполняется вывод параметров для траектории, которая является оптимальной по критерию минимума расхода топлива. Выводится следующий набор параметров:  $C_{minfuel}$ ,  $m_{fminfuel}$ ,  $t_{minfuel}$ ,  $d_{minfuel}$ ,  $V_{minfuel}$ ,  $H_{minfuel}$ ,  $(x_{ijminfuel}, y_{ijminfuel})$ ,  $(B_{ijminfuel}, L_{ijminfuel}, H_{ijminfuel})$ .

На этом поиск оптимальной траектории движения ВС по критерию минимума расхода топлива завершается.

**Функция поиска оптимального маршрута по критерию минимума времени полёта** позволяет из множества существующих четырехмерных маршрутов определить траекторию с минимальным расходом топлива. Для этого параметру  $CI$  присваивается значение 9999. Результатом работы модуля является информация о маршруте, соответствующему критерию минимума времени полёта.

Блок-схема алгоритма поиска оптимального маршрута по критерию минимума времени полёта представлена на рисунке 32.



Рисунок 32 – Блок-схема алгоритма поиска оптимального маршрута по критерию минимума времени полёта

Алгоритм поиска оптимального маршрута по критерию минимума времени полёта отличается от вышеизложенного алгоритма поиска оптимального маршрута по критерию минимума расхода топлива лишь используемым значением  $CI$  для расчёта значения стоимости полёта на каждой итерации циклов. Как было сказано выше для этого алгоритма используется значение  $CI$  равное 9999.

В результате работы алгоритма вычисляется следующий набор параметров об оптимальной по искомому критерию траектории полёта:  $C_{mintime}$ ,  $m_{f\ mintime}$ ,  $t_{mintime}$ ,  $d_{mintime}$ ,  $V_{mintime}$ ,  $H_{mintime}$ ,  $(x_{ij\ mintime}, y_{ij\ mintime})$ ,  $(B_{ij\ mintime}, L_{ij\ mintime}, H_{ij\ mintime})$ . В перечисленном наборе:

$C_{mintime}$  – значение стоимости полёта по маршруту, оптимальному по критерию минимума времени полёта;

$m_{f\ mintime}$  – значение расхода топлива для маршрута, оптимального по критерию минимума времени полёта;

$t_{mintime}$  – значение времени полёта для маршрута, оптимального по критерию минимума времени полёта;

$d_{mintime}$  – значение дистанции для маршрута, оптимального по критерию минимума времени полёта;

$V_{mintime}$  – скорость движения по маршруту, оптимальному по критерию минимума времени полёта;

$H_{mintime}$  – высота полёта по маршруту, оптимальному по критерию минимума времени полёта

$(x_{ij\ mintime}, y_{ij\ mintime})$  – массив плоских координат Гаусса-Крюгера для каждой ячейки пространства, через которые проходит оптимальная по критерию минимума времени полёта траектория полёта;

$(B_{ij\ mintime}, L_{ij\ mintime}, H_{ij\ mintime})$  – массив геодезических координат каждой ячейки пространства, через которые проходит оптимальная по критерию минимума времени полёта траектория полёта.



**Функция поиска оптимального маршрута по критерию минимума времени полёта/расхода топлива** позволяет из множества существующих четырехмерных маршрутов определить траекторию с минимальным интегральным показателем расхода топлива и времени полёта. Для этого параметру  $CI$  присваивается значение, введенное пользователем вручную. Значение  $CI$  должно находиться в диапазоне от 0 до 9999, не включая граничные значения, так как граничные значения соответствуют критериям минимума расхода топлива и времени полёта соответственно. Результатом работы модуля является информация о маршруте, соответствующему критерию минимума расхода топлива/времени полёта.

Блок-схема алгоритма поиска оптимального маршрута по критерию минимума расхода топлива/времени полёта представлена на рисунке 33.



Рисунок 33 – Блок-схема алгоритма поиска оптимального маршрута по критерию минимума расхода топлива/времени полёта

Алгоритм поиска оптимального маршрута по критерию минимума времени полёта/расхода топлива также отличается от вышеизложенного алгоритма поиска оптимального маршрута по критерию минимума расхода топлива лишь используемым значением  $CI$  для расчёта значения стоимости полёта на каждой итерации циклов. Как было сказано выше для этого алгоритма используется значение  $CI$  в диапазоне от 0 до 9999 не включая граничные значения.

В результате работы алгоритма вычисляется следующий набор параметров об оптимальной по искомому критерию траектории полёта:  $C_{mint/f}$ ,  $m_{f\ mint/f}$ ,  $t_{mint/f}$ ,  $d_{mint/f}$ ,  $V_{mint/f}$ ,  $H_{mint/f}$ ,  $(x_{ij\ mint/f}, y_{ij\ mint/f})$ ,  $(B_{ij\ mint/f}, L_{ij\ mint/f}, H_{ij\ mint/f})$ . В перечисленном наборе:

$C_{mint/f}$  – значение стоимости полёта по маршруту, оптимальному по критерию минимума времени полёта/расхода топлива;

$m_{f\ mint/f}$  – значение расхода топлива для маршрута, оптимального по критерию минимума времени полёта/расхода топлива;

$t_{mint/f}$  – значение времени полёта для маршрута, оптимального по критерию минимума времени полёта/расхода топлива;

$d_{mint/f}$  – значение дистанции для маршрута, оптимального по критерию минимума времени полёта/расхода топлива;

$V_{mint/f}$  – скорость движения по маршруту, оптимальному по критерию минимума времени полёта/расхода топлива;

$H_{mint/f}$  – высота полёта по маршруту, оптимальному по критерию минимума времени полёта/расхода топлива;

$(x_{ij\ mint/f}, y_{ij\ mint/f})$  – массив плоских координат Гаусса-Крюгера для каждой ячейки пространства, через которые проходит оптимальная по критерию минимума времени полёта/расхода топлива траектория полёта;

$(B_{ij\ mint/f}, L_{ij\ mint/f}, H_{ij\ mint/f})$  – массив геодезических координат каждой ячейки пространства, через которые проходит оптимальная по критерию минимума времени полёта/расхода топлива траектория полёта.

**Функция поиска оптимального маршрута по критерию минимума ошибки по времени прибытия в конечную точку маршрута** позволяет из множества существующих четырехмерных маршрутов определить траекторию с минимальной ошибкой по времени прибытия. Результатом работы модуля является информация о маршруте, соответствующему критерию минимума ошибки по времени прибытия.

Блок-схема алгоритма поиска оптимального маршрута по критерию минимума ошибки по времени прибытия в конечную точку маршрута представлена на рисунке 34.

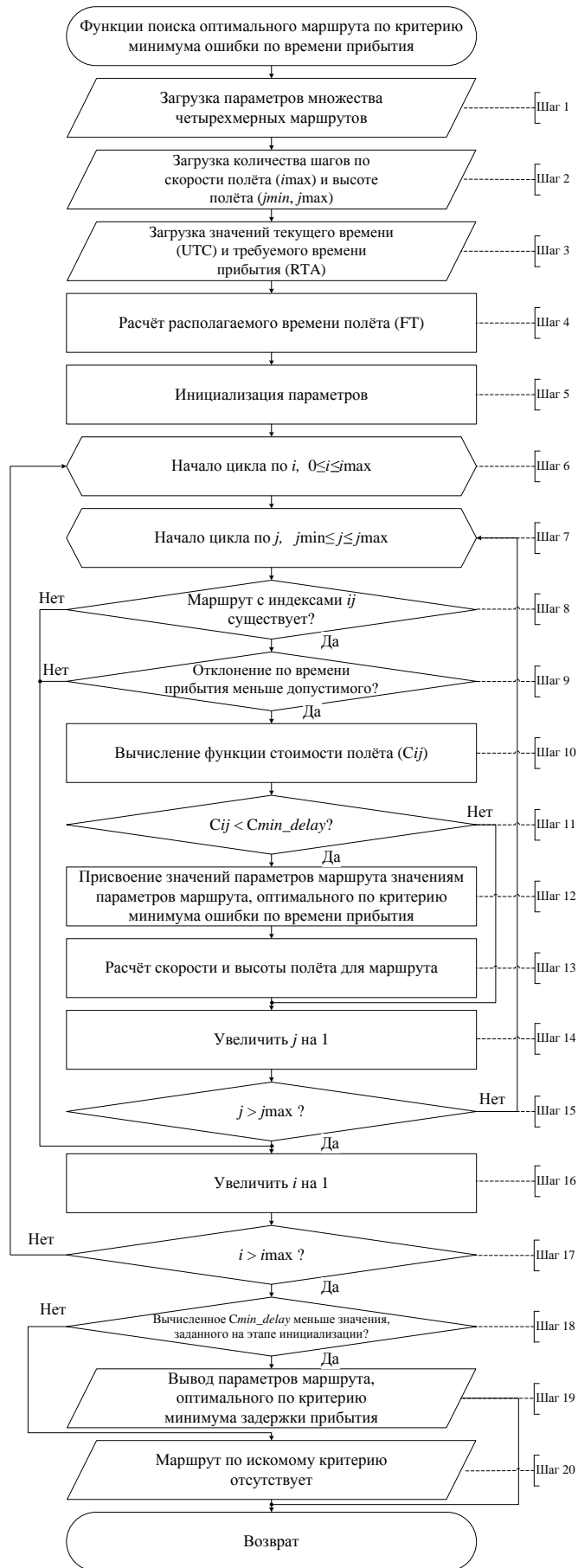


Рисунок 34 – Блок-схема алгоритма поиска оптимального маршрута по критерию минимума ошибки по времени прибытия в конечную точку маршрута

Алгоритм состоит из двадцати шагов.

Алгоритм поиска оптимального маршрута по критерию минимума ошибки по времени прибытия отличается от вышеизложенного алгоритма поиска оптимального маршрута по критерию минимума расхода топлива наличием нескольких дополнительных шагов.

Так на третьем шаге выполняется загрузка значений параметров текущего времени ( $UTC$ ), а также требуемого времени прибытия ( $RTA$ ).

На четвертом шаге осуществляется расчёт располагаемого времени полёта ( $Flight\ Time\ (FT)$ ) по формуле (29).

Затем после проверки на восьмом шаге существования маршрута с индексами  $ij$  осуществляется дополнительная оценка отклонения по времени прибытия относительно допустимой [72]. Ошибка времени прибытия ( $T_{error}$ ) вычисляется по формуле (30).

Если ошибка по времени прибытия не превышает допустимое значение, то выполняется переход на следующий одиннадцатый шаг, на котором, как и в алгоритме поиска оптимального маршрута по критерию минимума расхода топлива вычисляется значение функции стоимости полёта и тд. Иначе, если значение ошибки по времени прибытия превышает допустимое значение, тогда осуществляется переход на шестнадцатый шаг, где в свою очередь выполняется увеличение индекса  $i$  для выполнения следующей итерации цикла. По смыслу данный переход означает, что маршрут с индексами  $ij$  не может быть использован для рассматриваемого критерия, так как он не соответствует предъявляемым к нему требованиям.

Последним дополнением алгоритма является сравнение на восемнадцатом шаге вычисленного в ходе работы алгоритма значения функции стоимости полёта для маршрута, оптимального по критерию минимума ошибки по времени прибытия ( $C_{mindelay}$ ) со значением, присвоенным на этапе инициализации. Если вычисленное значение равно значению на этапе инициализации, значит в результате работы алгоритма было определено, что маршрута, удовлетворяющего требованиям критерия минимума ошибки по времени прибытия, не существует. В

таком случае выполняется переход к двадцатому шагу, где выводится соответствующее сообщение.

Иначе, если значение функции стоимости меньше значения, определённого на этапе инициализации, значит маршрут, удовлетворяющий требованиям критерия минимума ошибки по времени прибытия, существует. В таком случае на девятнадцатом шаге осуществляется вывод параметров маршрута:  $C_{mindelay}$ ,  $m_{f\ mindelay}$ ,  $t_{mindelay}$ ,  $d_{mindelay}$ ,  $V_{mindelay}$ ,  $H_{mindelay}$ ,  $(x_{ij\ mindelay}, y_{ij\ mindelay})$ ,  $(B_{ij\ mindelay}, L_{ij\ mindelay}, H_{ij\ mindelay})$ . В перечисленном наборе:

$C_{mindelay}$  – значение стоимости полёта по маршруту, оптимальному по критерию минимума ошибки по времени прибытия;

$m_{f\ mindelay}$  – значение расхода топлива для маршрута, оптимального по критерию минимума ошибки по времени прибытия;

$t_{mindelay}$  – значение времени полёта для маршрута, оптимального по критерию минимума ошибки по времени прибытия;

$d_{mindelay}$  – значение дистанции для маршрута, оптимального по критерию минимума ошибки по времени прибытия;

$V_{mindelay}$  – скорость движения по маршруту, оптимальному по критерию минимума ошибки по времени прибытия;

$H_{mindelay}$  – высота полёта по маршруту, оптимальному по критерию минимума ошибки по времени прибытия;

$(x_{ij\ mindelay}, y_{ij\ mindelay})$  – массив плоских координат Гаусса-Крюгера для каждой ячейки пространства, через которые проходит оптимальная по критерию минимума ошибки по времени прибытия траектория полёта;

$(B_{ij\ mindelay}, L_{ij\ mindelay}, H_{ij\ mindelay})$  – массив геодезических координат каждой ячейки пространства, через которые проходит оптимальная по критерию минимума ошибки по времени прибытия траектория полёта.

В остальном алгоритм не отличается от ранее описанного алгоритма поиска оптимального маршрута по критерию минимума расхода топлива.

### **3.2 Алгоритмическое обеспечение модуля мониторинга активного плана полёта**

Разработанное ПО модуля позволяет выполнять функцию мониторинга активного плана полёта.

Функция мониторинга активного плана полёта позволяет в режиме реального времени проводить анализ наличия запрета в ячейках воздушного пространства, через которые проходит активный план полёта. Результатом работы функции является определение значения признака недоступности движения по заданному маршруту, а также величины ошибки времени прибытия в конечную точку маршрута.

Блок-схема алгоритма функции мониторинга активного плана полёта представлена на рисунке 35.



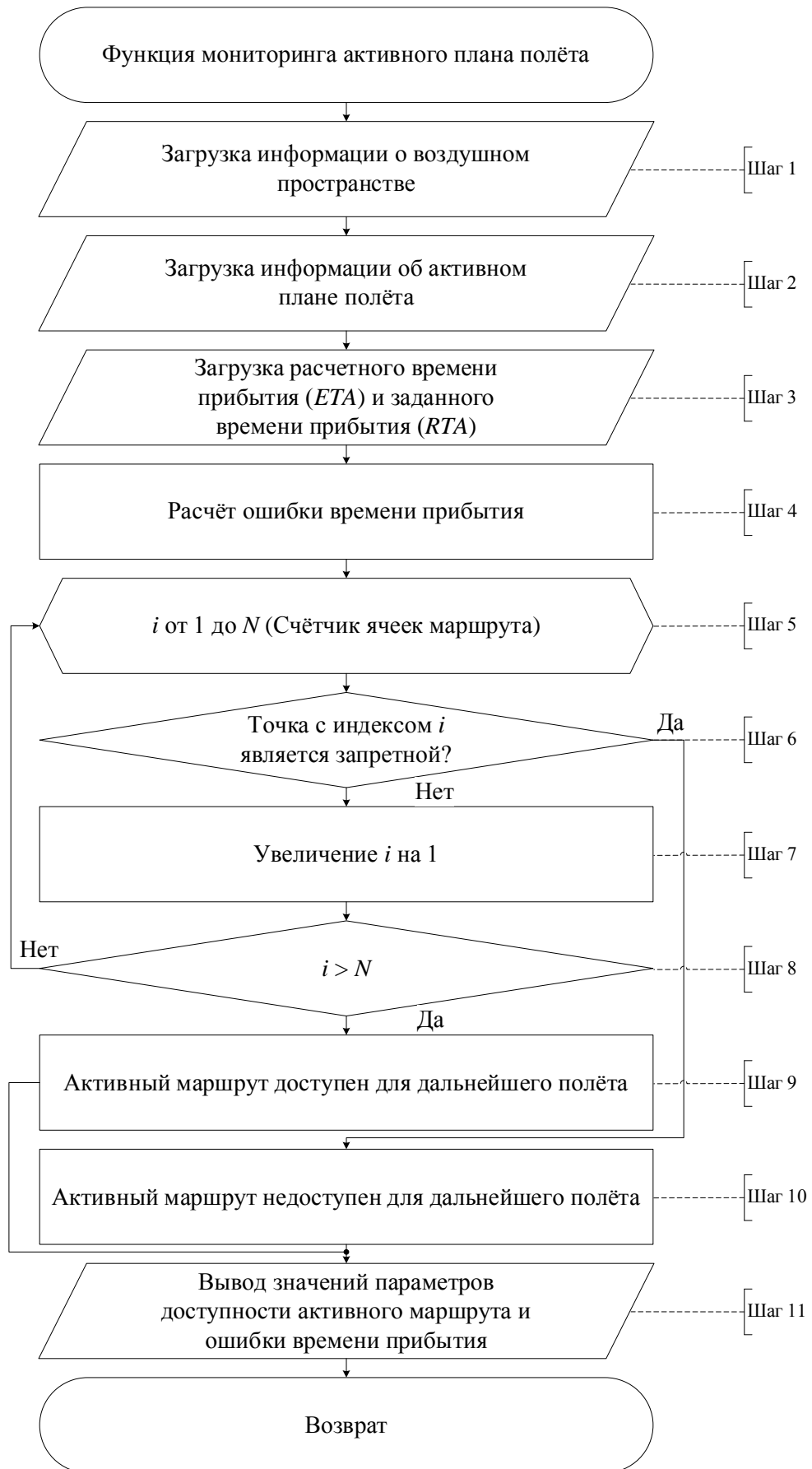


Рисунок 35 – Блок-схема алгоритма функции мониторинга активного плана полёта

Алгоритм состоит из одиннадцати шагов.

На первом шаге алгоритма выполняется загрузка информации о воздушном пространстве. Для каждой ячейки воздушного пространства загружается следующая информация:

- географические координаты центра ячейки;
- скорость и направление ветра;
- признак доступности полёта через ячейку.

На втором шаге загружается информация об активном плане полёта, а именно:

- географические координаты центров ячеек, через которые проходит маршрут;
- общее число ячеек.

На третьем шаге загружаются текущие значения расчётного ( $ETA$ ) и заданного ( $RTA$ ) времени прибытия в конечную точку маршрута.

На четвёртом шаге рассчитывается текущая ошибка времени прибытия в конечную точку маршрута. Расчёт выполняется в соответствии с формулой (30).

На пятом шаге запускается цикл проверки ячеек, через которые проходит активный маршрута, на предмет наличия в них запрета на пролёт.

На шестом шаге для ячейки с порядковым номером  $i$  выполняется проверка наличия запрета в ней. Если запрета нет, то осуществляется переход на седьмой шаг, где производится увеличение индекса  $i$  на единицу для следующей итерации цикла. Иначе, если запрет в ячейке имеется, то осуществляется переход на десятый шаг алгоритма, где признаку недоступности активного плана полёта присваивается положительное значение, означающее, что дальнейший полёт по активному маршруту недоступен.

На восьмом шаге выполняется проверка текущего значения индекса  $i$  на предмет его превышения максимального значения, которое означает число ячеек, через которые проходит активный маршрут ( $N$ ). Если значение индекса меньше либо равно значению общего числа ячеек маршрута, то осуществляется переход на пятый шаг для следующей итерации цикла по проверке следующей ячейки.

Иначе, если индекс превышает значение общего числа ячеек маршрута, тогда выполняется переход на девятый шаг алгоритма, где признаку недоступности активного плана полёта присваивается отрицательное значение, означающее, что дальнейший полёт по активному маршруту доступен.

На одиннадцатом шаге алгоритма выполняется вывод рассчитанных значений параметров ошибки времени прибытия и признака недоступности активного плана полёта.

### **3.3 Алгоритмическое обеспечение модуля поддержки принятия решения**

Разработанное ПО модуля позволяет выполнять функцию поддержки принятия решения.

Функция поддержки принятия решения позволяет в режиме реального времени обеспечивать своевременное формирование и выдачу информации о возникших проблемах в ходе выполнения маршрута в информационно-управляющее поле кабины экипажа, а также информацию о существующих решениях.

Блок-схема алгоритма функции поддержки принятия решения представлена на рисунке 36.

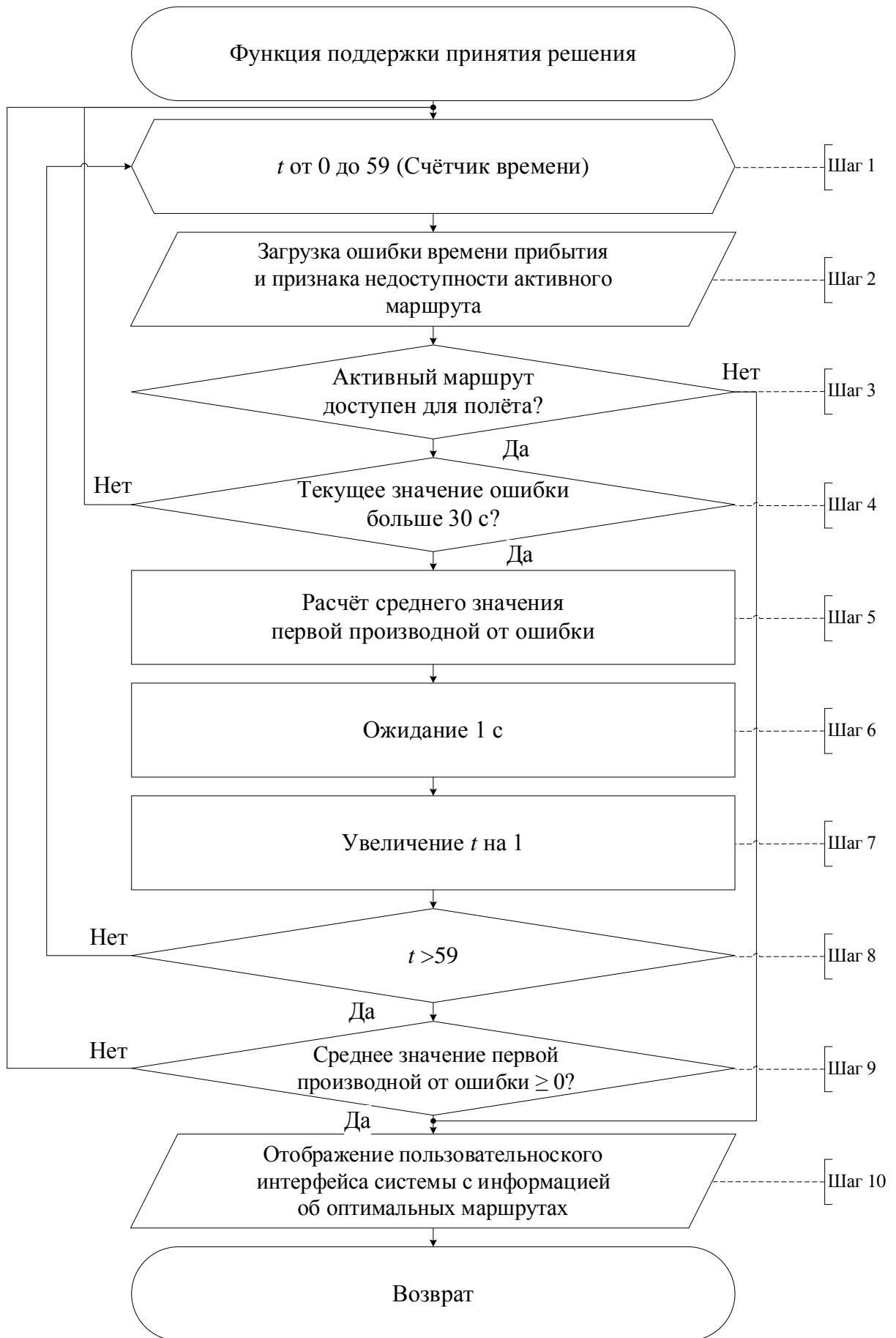


Рисунок 36 – Блок-схема алгоритма функции поддержки принятия решения

Алгоритм состоит из десяти шагов.

На первом шаге запускается цикл, который по смыслу является счётчиком времени.

На втором шаге загружаются значения параметров ошибки времени прибытия и признака недоступности активного плана полёта, которые рассчитываются модулем мониторинга активного плана полёта.

На третьем шаге выполняется анализ значения признака недоступности активного плана полёта. Если движение по активному плану полёта доступно, то осуществляется переход на следующий шаг для оценки текущего значения ошибки времени прибытия. Иначе, если движение по активному плану полёта недоступно, то осуществляется переход на последний десятый шаг алгоритма.

На четвертом шаге выполняется анализ текущего значения ошибки времени прибытия. Если текущее значение ошибки времени прибытия превышает 30 с, то выполняется переход на следующий шаг для расчёта среднего значения первой производной от ошибки времени прибытия. Иначе, если текущее значение ошибки времени прибытия меньше либо равно 30 с, тогда это условие приводит к перезапуску алгоритма и выполняется возврат на первый шаг.

На пятом шаге выполняется расчёт среднего значения первой производной ошибки времени прибытия. Расчёт производится в соответствии с формулой (43).

На шестом шаге для реализации секундного интервала между итерациями цикла выполняется задержка на 1 с.

На седьмом шаге выполняется увеличение индекса счётчика времени  $t$  на 1, а затем на восьмом шаге выполняется проверка текущего значения индекса  $t$  на предмет его превышения максимального значения, которое означает максимальное число циклов за минуту.

Если значение индекса  $t$  меньше либо равно 59, то осуществляется переход на первый шаг для следующей итерации цикла. Иначе, если индекс  $t$  превышает значение 59, тогда выполняется переход на следующий шаг алгоритма для оценки рассчитанного среднего значения первой производной ошибки времени прибытия.

На девятом шаге производится оценка рассчитанного среднего значения первой производной ошибки времени прибытия. Если рассчитанное значение больше либо равно нулю, тогда осуществляется переход на десятый шаг. Иначе, если рассчитанное значение меньше нуля, то в таком случае выполняется перезапуск алгоритма и возврат к первому шагу.

Таким образом, переход на десятый шаг осуществляется только при возникновении проблемы, которая требует поддержки экипажа от системы для принятия решения.

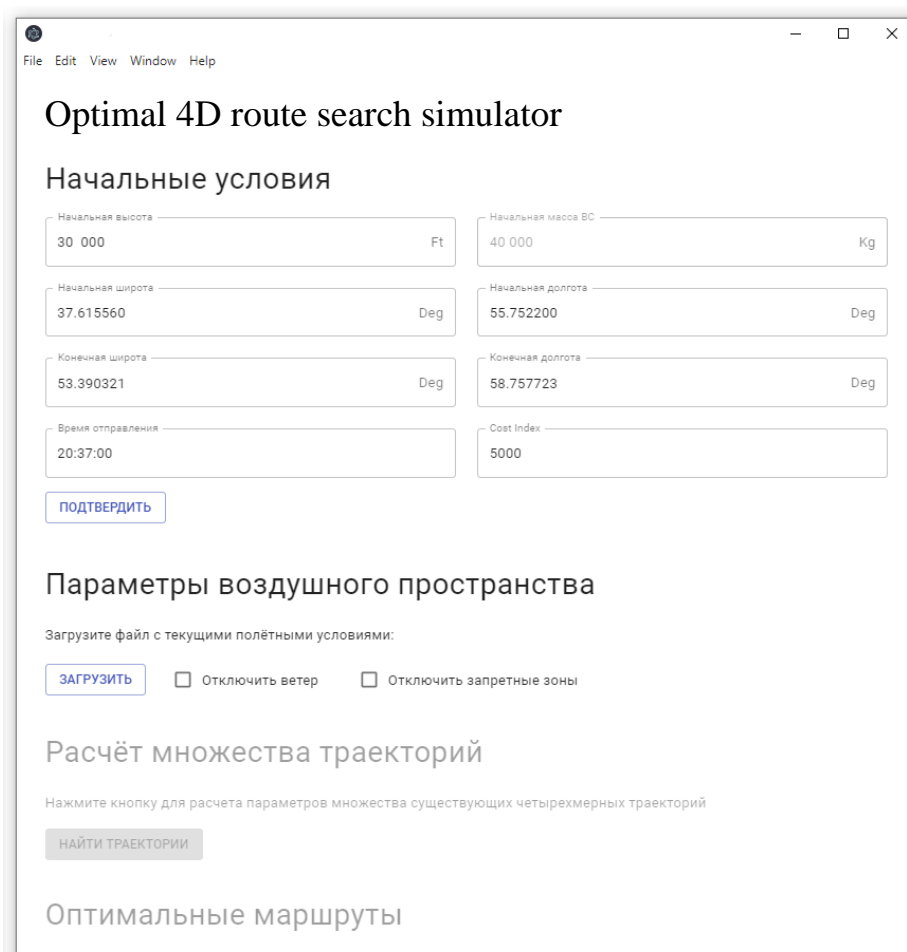
На десятом шаге выполняется вывод изображения с пользовательским интерфейсом, на который выводится информация о текущем значении ошибки времени прибытия, признака недоступности активного плана полёта, а также информация о вычисленных оптимальных маршрутах, которую обеспечивает модуль поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов.

### 3.4 Программное обеспечение для реализации алгоритмов системы поддержки принятия решения

#### 3.4.1 Программное обеспечение модуля поиска оптимального четырёхмерного маршрута

Для реализации разработанных в п. 3.1 алгоритмов разработано ПО «Имитатор модуля поиска оптимального четырёхмерного маршрута системы поддержки принятия решения» [10], предназначенное для работы под операционной системой *Microsoft Windows 10* и моделирования работы системы поддержки принятия решения при различных условиях внешней среды, а также исходных данных по параметрам маршрута.

ПО реализовано на языке программирования *Java Script*. Интерфейс стартового рабочего окна ПО представлен на рисунке 37.



File Edit View Window Help

## Optimal 4D route search simulator

### Начальные условия

Начальная высота	30 000	Ft	Начальная масса ВС	40 000	Kg
Начальная широта	37.615560	Deg	Начальная долгота	55.752200	Deg
Конечная широта	53.390321	Deg	Конечная долгота	58.757723	Deg
Время отправления	20:37:00		Cost Index	5000	

[ПОДТВЕРДИТЬ](#)

### Параметры воздушного пространства

Загрузите файл с текущими полётными условиями:

[ЗАГРУЗИТЬ](#)  Отключить ветер  Отключить запретные зоны

### Расчёт множества траекторий

Нажмите кнопку для расчета параметров множества существующих четырехмерных траекторий

[НАЙТИ ТРАЕКТОРИИ](#)

### Оптимальные маршруты

Рисунок 37 – Внешний вид интерфейса программного обеспечения



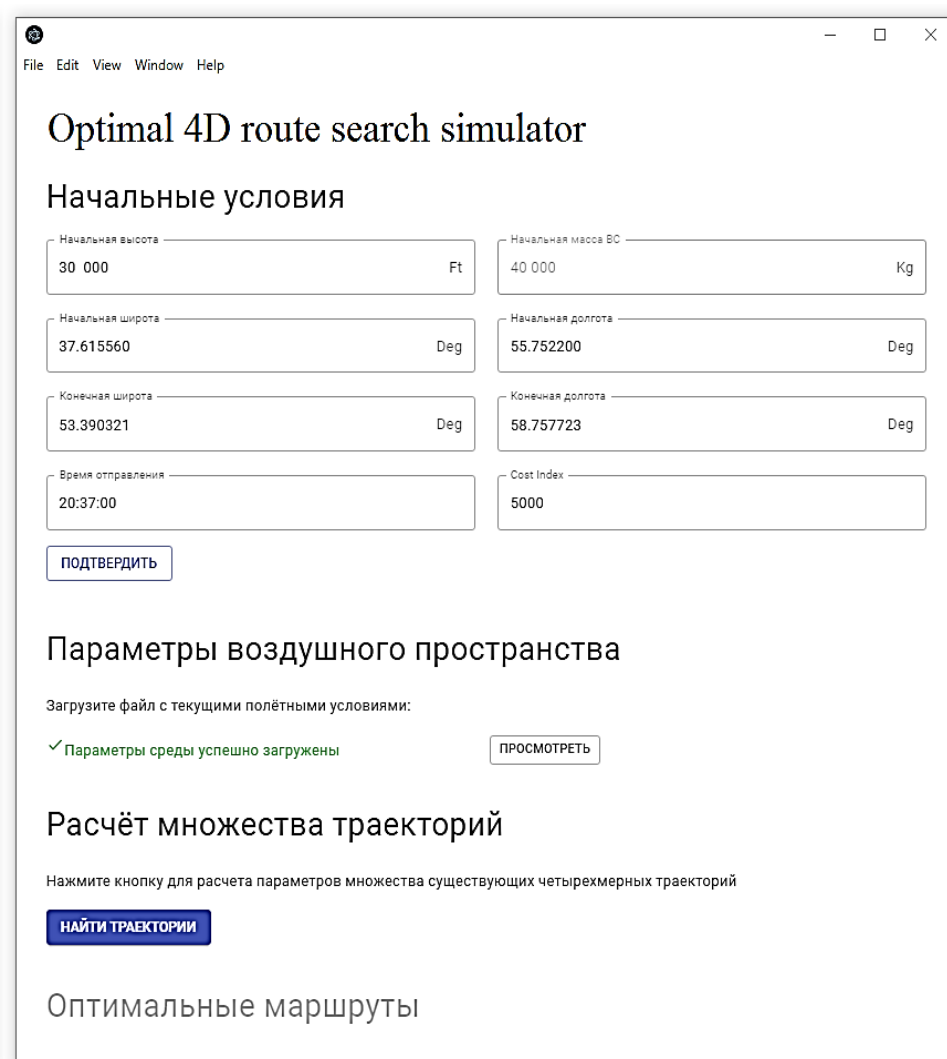
Перед проведением экспериментов необходимо задать начальные условия:

- начальная высота полёта и начальная масса ВС;
- координаты начальной и конечной точки маршрута в географической СК;
- текущее время;
- пользовательское значение СИ.

После того, как начальные данные введены необходимо их подтвердить нажатием на соответствующую кнопку. После подтверждения начальных данных необходимо загрузить параметры воздушного пространства

В ПО реализована возможность отключения влияния ветровой обстановки, а также отключения влияния запретных зон на работу алгоритма при проведении экспериментов, если это необходимо. Для этого нужно выбрать соответствующие флаги в любой комбинации в зоне загрузки параметров воздушного пространства.

После загрузки параметров воздушного пространства этап задания начальных условий для возможности проведения эксперимента завершен. Внешний вид интерфейса после завершения подготовки начальных условий представлен на рисунке 38.



File Edit View Window Help

## Optimal 4D route search simulator

### Начальные условия

Начальная высота 30 000 Ft	Начальная масса ВС 40 000 Kg
Начальная широта 37.615560 Deg	Начальная долгота 55.752200 Deg
Конечная широта 53.390321 Deg	Конечная долгота 58.757723 Deg
Время отправления 20:37:00	Cost Index 5000

ПОДТВЕРДИТЬ

### Параметры воздушного пространства

Загрузите файл с текущими полётными условиями:

✓ Параметры среды успешно загружены ПРОСМОТРЕТЬ

### Расчёт множества траекторий

Нажмите кнопку для расчета параметров множества существующих четырехмерных траекторий

НАЙТИ ТРАЕКТОРИИ

### Оптимальные маршруты

Рисунок 38 – Внешний вид интерфейса после загрузки начальных условий

Чтобы запустить работу алгоритма поиска оптимальных маршрутов для заданных начальных условий необходимо нажать кнопку «Найти траектории». По результатам поиска в нижней части интерфейса появится информация о найденных оптимальных маршрутах. Для поиска оптимального маршрута по критерию минимума ошибки по времени прибытия необходимо в появившемся поле ввода «Время прибытия» ввести заданное время прибытия (RTA) и нажать кнопку «Применить». С целью исключения ввода недопустимого RTA в качестве подсказки выводится допустимый диапазон по времени прибытия, который основан на значениях времени прибытия для найденного множества маршрутов. Внешний вид интерфейса с полем ввода для RTA, а также с информацией о

найденных оптимальных четырёхмерных маршрутах представлен на рисунках 39, 40 соответственно.

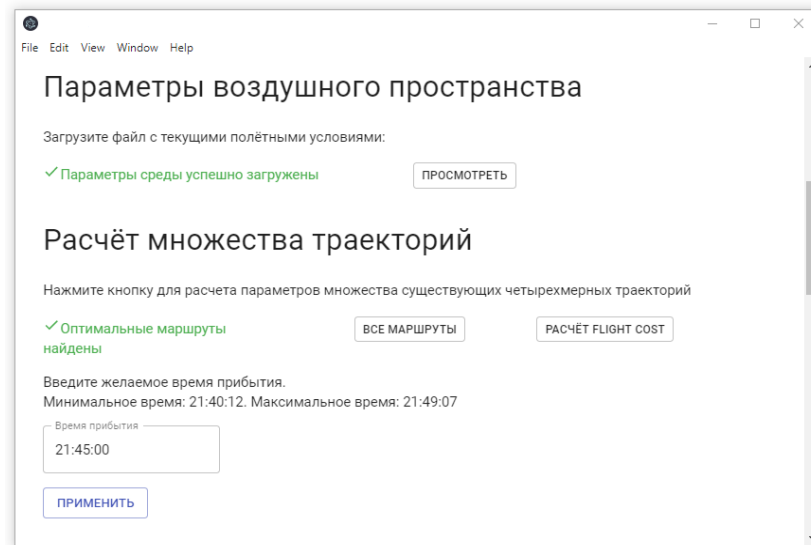


Рисунок 39 – Внешний вид интерфейса с полем ввода для RTA

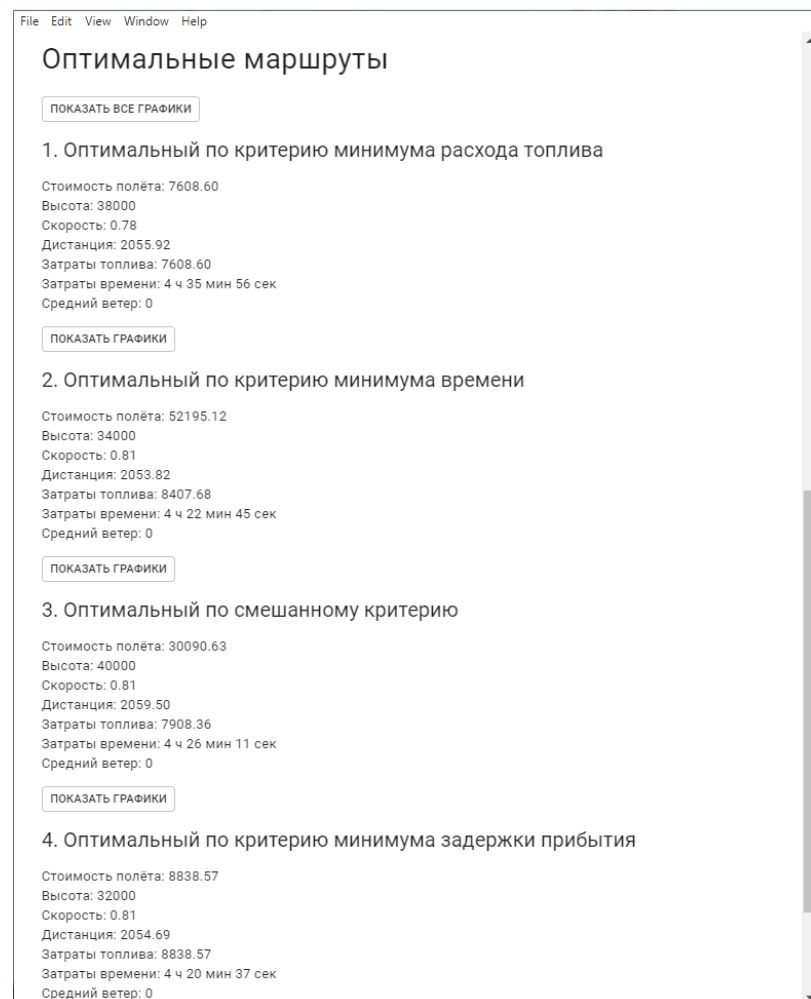


Рисунок 40 – Информация о рассчитанных оптимальных четырёхмерных маршрутах

Для каждого из рассчитанных оптимальных четырёхмерных маршрутов формируются следующие графики:

- зависимость высоты полёта от пройденной горизонтальной дистанции;
- график точек маршрута в горизонтальной плоскости в географической СК;
- график траектории движения по ячейкам в горизонтальной плоскости.

Для отображения вышеизложенных графиков необходимо нажать на кнопку «Показать графики» для одного из маршрутов.

Пример графиков для оптимального по критерию минимума расхода топлива маршрута представлен на рисунках 41-43.

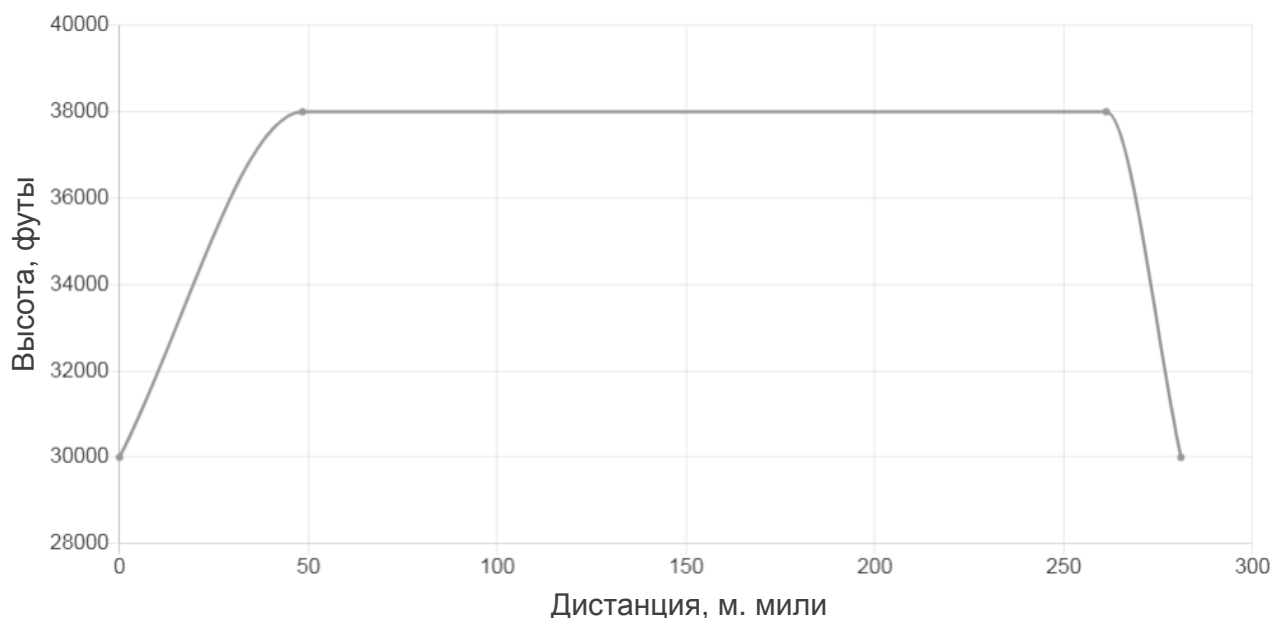


Рисунок 41 – График зависимости высоты полёта от пройденной горизонтальной дистанции для маршрута, оптимального по критерию минимума расхода топлива

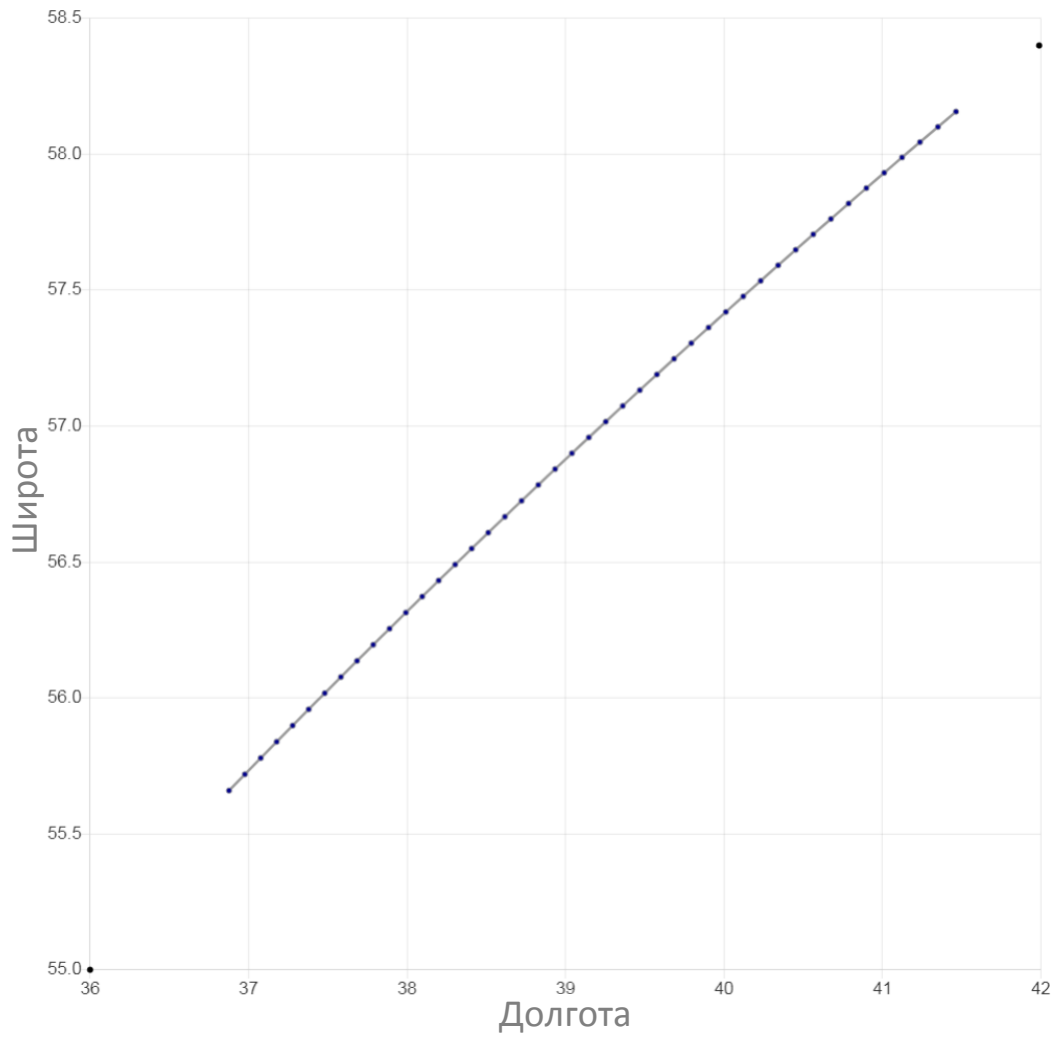


Рисунок 42 – График точек в горизонтальной плоскости в географической СК для маршрута, оптимального по критерию минимума расхода топлива,

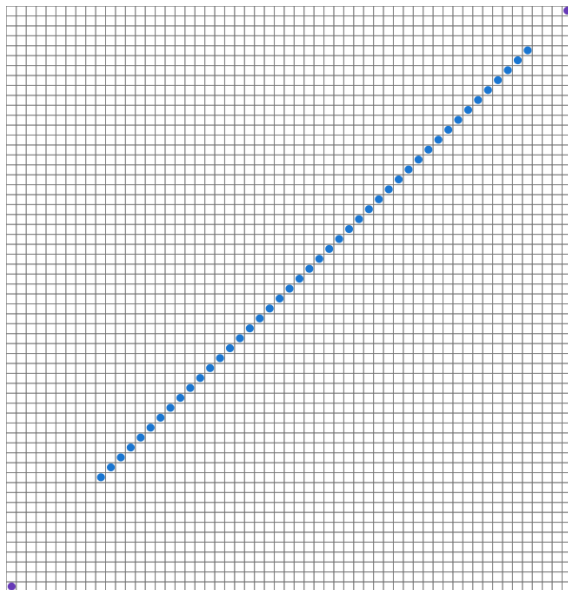


Рисунок 43 – График движения по ячейкам в горизонтальной плоскости для маршрута, оптимального по критерию минимума расхода топлива

Работа ПО реализует полученные в диссертации научные результаты и позволяет моделировать работу системы поддержки принятия решения при различных условиях внешней среды, а также исходных данных по параметрам маршрута.

Результаты его тестирования и моделирования с использованием реальных данных приведены в *главе 4*.

### 3.4.2 Программное обеспечение модуля мониторинга активного плана полёта и модуля поддержки принятия решения

Для проверки работоспособности разработанных в пп. 3.1-3.3 алгоритмов создано ПО «*Имитатор модуля мониторинга активного плана полёта и модуля поддержки принятия решения*» в среде математического моделирования и программирования *SCADE* под операционной системой *Microsoft Windows 10*.

ПО выполнено в виде графического ЧМИ, который обеспечивает взаимодействие экипажа с системой для целей получения необходимой для принятия решения информации, а также обеспечивает своевременное информирование экипажа о возникновении проблем, рассматриваемых в настоящей диссертационной работе.

ПО ЧМИ реализовано с применением [53]. Графический интерфейс выполнен в виде всплывающего окна, которое может быть интегрировано в ЧМИ FMS. Внешний вид ЧМИ системы поддержки принятия решения представлен на рисунке 44.

Зона отображения информации  
об активном маршруте

Зона отображения информационных  
страниц графического интерфейса

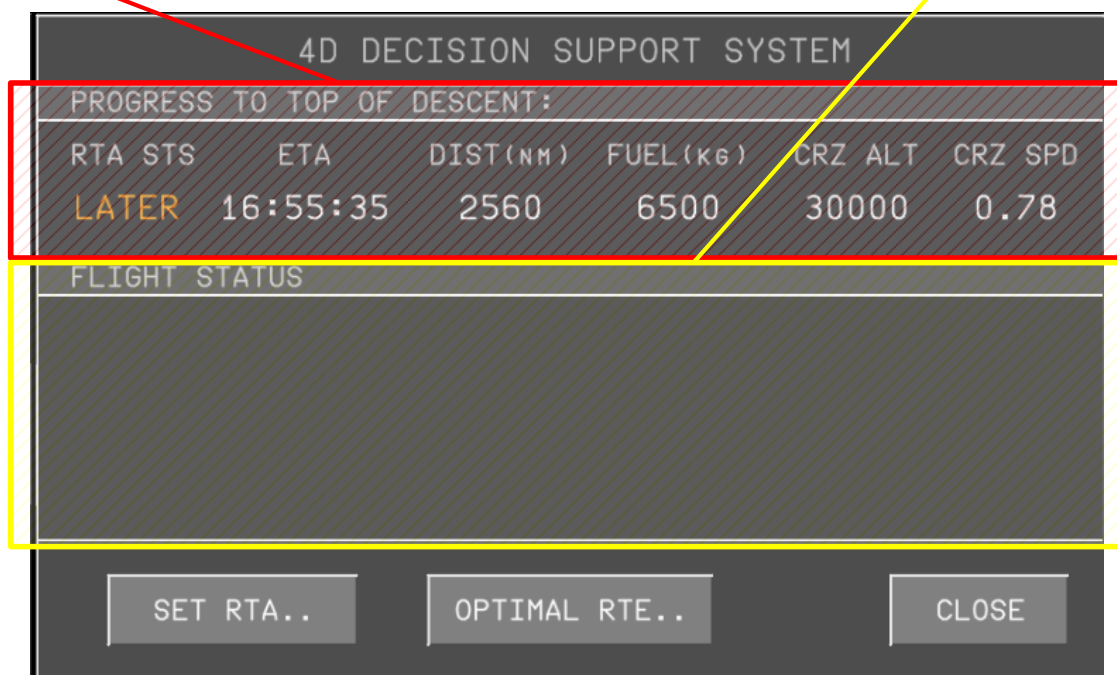


Рисунок 44 – Внешний вид ПО ЧМИ  
системы поддержки принятия решения

ЧМИ разделён на две зоны отображаемых данных:

- зона отображения информации об активном маршруте;
- зона отображения информационных страниц графического интерфейса.

Зона отображения информационных страниц содержит 3 страницы:

- страница отображения текущего статуса полёта по активному маршруту;
- страница для изменения или установки RTA;
- страница отображения информации об оптимальных четырёхмерных маршрутах.

На странице отображения текущего статуса полёта по активному маршруту отображается информация в соответствии с алгоритмами модуля мониторинга активного плана полёта. Внешний вид ПО ЧМИ с информацией на странице отображения текущего статуса полёта по активному маршруту представлен на рисунке 45.

4D DECISION SUPPORT SYSTEM					
PROGRESS TO TOP OF DESCENT:					
RTA STS	ETA	DIST(НМ)	FUEL(кг)	CRZ ALT	CRZ SPD
LATER	16:55:35	2560	6500	30000	0.78
FLIGHT STATUS					
RTA STATUS:		16:45:00 LATER			
RTE AVAILABILITY:		OK			
SET RTA..		OPTIMAL RTE..		CLOSE	

Рисунок 45 – Внешний вид ПО ЧМИ с информацией на странице отображения текущего статуса полёта по активному маршруту

На странице для изменения или установки RTA реализована возможность ввода значения RTA пользователем, которое необходимо для поиска оптимального маршрута по критерию минимума ошибки по времени прибытия. Внешний вид ПО ЧМИ с информацией на странице для изменения или установки RTA представлен на рисунке 46.

4D DECISION SUPPORT SYSTEM					
PROGRESS TO TOP OF DESCENT:					
RTA STS	ETA	DIST(НМ)	FUEL(кг)	CRZ ALT	CRZ SPD
LATER	16:55:35	2560	6500	30000	0.78
REQUIRED TIME OF ARRIVAL					
EARLIEST ETA		HH:MM:SS	LATEST ETA		
16:50:10			17:05:30		
RTE STATUS..		OPTIMAL RTE..		CLOSE	

Рисунок 46 – Внешний вид ПО ЧМИ с информацией на странице для изменения или установки RTA



На странице отображения информации об оптимальных четырёхмерных маршрутах реализована возможность анализа параметров оптимальных маршрутов в сравнении с параметрами активного маршрута для упрощения процесса принятия решения. Информация расположена на отдельных вкладках для каждого маршрута отдельно в соответствии с принятыми критериями оптимальности. Для выбора одного из маршрутов необходимо нажать на селектор «Select» на одной из вкладок. Внешний вид ПО ЧМИ с информацией об оптимальном по критерию минимума расхода топлива представлен на рисунке 47.

4D DECISION SUPPORT SYSTEM					
PROGRESS TO TOP OF DESCENT:					
RTA STS	ETA	DIST(NM)	FUEL(KG)	CRZ ALT	CRZ SPD
LATER	16:55:35	2560	6500	30000	0.78
OPTIMAL ROUTES					
MIN FUEL		MIN TIME		MIN TIME/FUEL	
RTA					
	ETA	DIST(NM)	FUEL(KG)	CRZ ALT	CRZ SPD
■ SELECT	17:05:30	2560	6300	36000	0.77
	+00:09:55	-	-200	+6000	-0.01
SET RTA..		RTE STATUS..		CLOSE	

Рисунок 47 – Внешний вид ПО ЧМИ с информацией об оптимальном по критерию минимума расхода топлива

### Выводы по главе 3

1. Разработано алгоритмическое обеспечение методики поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов, обеспечивающее поиск решений по заданным критериям оптимизации с учётом влияния ветровой обстановки, ЛТХ ВС, наличия запретных зон или зон сложных метеоусловий, а также выполняющее поиск траектории в трехмерном пространстве за один шаг вычислений без разделения горизонтального профиля от вертикального.

2. Разработано алгоритмическое обеспечение, реализующее правила мониторинга статуса выполнения четырёхмерного маршрута.

3. Разработано алгоритмическое обеспечение, реализующее своевременное формирования признаков возникновения проблем в ходе выполнения четырёхмерного маршрута.

4. Разработано ПО *«Имитатор модуля поиска оптимального четырёхмерного маршрута системы поддержки принятия решения»* [10] и ПО *«Имитатор модуля мониторинга активного плана полёта и модуля поддержки принятия решения»*, реализующее созданные алгоритмы и позволяющее моделировать работу системы поддержки принятия решения. ПО *«Имитатор модуля поиска оптимального четырёхмерного маршрута системы поддержки принятия решения»* зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ (свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ от 23.04.2021 № 2021616587).

5. Проведённое тестирование разработанного ПО полностью подтвердило его работоспособность. Результаты работы всех модулей соответствуют заложенным алгоритмам.

## **ГЛАВА 4. Оценка эффективности применения алгоритмов поиска оптимального маршрута**

В процессе проектировании ПО была применена модульная структура построения ПО, что позволяет развивать функционал ПО без существенных переработок существующих модулей и эффективно с точки зрения удобства тестирования.

В ходе тестирования ПО проведено более 1000 экспериментов, подтвердивших его работоспособность, а также адекватность и корректность полученных результатов.

В процессе проведения экспериментов изменялись:

- координаты начальной и конечной точек маршрута;
- начальная высота полёта и масса ВС;
- значение  $CI$ ;
- месторасположение, размер, форма и общее количество запретных зон вдоль ортодромии, соединяющей начальную и конечную точку маршрута;
- значения скорости и направления ветра;
- значение  $RTA$ .

Целью тестирования являлась демонстрация отличительных особенностей и преимуществ разработанного алгоритма методики поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов, а именно:

- эффективность использования выбранных критериев оптимизации;
- эффективность анализа трехмерного пространства за один шаг вычислений при решении задачи поиска трехмерной траектории оптимального четырёхмерного маршрута;
- эффективность использования алгоритма  $A$ -star с точки зрения времени вычислений на маршрутах различной дальности.

#### 4.1 Оценка эффективности используемых критериев оптимизации

Для того чтобы продемонстрировать эффективность выбранных критериев оптимизации в решении рассматриваемой задачи, проведём серию экспериментов и сравним их результаты с результатами решения задачи по критерию минимума длины маршрута.

Для начала рассмотрим пример, в котором требуется найти маршрут из точки А в точку Б с известными координатами. Поиск маршрута выполним только в горизонтальной плоскости на заданной стартовой высоте полёта. Вдоль ортодромии между точками А и Б несимметрично расположим запретную для полёта зону квадратной формы. Ветровая обстановка в рассматриваемом примере не анализируется.

Начальные полётные параметры для рассматриваемого примера приведены в таблице 1.

Таблица 1.

Высота полёта, футы	Начальная масса ВС, кг	Координаты начальной точки	Координаты конечной точки	UTC	RTA	CI
30000	40000	N55 E036	N58 E042	21:00:00	21:40:00	2500

Взаимное расположение начальной и конечной точек маршрута, а также форма и местоположение запретной зоны схематически представлены на рисунке 48.

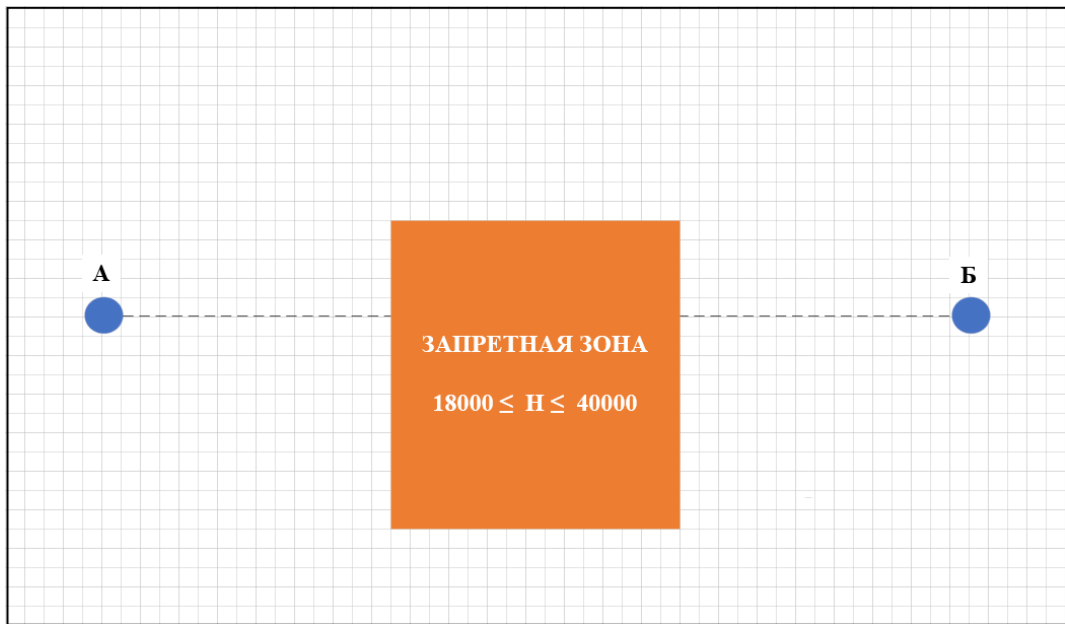


Рисунок 48 – Схематическое представление элементов рассматриваемого примера  
 Результаты поиска оптимального маршрута в условиях отсутствия ветровой обстановки представлены в таблице 2.

Таблица 2.

Информация Критерий	Высота полёта, футы	Скорость полёта, М	Длина маршрута, м. мили	Расход топлива, кг	Время полёта, ЧЧ:ММ:СС
Минимум длины маршрута	30000	0,71	302	1253,32	00:43:26
Минимум расхода топлива	30000	0,71	302	1253,32	00:43:26
Минимум времени полёта	30000	0,81	302	1373,45	00:38:04
Минимум расхода топлива/ времени полёта	30000	0,78	302	1281,21	00:39:32
Минимум задержки прибытия	30000	0,77	302	1271,30	00:40:03

Графики горизонтальных профилей рассчитанных маршрутов в географической СК без влияния ветровой обстановки представлены на рисунке 49.

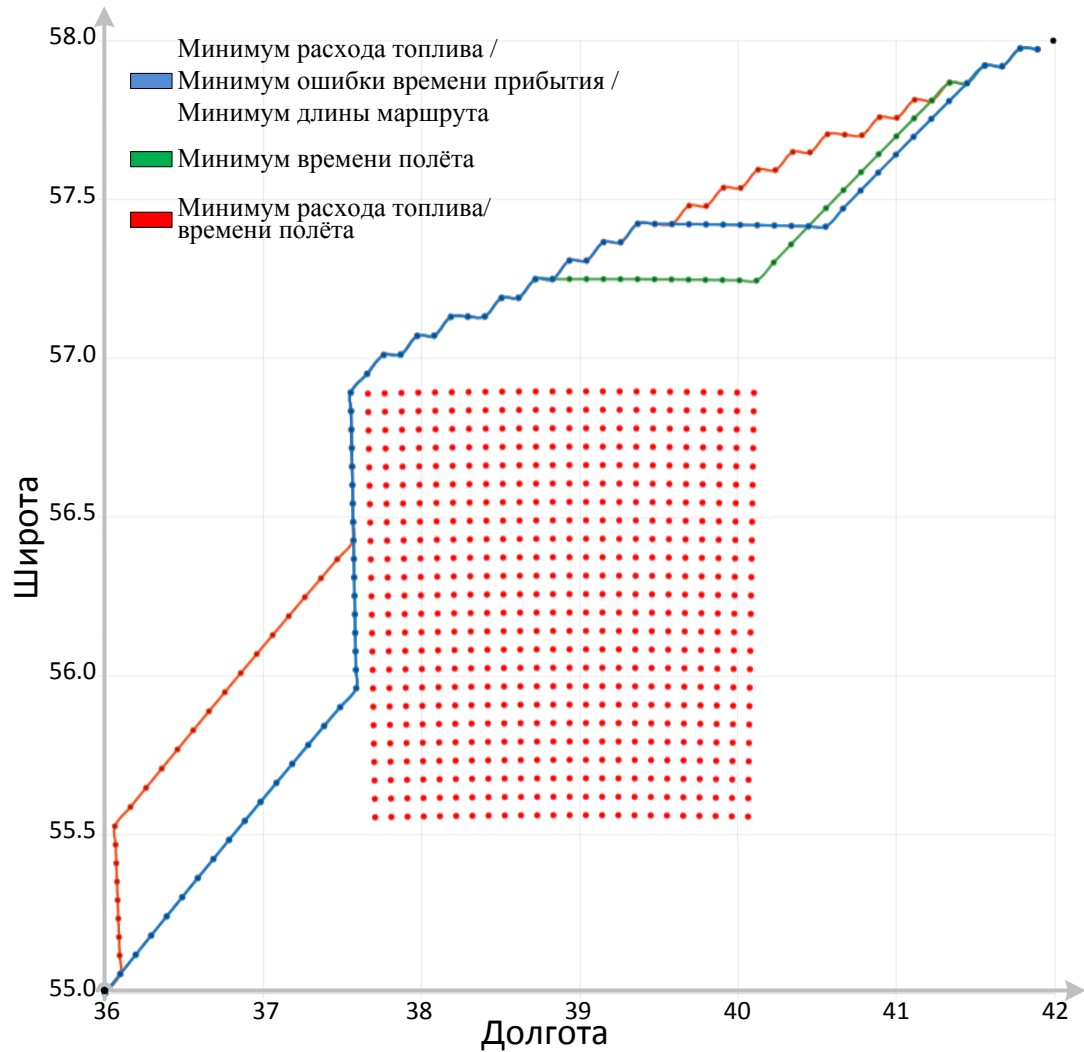
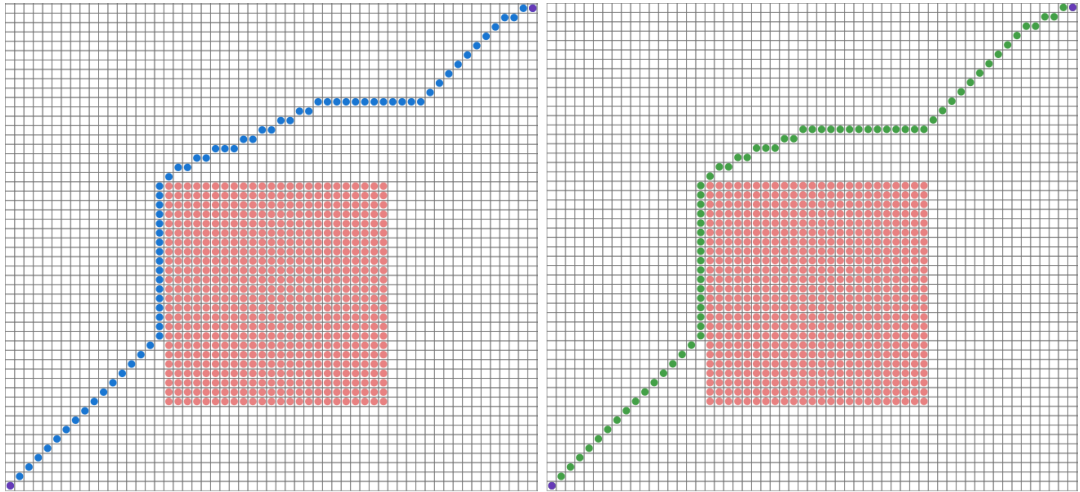


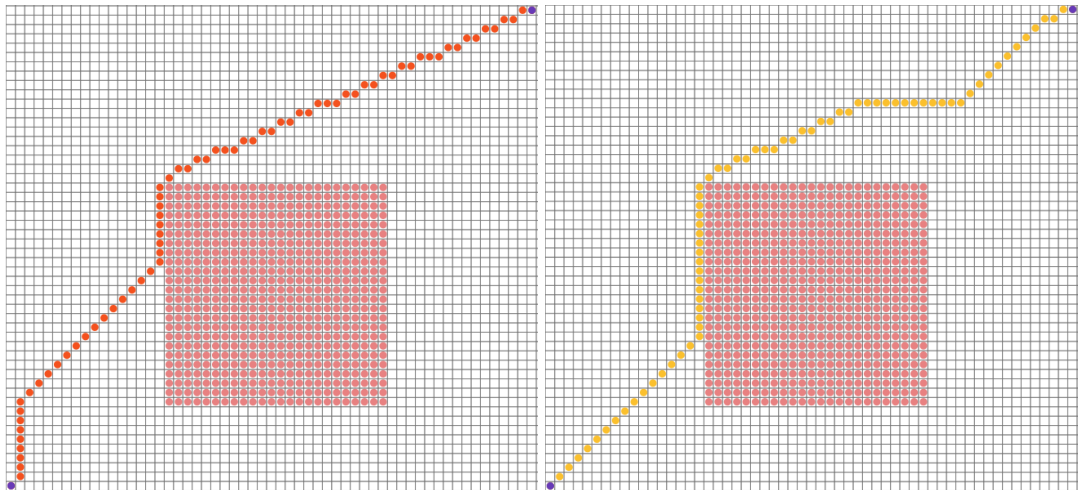
Рисунок 49 – Графики горизонтальных профилей рассчитанных маршрутов в географической СК без влияния ветровой обстановки

Графики горизонтальных профилей рассчитанных маршрутов в плоских координатах проекции Гаусса-Крюгера в виде маршрутной сетки и без влияния ветровой обстановки представлены на рисунке 50.



а) Минимум расхода топлива /  
Минимум длины маршрута

б) Минимум времени полёта



в) Минимум расхода топлива /  
времени полёта

г) Минимум задержки прибытия

Рисунок 50 – Графики горизонтальных профилей рассчитанных маршрутов в плоских координатах проекции Гаусса-Крюгера в виде маршрутной сетки и без влияния ветровой обстановки

Графики вертикальных профилей рассчитанных маршрутов представлены на рисунке 51.

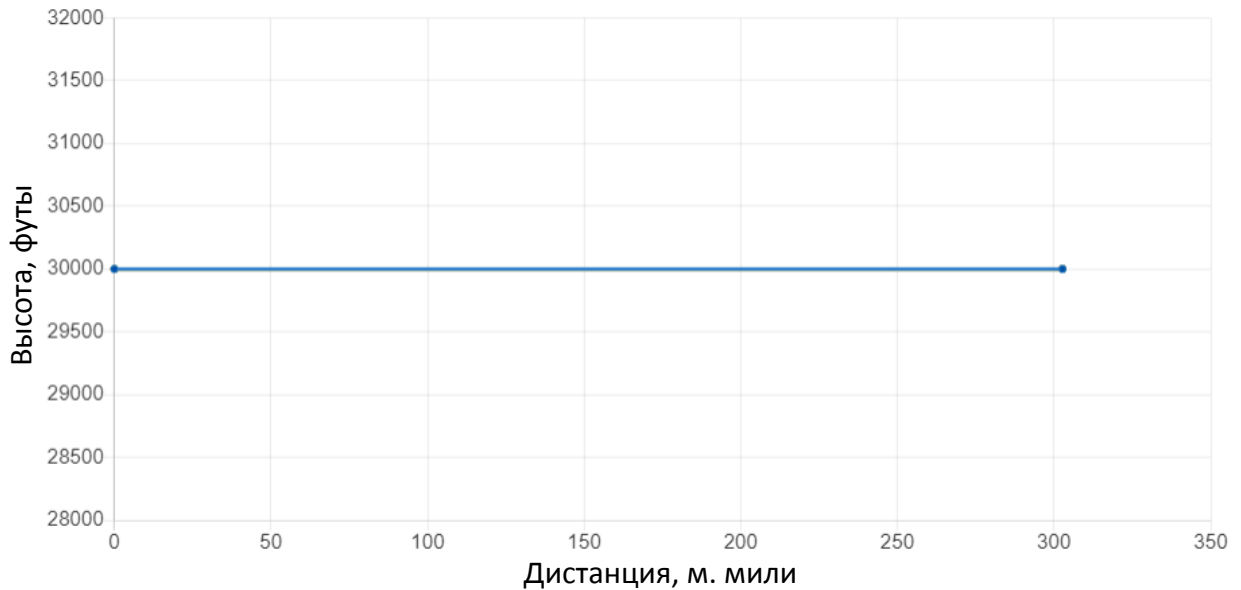


Рисунок 51 – Графики вертикальных профилей  
рассчитанных маршрутов

В результате работы ПО сформировано 4 маршрута по заданным в настоящей работе критериям, а также дополнительно сформирован маршрут по критерию минимума длины маршрута. В рассматриваемом примере без влияния ветровой обстановки и с наличием запретной зоны траектории всех сформированных маршрутов ожидаемо проходят с северо-западной стороны запретной зоны, ввиду более короткого пути её облета за счёт несимметричного расположения и в целом идентичны по длине. Остальные параметры маршрутов, такие как расход топлива и время полёта отличаются за счёт различной скорости полёта по маршрутам для соответствующих критериев.

Для сравнения маршрутов по критериям минимума расхода топлива и минимума длины маршрута, для расчёта параметров последнего была выбрана такая же скорость полёта, как и у маршрута, оптимального по критерию минимума расхода топлива. В результате сравнения их параметров между собой в таблице 2 была показана их идентичность, что корректно для рассматриваемого эксперимента.

Следующим шагом, не меняя исходные данные, добавим ветровую обстановку. Для демонстрации эффекта ветровой обстановки на результаты решения задачи поиска оптимального маршрута добавляем двухзонную ветровую



обстановку с зонами встречного и попутного ветра. При этом значение силы ветра в обеих зонах устанавливаем одинаковым, но с противоположным направлением.

Схема для эксперимента с добавлением зон ветровой обстановки представлена на рисунке 52.

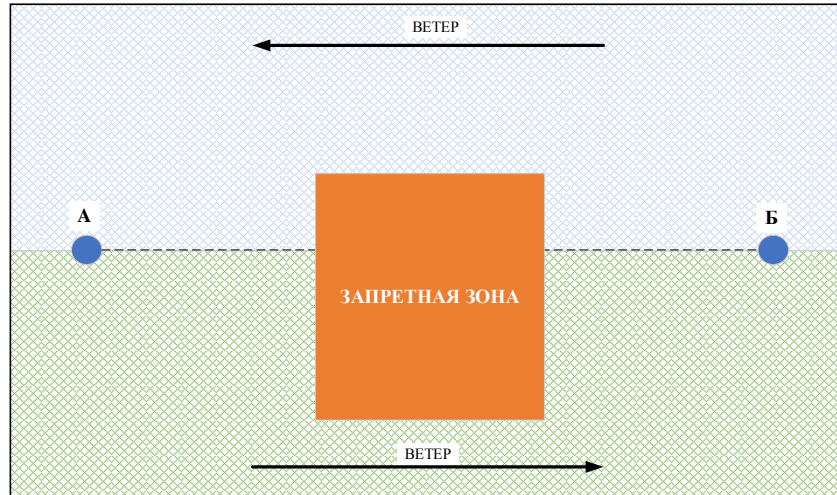


Рисунок 52 – Схема для эксперимента с добавлением зон ветровой обстановки

Результаты поиска оптимального маршрута в условиях наличия ветровой обстановки представлены в таблице 3.

Таблица 3.

Информация / Критерий	Высота полёта, фута	Скорость полёта, М	Длина маршрута, м. мили	Расход топлива, кг	Время полёта, ЧЧ:ММ:СС
Минимум длины маршрута	30000	0,71	302	1567,87	0:54:20
Минимум расхода топлива	30000	0,71	325	1178,02	00:40:49
Минимум времени полёта	30000	0,81	325	1311,20	00:36:21
Минимум расхода топлива/ времени полёта	30000	0,78	325	1217,91	00:37:35
Минимум задержки прибытия	30000	0,72	325	1181,77	00:40:19

В результате работы ПО также сформировано 4 маршрута по заданным в настоящей работе критериям и дополнительно сформирован маршрут по критерию минимума длины. Для корректности сравнения маршруту с минимальной длиной из предыдущего эксперимента была задана такая же скорость полёта, как у маршрута с минимумом расхода топлива в результате его

расчёта. Но в данном эксперименте при расчёте остальных его параметров учитывалась ветровая обстановка. Маршрут, который оптимален по критерию минимума длины, полностью находится в зоне встречного ветра, ввиду этого значения параметров расхода топлива и времени полёта существенно увеличились по сравнению с экспериментом без влияния ветровой обстановки. Траектория маршрута при этом по сравнению с предыдущим экспериментом не изменилась.

Графики горизонтальных профилей рассчитанных маршрутов в географической СК с влиянием ветровой обстановки представлены на рисунке 53.

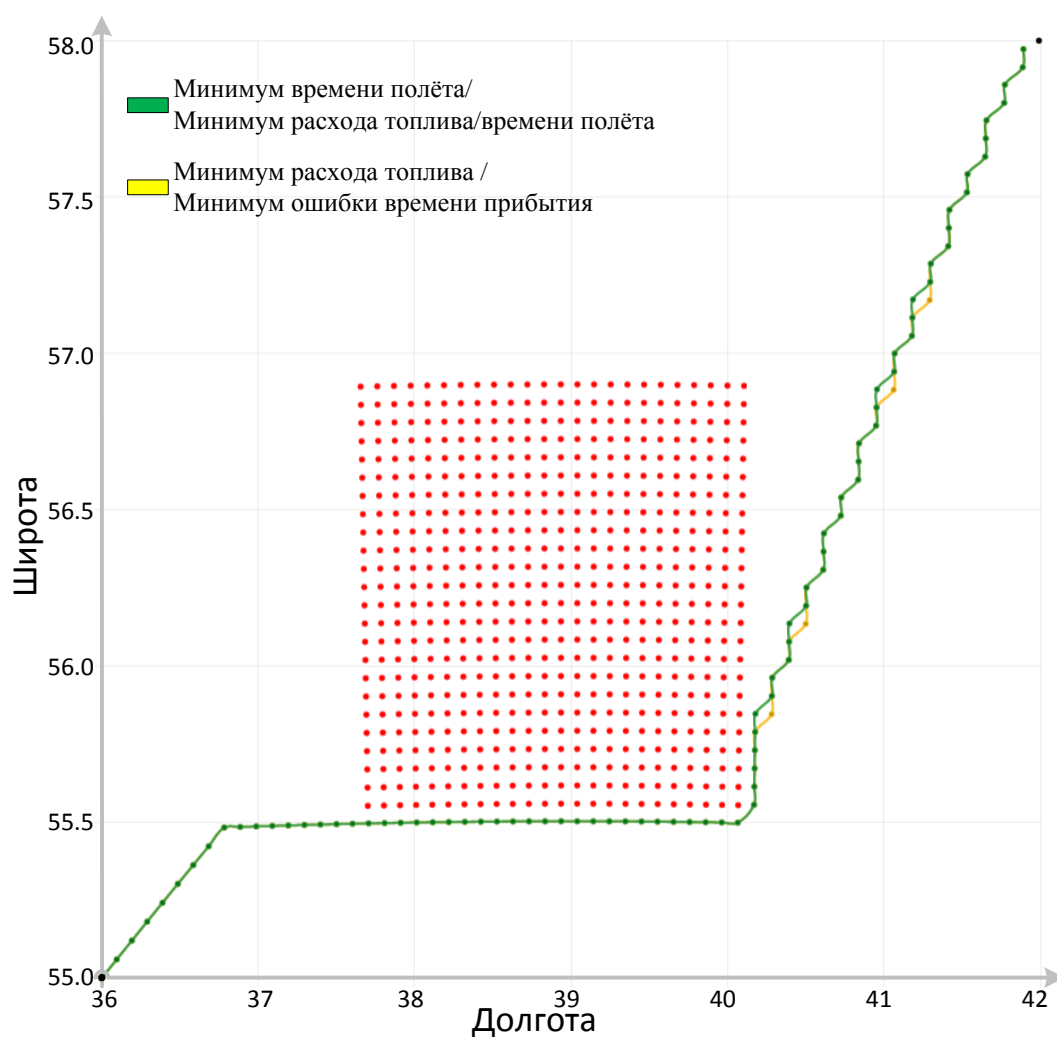
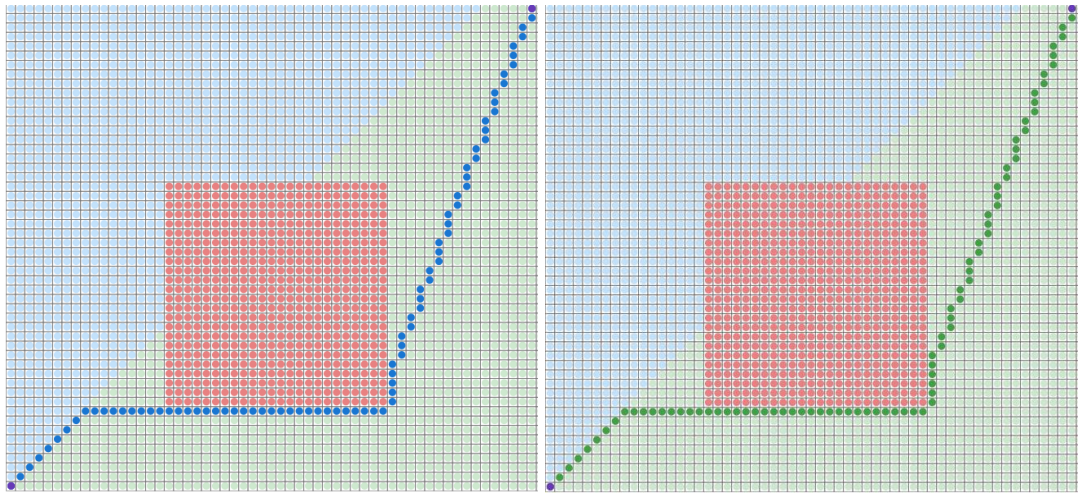


Рисунок 53 – Графики горизонтальных профилей рассчитанных маршрутов в географической СК с влиянием ветровой обстановки

График горизонтального профиля для маршрута по критерию минимума длины остается неизменным и представлен на рисунке 50.

Графики горизонтальных профилей рассчитанных маршрутов в плоских координатах проекции Гаусса-Крюгера в виде маршрутной сетки и с влиянием ветровой обстановки представлены на рисунке 54.



а) Минимум расхода топлива

б) Минимум времени полёта



в) Минимум расхода топлива /  
времени полёта

г) Минимум задержки прибытия

Рисунок 54 – Графики горизонтальных профилей рассчитанных маршрутов в плоских координатах проекции Гаусса-Крюгера в виде маршрутной сетки и с влиянием ветровой обстановки

На графиках видно, что с добавлением ветровой обстановки, траектория движения искомым оптимальных маршрутов существенно изменилась. Теперь с точки зрения рассматриваемых критериев выгоднее облетать запретную зону с юго-восточной стороны, тем самым осуществляя полёт по большей части в зоне попутного ветра. Результаты сравнительного анализа параметров оптимальных

маршрутов по отношению к маршруту с минимальной длиной представлены в таблице 4.

Таблица 4.

Сравниваемые критерии \ Информация	Отношение длин маршрутов, %	Отношение расходов топлива, %	Отношение времени полёта, %
Минимум расхода топлива / Минимум длины маршрута	+8	-24,86	-24,88
Минимум времени полёта / Минимум длины маршрута	+8	-16,37	-33,10
Минимум расхода топлива/времени полёта / Минимум длины маршрута	+8	-22,32	-30,83
Минимум задержки прибытия / Минимум длины маршрута	+8	-24,63	-25,80

Анализ полученных результатов эксперимента показал, что искомые маршруты по заданным в настоящей работе критериям оптимальности имеют большую длину по сравнению с маршрутом, оптимального по критерию минимума длины, на 8%. Но, несмотря на это, расход топлива по этим маршрутам меньше на 16-25%, а время полёта меньше на 24-33% в зависимости от критерия. Если рассматривать критерий минимума времени полёта, то даже несмотря на то, что этот критерий подразумевает наибольшую скорость полёта по маршруту, а соответственно и больший расход топлива, полученное значение расхода топлива на 16% меньше значения расхода топлива для маршрута с минимальной длиной.

Также результаты в таблице 4 демонстрируют корректность работы ПО, так как наибольший выигрыш расхода топлива наблюдается для маршрута с соответствующим критерием минимума расхода топлива, наибольший выигрыш во времени полёта также наблюдается для маршрута с критерием минимума времени полёта, а показатели маршрута для критерия минимума расхода топлива/времени полёта находятся между показателями маршрутов с критериями по расходу топлива или времени полёта.

## **4.2 Оценка эффективности анализа трехмерного пространства за один шаг вычислений при решении задачи поиска оптимального четырехмерного маршрута**

Для того чтобы продемонстрировать эффективность анализа трехмерного пространства за один шаг вычислений без разделения расчёта горизонтального и вертикального профилей маршрута в решении рассматриваемой задачи, проведём два эксперимента в одинаковых условиях воздушного пространства. В первом эксперименте выполним расчёт трехмерной траектории маршрута с разделением на два шага, сначала выполним поиск только горизонтальной траектории, а затем вторым шагом на основе известной горизонтальной траектории выполним расчёт вертикального профиля. Во втором эксперименте выполним расчёт трехмерной траектории за один шаг без разделения на горизонтальный и вертикальный профили. Результатом проведенных экспериментов будут две пары по четыре маршрута для всех критериев оптимальности, заданных в настоящей работе, полученные разными способами. Полученные результаты сравним между собой для демонстрации отличий между подходами.

Как и при демонстрации эффективности выбранных в настоящей работе критериев оптимизации рассмотрим пример, в котором требуется найти маршрут из точки А в точку Б с известными координатами. Но теперь выполним поиск маршрута не только для горизонтальной плоскости на заданной стартовой высоте полёта, а в трехмерном пространстве двумя разными способами. Для демонстрации отличий вдоль ортодромии между точками А и Б расположим запретную для полёта зону квадратной формы. Но, в отличие от предыдущих экспериментов, запретная зона будет установлена не на всём диапазоне высот, а в диапазоне от 18000 до 36000 футов включительно. Ветровая обстановка в рассматриваемом примере не анализируется.

Начальные полётные параметры для рассматриваемого примера приведены в таблице 5.

Таблица 5.

Высота полёта, футы	Начальная масса ВС, кг	Координаты начальной точки	Координаты конечной точки	UTC	RTA	CI
30000	40000	N55 E036	N58 E042	21:00:00	21:45:00	2000

Взаимное расположение начальной и конечной точек маршрута, а также форма и местоположение запретной зоны схематически представлены на рисунке 55.

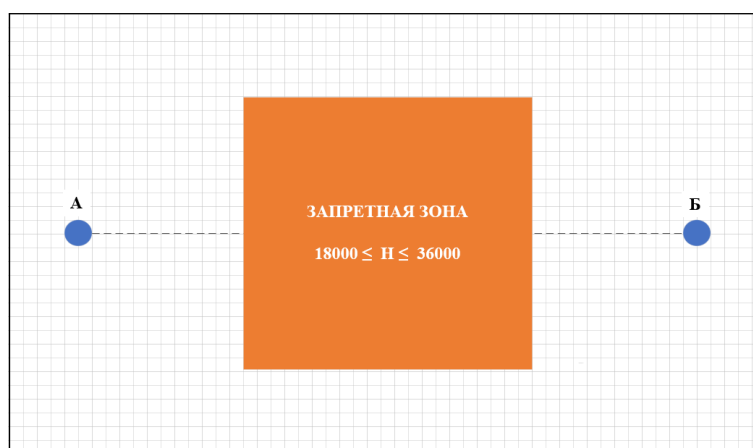


Рисунок 55 – Схематическое представление элементов рассматриваемого примера

Результаты поиска оптимального маршрута с разделением поиска горизонтального и вертикального профилей траектории на два шага представлены в таблице 6.

Таблица 6.

Информация / Критерий	Высота полёта, футы	Скорость полёта, М	Длина маршрута, м. мили	Расход топлива, кг	Время полёта, ЧЧ:ММ:СС
Минимум расхода топлива	38000	0,77	307	1165,63	00:41:42
Минимум времени полёта	38000	0,81	308	1216,76	00:39:48
Минимум расхода топлива/ времени полёта	38000	0,79	308	1178,23	00:40:50
Минимум задержки прибытия	38000	0,80	309	1208,36	00:40:15

Графики горизонтальных профилей оптимальных маршрутов в географической СК, рассчитанных с разделением поиска горизонтального и вертикального профилей траектории на два шага, представлены на рисунке 56.

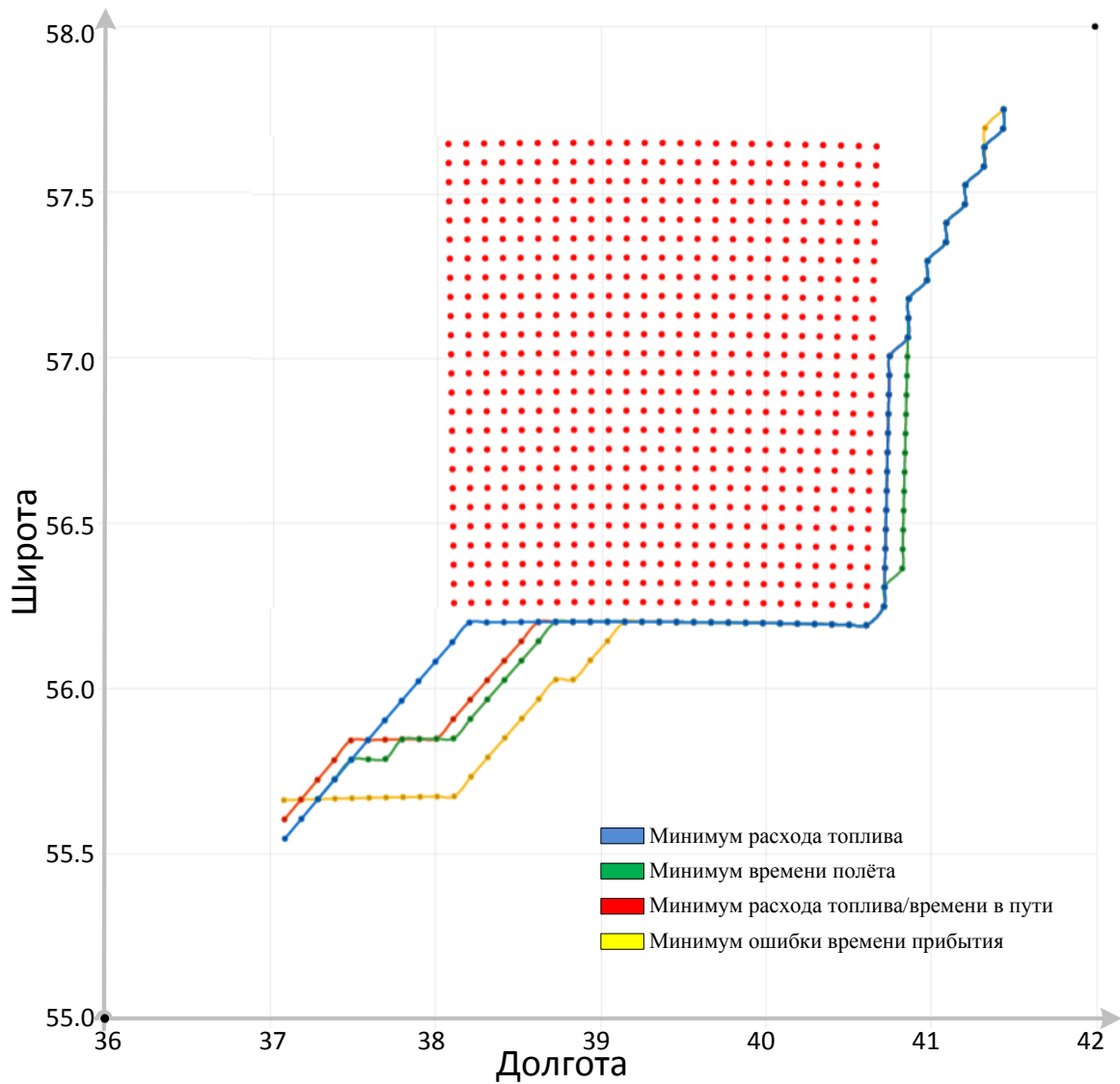
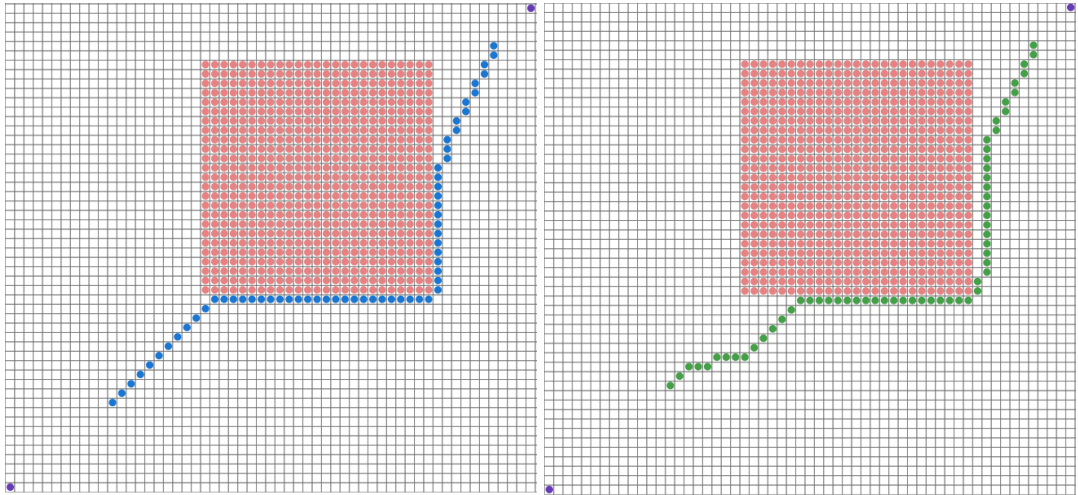


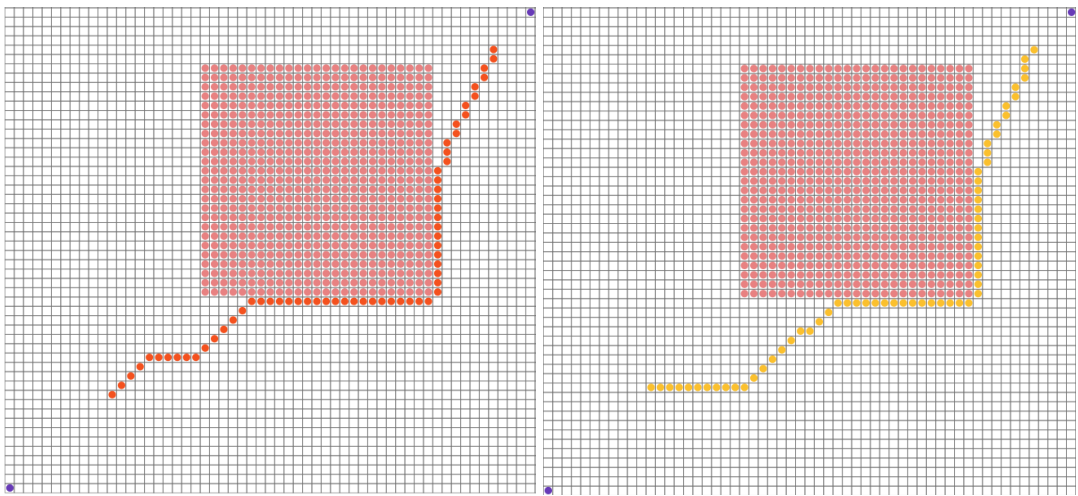
Рисунок 56 – Графики горизонтальных профилей оптимальных маршрутов в географической СК, рассчитанных с разделением поиска горизонтального и вертикального профилей траектории на два шага

Графики горизонтальных профилей оптимальных маршрутов в плоских координатах проекции Гаусса-Крюгера в виде маршрутной сетки, рассчитанных с разделением поиска горизонтального и вертикального профилей траектории на два шага, представлены на рисунке 57.



а) Минимум расхода топлива /

б) Минимум времени полёта

в) Минимум расхода топлива /  
времени полёта

г) Минимум задержки прибытия

Рисунок 57 – Графики горизонтальных профилей оптимальных маршрутов в плоских координатах проекции Гаусса-Крюгера в виде маршрутной сетки, рассчитанных с разделением поиска горизонтального и вертикального профилей траектории на два шага

Графики вертикальных профилей оптимальных маршрутов, рассчитанных с разделением поиска горизонтального и вертикального профилей траектории на два шага, представлены на рисунке 58.



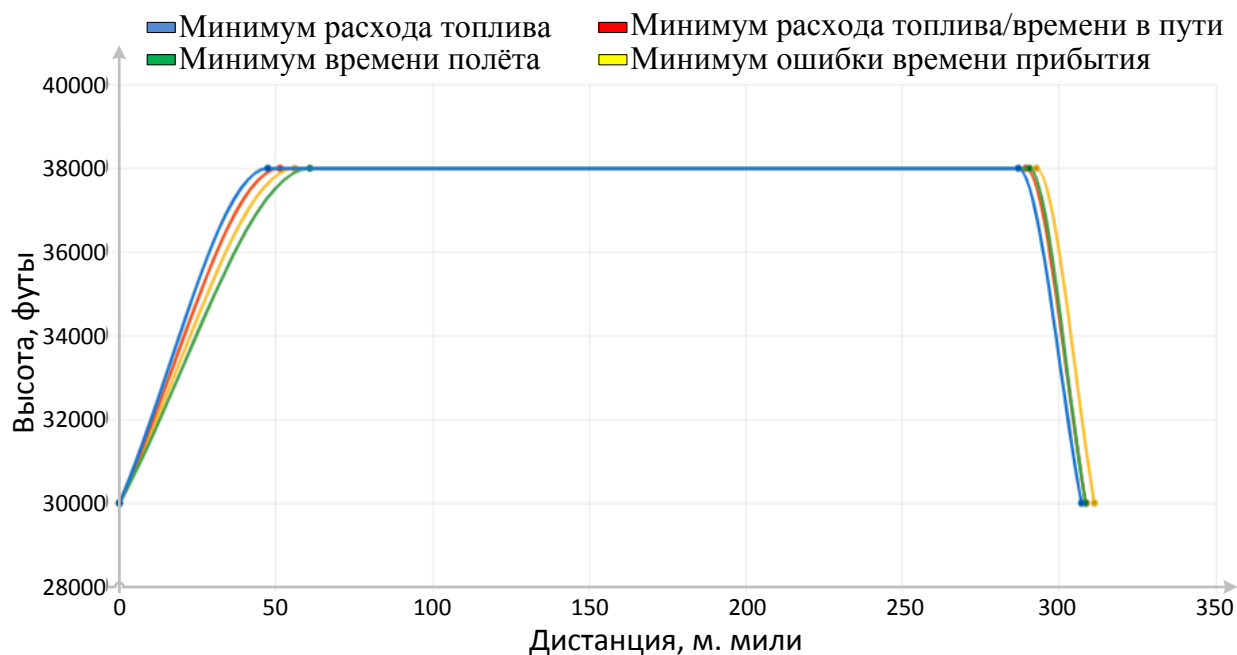


Рисунок 58 – Графики вертикальных профилей оптимальных маршрутов, рассчитанных с разделением поиска горизонтального и вертикального профилей траектории на два шага

В результате анализа графиков горизонтального и вертикального профиля видно, что из-за разделения поиска трехмерной траектории на два шага поиск горизонтальной траектории выполнялся на начальной высоте полёта и информация о запретной зоне анализировалась только для этой высоты. Поэтому внешний вид горизонтального профиля представляет собой некую ломанную траекторию, которая проложена в обход запретной зоны. Но на самом деле выше высоты 36000 фугтов запретной зоны по условиям эксперимента нет. На графике вертикального профиля видно, что на втором шаге для уже существующей горизонтальной траектории был сформирован вертикальный профиль и, например для критерия минимума расхода топлива был рассчитан полёт на высоте 38000 фугтов. В результате сформированная трехмерная траектория состоит из участка набора высоты, крейсерского полёта и участка снижения, а горизонтальный профиль крейсерского участка проходит в обход несуществующей на этой высоте запретной зоны. Поэтому рассчитанный на предыдущем шаге горизонтальный профиль не является оптимальным прежде всего с точки зрения дистанции полёта и как следствие расхода топлива и времени полёта, если не брать в расчёт ветровую обстановку.

Следующим шагом для демонстрации отличий между подходами к расчёту трехмерной траектории для тех же начальных параметров полёта и для такой же формы запретной зоны выполним расчёт оптимальных маршрутов, где поиск траектории полёта в трехмерном пространстве будет выполнен за один шаг вычислений без разделения горизонтального и вертикального профилей.

Результаты поиска оптимального маршрута без разделения горизонтального и вертикального профилей траектории на два шага представлены в таблице 7.

Таблица 7.

Информация Критерий	Высота полёта, футы	Скорость полёта, М	Длина маршрута, м. мили	Расход топлива, кг	Время полёта, ЧЧ:ММ:СС
Минимум расхода топлива	38000	0,77	266	1014,16	00:36:07
Минимум времени полёта	38000	0,81	267	1059,97	00:34:30
Минимум расхода топлива/ времени полёта	38000	0,79	267	1026,25	00:35:24
Минимум задержки прибытия	38000	0,71	270	1071,18	00:39:47

Графики горизонтальных профилей оптимальных маршрутов в географической СК, рассчитанных без разделения горизонтального и вертикального профилей траектории на два шага, представлены на рисунке 59.

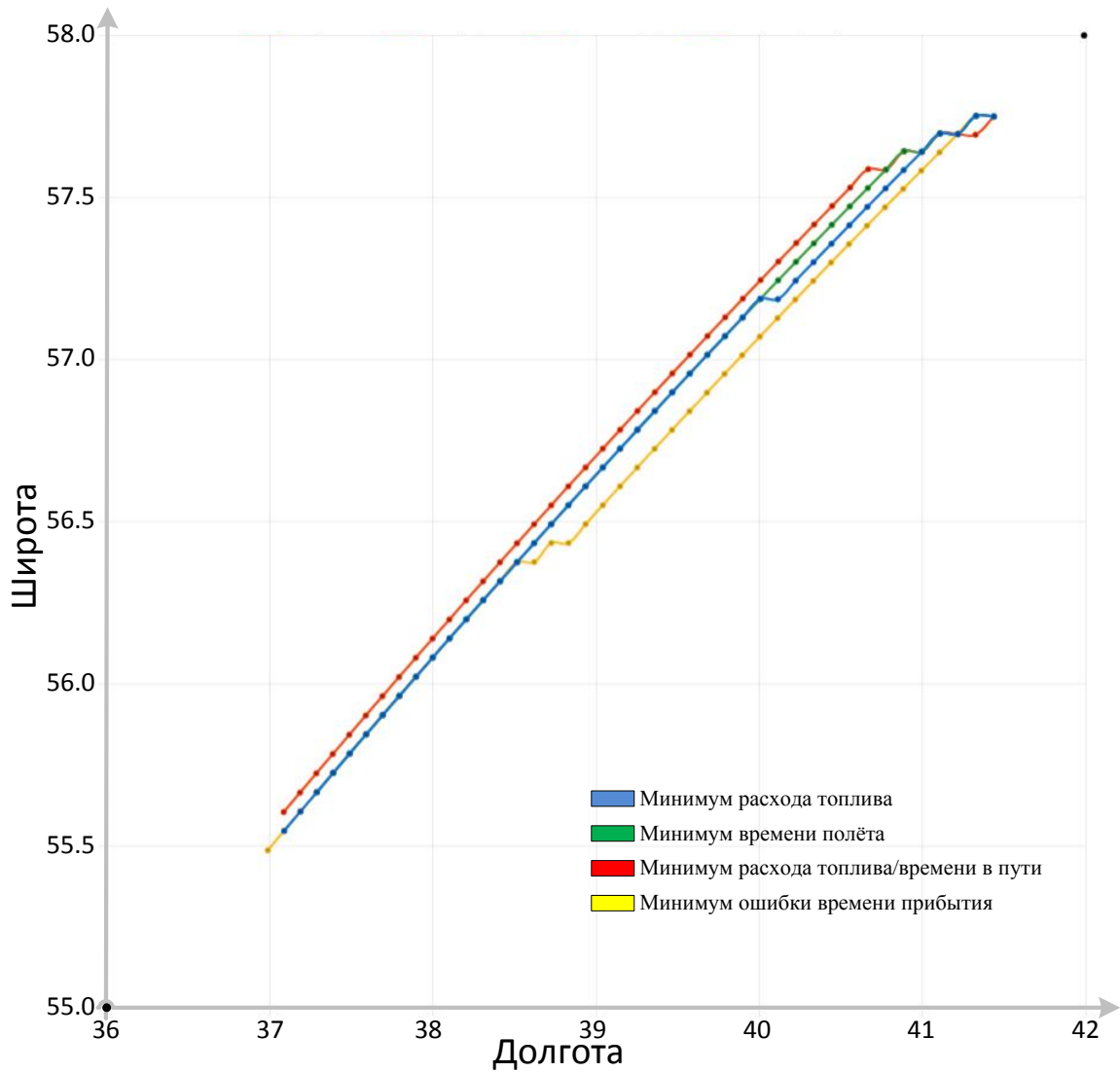
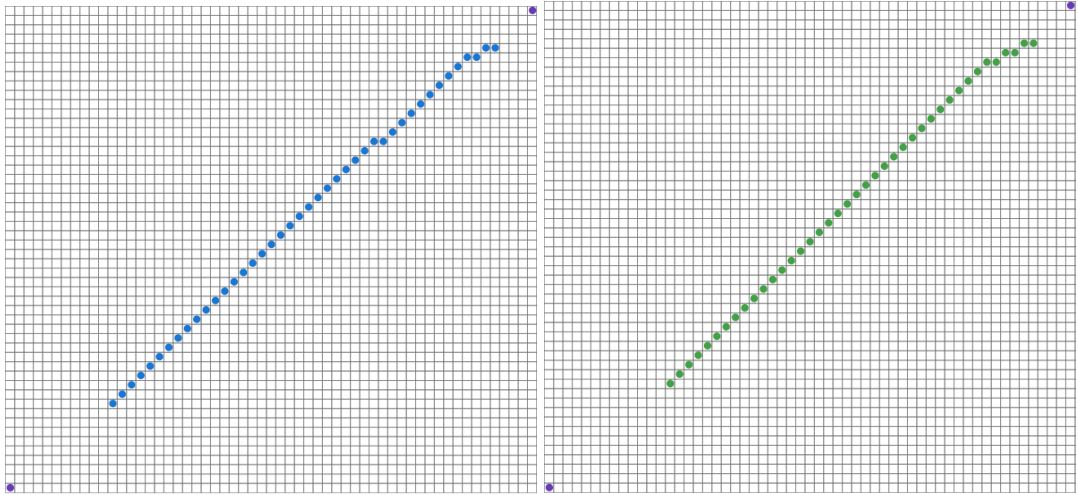


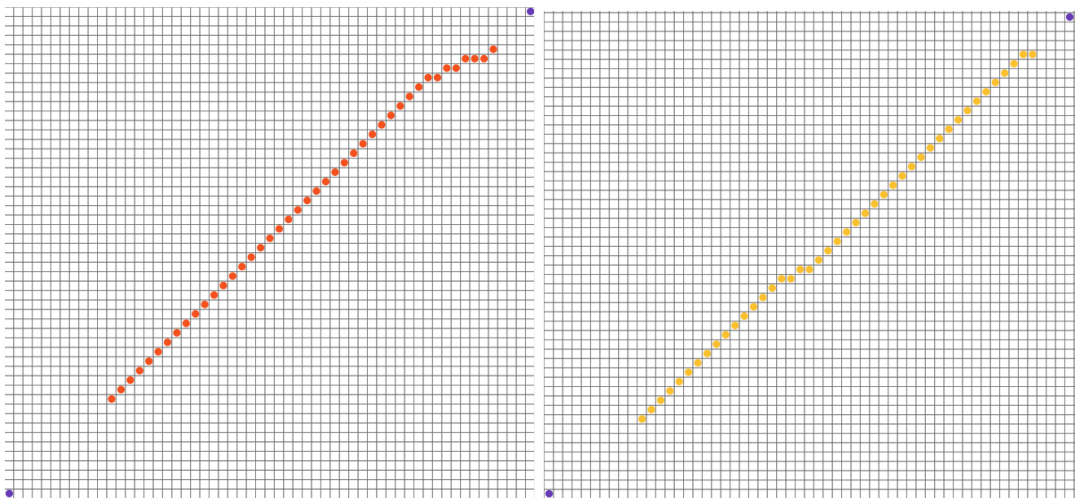
Рисунок 59 – Графики горизонтальных профилей оптимальных маршрутов в географической СК, рассчитанных без разделения горизонтального и вертикального профилей траектории на два шага

Графики горизонтальных профилей оптимальных маршрутов в плоских координатах проекции Гаусса-Крюгера в виде маршрутной сетки, рассчитанных без разделения горизонтального и вертикального профилей траектории на два шага, представлены на рисунке 60.



а) Минимум расхода топлива /

б) Минимум времени полёта



в) Минимум расхода топлива /

г) Минимум задержки прибытия

времени полёта

Рисунок 60 – Графики горизонтальных профилей оптимальных маршрутов в плоских координатах проекции Гаусса-Крюгера в виде маршрутной сетки, рассчитанных без разделения горизонтального и вертикального профилей траектории на два шага

Графики вертикальных профилей оптимальных маршрутов, рассчитанных без разделения горизонтального и вертикального профилей траектории на два шага, представлены на рисунке 61.

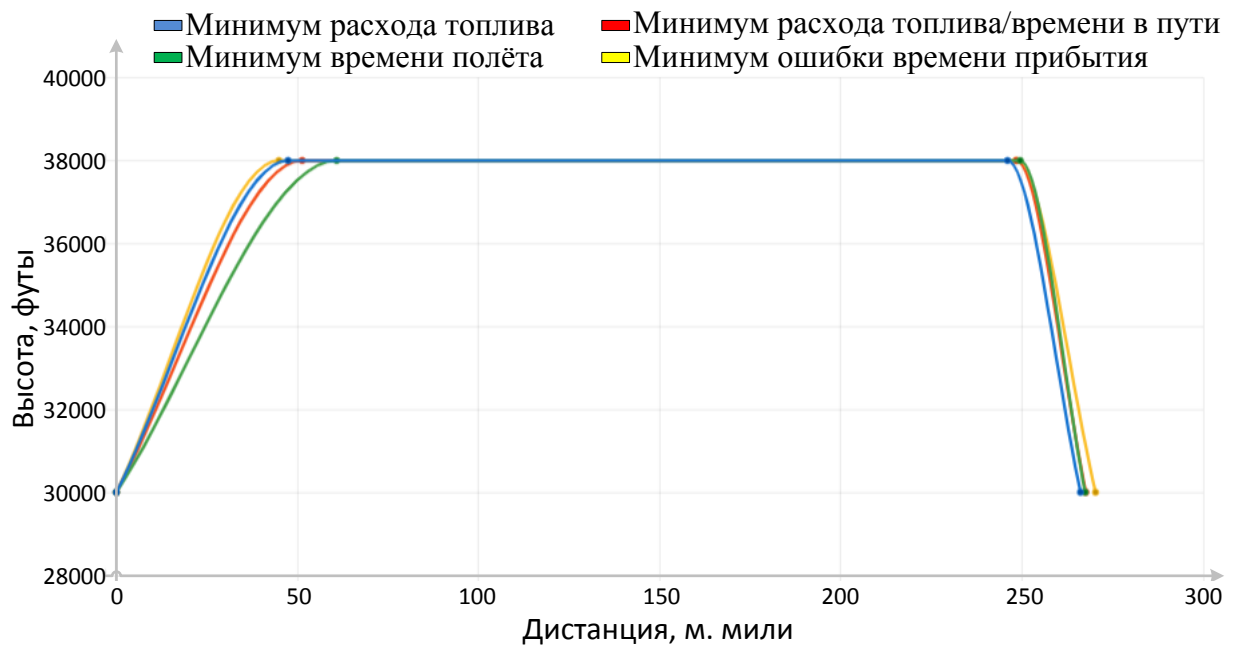


Рисунок 61 – Графики вертикальных профилей оптимальных маршрутов, рассчитанных без разделения горизонтального и вертикального профилей траектории на два шага

В результате применения метода поиска трёхмерной траектории за один шаг вычислений без разделения задачи на поиск сначала горизонтального профиля, а затем вертикального, видно, что характер горизонтального профиля существенно отличается от результатов предыдущего эксперимента. Ввиду того, что запретная зона расположена не на всем диапазоне высот, которые анализируются в настоящей работе, результатом расчёта стала траектория, горизонтальный профиль которой представляет собой прямую линию, соединяющую начальную и конечную точку маршрута без облёта каких-либо запретных зон. Отсутствие облётов достигается за счёт параллельного расчёта вертикального профиля, который позволил вычислить траекторию с набором высоты со стартовой до высоты 38000 футов, на которой отсутствует запретная зона. Таким образом, за счёт применения подхода с вычислением трёхмерной траектории за один шаг вычислений по сравнению с результатами предыдущего эксперимента с применением методики разделения вычислений траектории на два шага, удалось оптимизировать все три ключевых параметра маршрута, такие как: расход топлива, время полёта, длина маршрута.

Сравнительный анализ результатов применения двух методик представлен в таблице 8. В представленной таблице метод расчёта трёхмерной траектории за

один шаг вычислений – «Метод 1», а метод расчёта трёхмерной траектории за два шага вычислений с разделением горизонтального и вертикального профилей – «Метод 2».

Таблица 8.

Сравниваемые критерии	Информация	Отношение длин маршрутов, %	Отношение расходов топлива, %	Отношение времени полёта, %
Минимум расхода топлива (Метод 1) / Минимум расхода топлива (Метод 2)		-13,36	-12,99	-13,39
Минимум времени полёта (Метод 1) / Минимум времени полёта (Метод 2)		-13,31	-12,89	-13,32
Минимум расхода топлива/времени полёта (Метод 1) / Минимум расхода топлива/времени полёта (Метод 2)		-13,31	-12,90	-13,31
Минимум задержки прибытия (Метод 1) / Минимум задержки прибытия (Метод 2)		-12	-11,35	~

Анализ результатов экспериментов показал, что за счёт использования методики вычисления трёхмерной траектории за один шаг вычислений удалось для всех искомых оптимальных маршрутов по заданным в настоящей работе критериям оптимальности сократить длину маршрута на 12-13%, а также снизить расход топлива на 11-13%. Также для всех критериев, кроме критерия минимума ошибки по времени прибытия удалось сократить время полёта по маршруту на 13%. А для критерия минимума ошибки по времени прибытия не нарушая ограничение RTA удалось сократить расход топлива на 11%.

### **4.3 Оценка эффективности использования алгоритма A-star с точки зрения времени вычислений на маршрутах различной дальности**

На время вычислений при решении задачи поиска оптимального четырёхмерного маршрута на графах с использованием алгоритма A-star влияют:

- расстояние между начальной и конечной точками маршрута;
- месторасположение, размер, форма и общее количество запретных зон вдоль ортодромии, соединяющей начальную и конечную точку маршрута;
- диапазон анализируемых для полёта высот.

Помимо перечисленных факторов на время вычислений влияет и производительность устройства обработки информации.

Эксперименты проводились на персональном компьютере (ПК) с процессором Intel Core i7-6700HQ, который имеет базовую тактовую частоту 2,6 ГГц.

Для демонстрации влияния перечисленных факторов на итоговое время вычислений проведём серию экспериментов и проанализируем их результаты.

Для начала, чтобы показать зависимость времени вычислений от расстояния между начальной и конечной точками выполним расчёт маршрутов с дальностью от 100 NM до 2100 NM с шагом 400 NM. При этом запретные зоны вдоль маршрутов отсутствуют. Результаты эксперимента приведены в таблице 9.

Таблица 9.

Расстояние между начальной и конечной точками, м. мили	Время вычислений, с
100	0,98
500	1,15
900	1,71
1300	2,45
1700	3,15
2100	4,06

С увеличением расстояния между начальной и конечной точками маршрута ожидаемо увеличивается и время вычислений. Объясняется это увеличением количества анализируемых ячеек пространства при работе алгоритма A-star на каждой плоскости, соответствующей различным допустимым высотам полёта. Для маршрута с максимальной дальностью 2100 м. миль время вычислений составило 4,06 с. Результат удовлетворяет требованиям нормативной документации [72].

Теперь продемонстрируем влияние запретных зон на результат времени вычислений. Влияние запретных зон в первую очередь приводит к увеличению длины маршрута, а значит также приводит к увеличению количества анализируемых ячеек пространства в процессе вычисления траектории полёта. Рассмотрим пример расчёта оптимального маршрута с расстоянием между начальной и конечной точками равным примерно 1400 м. миль с большим количеством запретных зон вдоль ортодромии и без.

Результаты вычислений представлены в таблице 10.

Таблица 10.



Координаты начальной точки	Координаты конечной точки	Расстояние между точками, м. мили	Наличие запретных зон	Фактическая длина маршрута, м. мили	Время вычислений, с
N51 E086	N74 E084,5	1384	ДА	1515	6,89
			НЕТ	1384	2,55

График горизонтального профиля рассчитанного маршрута в географической СК с большим количеством запретных зон вдоль ортодромии между начальной и конечной точками представлен на рисунке 62.

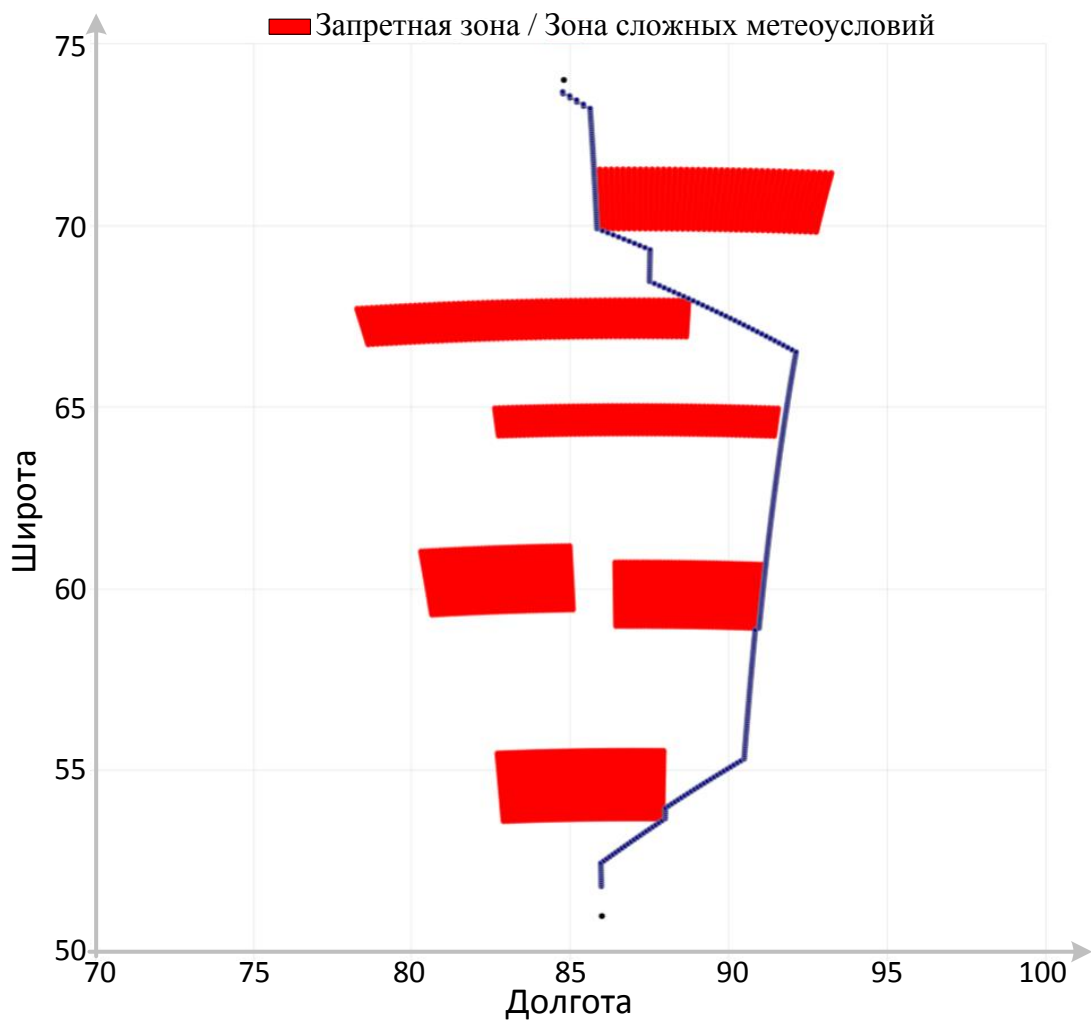


Рисунок 62 – График горизонтального профиля рассчитанного маршрута в географической СК с большим количеством запретных зон вдоль ортодромии

График горизонтального профиля рассчитанного маршрута в географической СК с отсутствием запретных зон вдоль ортодромии между начальной и конечной точками представлен на рисунке 63.

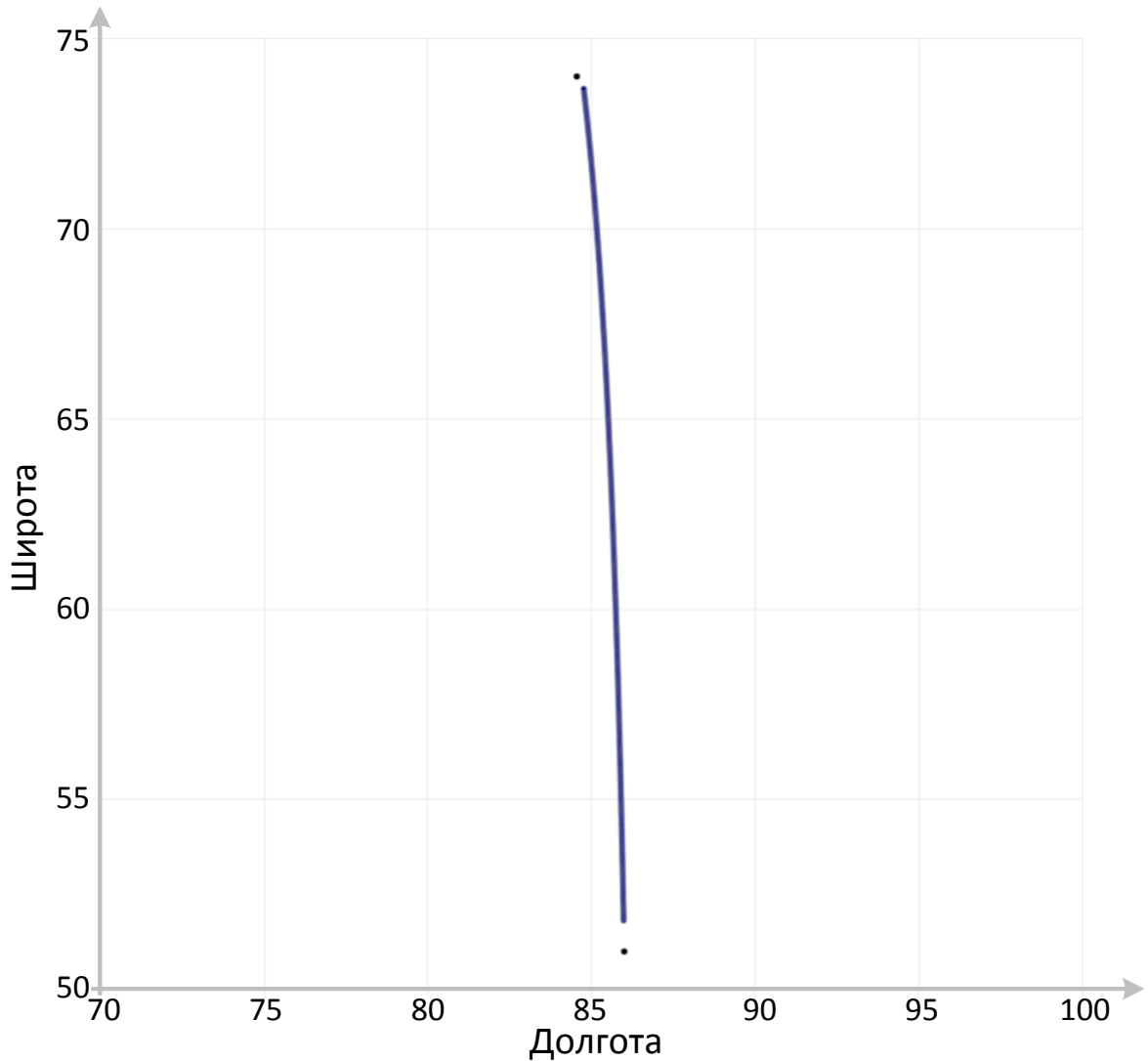


Рисунок 63 – График горизонтального профиля рассчитанного маршрута в географической СК с отсутствием запретных зон вдоль ортодромии

В заключительном эксперименте продемонстрируем влияние диапазона доступных для полёта высот, которые анализируются в процессе расчёта траектории движения. Влияние диапазона высот также выражено в количестве итераций вычислений и как следствие количестве анализируемых ячеек пространства за полный цикл поиска решения задачи поиска оптимального маршрута.

Результаты эксперимента представлены в таблице 11.

Координаты начальной точки	Координаты конечной точки	Расстояние между точками, м. мили	Наличие запретных зон	Анализируемый диапазон высот, футы	Время вычислений, с
N51 E086	N74 E084,5	1384	НЕТ	18000-40000	2,55
				30000	1,11

#### Выводы по главе 4

1. Оценка эффективности выбранных в методике критериев оптимизации по результатам моделирования численно продемонстрировала выигрыш по сравнению с критерием минимума длины при решении задачи поиска оптимального маршрута с учётом влияния ветровой обстановки.

2. Оценка эффективности анализа трехмерного пространства за один шаг вычислений при решении задачи поиска оптимальных четырехмерных маршрутов по результатам моделирования численно продемонстрировала выигрыш по сравнению с подходом, предполагающим вычисление горизонтального профиля отдельно от вертикального за два шага.

3. Оценка эффективности использования алгоритма A-star с точки зрения времени вычислений на маршрутах различной дальности по результатам моделирования численно продемонстрировала адекватность времени вычислений и соответствие требованиям нормативной документации.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Поставлена и решена задача разработки системы поддержки принятия решения, обеспечивающей решение проблем, возникающих при полётах по четырёхмерным маршрутам четырёхмерной навигации.

2. Разработана архитектура системы поддержки принятия решения, которая содержит все необходимые элементы и связи с внешними системами для обеспечения возложенных на неё функций. Система состоит из трех модулей, а также взаимодействует с БД ЛТХ, системой самолётовождения, источником метеоданных и данных о запретных зонах.

3. Разработана методика поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов, которая удовлетворяет требованиям, определенным к ней в результате анализа выявленных проблем при полётах по четырёхмерным маршрутам, а именно:

- обеспечивать поиск решений по четырём критериям оптимизации;
- выполнять расчёт трехмерной траектории за один шаг вычислений без разделения горизонтальной плоскости от вертикальной;
- учитывать влияние ветровой обстановки, а также наличие зон сложных метеоусловий или запретных зон;
- лётно-технические характеристики воздушного судна.

4. Разработаны правила формирования признака недоступности движения по активному маршруту, определены условия информирования экипажа о возникновении нештатной ситуации при полёте по четырёхмерному маршруту для функций мониторинга активного плана полёта и поддержки принятия решения соответственно.

5. Разработаны алгоритмы, реализующие основные шаги методики поиска оптимальных четырёхмерных маршрутов, правила мониторинга статуса выполнения четырёхмерного маршрута, а также формирования признаков возникновения проблем в процессе выполнения четырёхмерного маршрута.

6. Разработанное математическое обеспечение реализовано в виде программного обеспечения на языке *Java Script*, которое имеет модульную структуру и включает три основных модуля: модуль поиска оптимального четырёхмерного маршрута, модуль мониторинга активного плана полёта и модуль поддержки принятия решения. ПО *«Имитатор модуля поиска оптимального четырёхмерного маршрута системы поддержки принятия решения»* зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ (свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2021616587 от 23.04.2021 г.).

7. Проведено три этапа моделирования, которые полностью подтвердили работоспособность и адекватность разработанного программно-алгоритмического обеспечения для расчёта оптимальных четырёхмерных маршрутов. Результаты моделирования численно подтвердили эффективность:

- применения выбранных критериев оптимизации для решения задачи поиска оптимального четырёхмерного маршрута;
- анализа трёхмерного пространства за один шаг вычислений;
- применения алгоритма A-star с точки зрения адекватности времени вычислений на маршрутах различной дальности.

8. Результаты диссертационной работы внедрены в научно-исследовательскую и опытно-конструкторскую работу «Разработка бортового радиоэлектронного оборудования для семейства магистральных самолетов МС-21 (МС-21-200 и МС-21-300, с двигателями РВ-1400 и ПД-14)» филиала ПАО «Корпорация «Иркут» «Центр комплексирования» и учебный процесс кафедры 703 «Системное проектирование авиакomплексов» Института № 7 «Робототехнические и интеллектуальные системы» МАИ, что подтверждается соответствующими актами о внедрении.

**СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ**

CAS	–	Индикаторная земная скорость (англ. – Calibrated air speed)
CI	–	Индекс стоимости (англ. – Cost Index)
ETA	–	Расчётное время прибытия (англ. – Estimated time of arrival)
FMS	–	Система самолётовождения (англ. – Flight management system)
GS	–	Путевая скорость (англ. – Ground speed)
IAS	–	Приборная скорость (англ. – Indicated air speed)
ISA	–	Международная стандартная атмосфера (англ. – International Standard Atmosphere)
M	–	Число Маха (англ. – Mach)
MCDU	–	Блок многофункционального управления и вывода (англ. – Multipurpose control and display unit)
RTA	–	Заданное время прибытия (англ. – Required time of arrival)
RVSM	–	Сокращённые интервалы вертикального эшелонирования (англ. – Reduced vertical separation minimum)
TAS	–	Истинная воздушная скорость (англ. – True air speed)
UTC	–	Всемирное координированное время (англ. – Universal Coordinated Time)
БД	–	База данных
ВС	–	Воздушное судно
ИКАО	–	Международная организация гражданской авиации
КСБ	–	Конструктивно-съёмный блок
ЛТХ	–	Лётно-технические характеристики
ОрВД	–	Организация воздушного движения

ПО	– Программное обеспечение
ППМ	– Поворотный пункт маршрута
САУ	– Система автоматического управления
СК	– Система координат
СЭИ	– Система электронной индикации
УВД	– Управление воздушным движением
ЧМИ	– Человеко-машинный интерфейс
ЭВМ	– Электронная вычислительная машина

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Агафонова И. Ю. Алгоритмическая поддержка концепции общесистемного управления информацией [Электронный ресурс] / Лавина В. В., Рудельсон Л. Е. // Электрон. журн. «Научный вестник МГТУ ГА». – М: МГТУ ГА, 2016. – № 224. – Режим доступа: <https://avia.mstuca.ru/jour/article/view/854/0>, свободный.
2. Алексеев В. Е, Захарова Д. В. Теория графов [Текст]: Учебное пособие. – Нижний Новгород: Нижегородский госуниверситет, 2017. –119 с.
3. Арефьева Н. Г. Конструирование оптимальных траекторий полета воздушных судов в поле точности ГЛОНАСС при гибкой маршрутизации [Текст]: дис. канд. тех. наук: 05.22.13: защищена 30.01.19 / Арефьева Наталья Геннадьевна. – М.: МГТУ ГА, 2019. – 167 с.: ил.
4. Афанасов А. Л. Анализ методов планирования пути автономного мобильного устройства [Текст] // Вопросы науки и образования. – 2019. – № 17. – с. 9-17.
5. Банди Б. Методы оптимизации. Вводный курс [Текст]: Пер. с англ. – М.: Радио и связь, 1988. – 128 с.: ил.
6. Беркульцев М. В. Методы эвристического поиска в задачах планирования и управления [Текст]: учебное пособие. – М: МАИ, 2000. – 43 с.
7. Бернхард Гофман-Велленгоф, Гельмут Мориц Физическая Геодезия [Текст].: Перевод с английского Ю.М. Неймана, Л.С. Сугаиповой / Под редакцией Ю.М. Неймана. – М.: Изд-во МИИГАиК, 2007. – 426 с.: ил.
8. Будков А. С. Анализ проблем, возникающих при выполнении маршрутов четырёхмерной навигации в гражданской авиации, и определение основных путей решения [Электронный ресурс] // Международный информационно-аналитический журнал «Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык». – 2021. – № 1 (28). – Режим доступа: [http://ce.if-mstuca.ru/wp-content/uploads/2021/1/Budkov\\_CE\\_2021-1.pdf](http://ce.if-mstuca.ru/wp-content/uploads/2021/1/Budkov_CE_2021-1.pdf), свободный.



9. Будков А. С. Методика поиска оптимального четырехмерного маршрута для решения задачи 4-D навигации [Текст] // Гагаринские чтения – 2020: Сборник тезисов докладов: М.; МАИ, 2020. – с. 818-819.

10. Будков А. С., Неретин Е. С. Имитатор модуля поиска оптимального четырёхмерного маршрута системы поддержки принятия решения. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2021616587. Заявка №2021614033 от 19.03.2021. Зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ 23.04.2021.

11. Будков А. С. Разработка системы поддержки принятия решения для задачи четырёхмерной навигации [Текст] // Навигация и управление летательными аппаратами. – М.: МИЭА, 2021. – № 32. – с. 2-21.

12. Будков А. С. Система поддержки принятия решения для решения задачи 4-D навигации [Текст] // Гагаринские чтения – 2019: Сборник тезисов докладов: М.; МАИ, 2019. – с. 665.

13. Введение в летно-технические характеристики ВС [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://dream-air.ru/assets/files/piloty/erbas.pdf>, свободный. – Дата обращения 28.03.2021.

14. Веремей Е. И., Сотникова М. В. Алгоритмы оптимизации маршрутов движения с учетом погодных условий [Текст] // International Journal of Open Information Technologies (INJOIT). – М.: Лаборатория Открытых Информационных Технологий факультета ВМК МГУ им. М. В. Ломоносова, 2016. – Т. 4, № 3. – с. 55-61.

15. Вишнякова Л. В. Решение задачи оценки безопасности полетов с помощью метода имитационного моделирования [Текст] / Обухов Ю. В. // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2018. – № 6. – с. 140-153.

16. Глинский С. П. Геодезия [Текст] / Гречанинова Г. И., Данилевич В. М. [и др.] // учебное пособие для техникумов. – М.: Г 35 Картгеоцентр – Геодезиздат, 1995. – 483 с.: ил.

17. Глобальная карта вертов [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://earth.nullschool.net/ru/>, свободный. – Дата обращения 01.04.2021.

18. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. [Текст]. – Введ. 1982-07-01. – М.: Изд-во стандартов, 1982. – 181 с.
19. Гребенникова И. В. Методы оптимизации: учебное пособие / И. В. Гребенникова. – Екатеринбург: УрФУ, 2017. — 148 с.
20. Дегтярев О. В. Методические и алгоритмические вопросы построения четырехмерных маршрутов магистральных самолетов [Текст] / О. В. Дегтярев // Известия РАН. Теория и системы управления. – 2006. – № 5. – с. 110-124.
21. Изотова Т. Ю. Обзор алгоритмов поиска кратчайшего пути в графе [Текст] // Новые информационные технологии в автоматизированных системах. – 2016. – № 19. – с. 341-344.
22. Корбут А. А. Дискретное программирование [Текст] / Финкельштейн Ю. Ю. // Серия «Экономико-математическая библиотека». – М.: Изд-во «Наука», 1969. – 368 с.: ил.
23. Кочегурова Е. А. Теория и методы оптимизации [Текст]: учебное пособие. Томский политехнический университет. – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2012. – 157 с.
24. Лунев Е. М. Проведение тестирования разработанных алгоритмов траекторного управления на стенде поискового моделирования [Электронный ресурс] / Неретин Е. С., Будков А. С. // Электрон. журн. «Труды МАИ». – М.: МАИ, 2018. – №98. Режим доступа: <http://trudymai.ru/published.php?ID=90385>, свободный.
25. Лунев Е. М. Разработка и исследование модели траекторного управления самолётом при полёте по маршрутам четырёхмерной зональной навигации [Электронный ресурс] / Неретин Е. С., Будков А. С. // Электрон. журн. «Труды МАИ». – М.: МАИ, 2017. – №95. Режим доступа: <http://trudymai.ru/published.php?ID=63034>, свободный.
26. Лю В. Методы планирования пути в среде с препятствиями (обзор) [Текст] // Математика и математическое моделирование.– М: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2018. – № 01. – с. 15–58. – DOI: 10.24108/mathm.0118.0000098

27. Моисеев Н. Н. Элементы теории оптимальных систем. – М.: Изд-во «Наука», 1975. – 528 с.: ил.
28. Неретин Е. С., Будков А. С. Определение путей решения проблем, возникающих при выполнении маршрутов четырёхмерной навигации в гражданской авиации // Сборник докладов XI Международной научно-технической конференции «Проблемы совершенствования робототехнических и интеллектуальных систем летательных аппаратов». – М.: Эдитус, 2021 – С. 76-81.
29. Неретин Е. С., Будков А. С. Функциональное программно-алгоритмическое обеспечение системы поддержки принятия решения для задачи 4-D навигации [Текст] // XXII конференция молодых ученых «Навигация и управление движением» (с международным участием): Материалы XXII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением». – СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2020. – с. 348-350.
30. Омельченко А. В. Теория графов [Текст]. – М.: МЦНМО, 2018. – 416 с. – ISBN 978-5-4439-1247-9
31. Организация воздушного пространства. Правила аэронавигационного обслуживания [Текст]: Издание шестнадцатое. – Международная организация гражданской авиации. – Канада: Монреаль, 2016. – 508 с.
32. Оре О. Теория графов [Текст]. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1980, – 336 с.
33. Основы теории управления воздушным движением: учеб. пособие / сост. В. А. Карнаухов. – Ульяновск: УВАУ ГА(И), 2010. – 78 с.
34. Пеллинен Л. П. Высшая геодезия (Теоретическая геодезия) [Текст]. – М.: Недра, 1978. – 264 с.: ил.
35. Поляков В. Б. Архитектура перспективных комплексов управления бортовым оборудованием [Электронный ресурс] / Неретин Е. С., Будков А. С. [и др.] // Электрон. журн. «Труды МАИ». – М.: МАИ, 2018. – № 100. – Режим доступа: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93459>, свободный.
36. Приложение 3 к Конвенции о международной гражданской авиации. Метеорологическое обеспечение международной аэронавигации [Текст]: Издание

двадцатое. – Международная организация гражданской авиации. – Канада: Монреаль, 2018. – 230 с.

37. Растригин Л. А. Этот случайный, случайный, случайный мир [Текст]. – М.: Молодая гвардия, 1969. – с. 47 – 50.

38. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN) [Текст]: Издание третье. – Международная организация гражданской авиации. – Канада: Монреаль, 2008. – 304 с.

39. Самойленко В. И., Пузырев В. А., Грубрин И. В. Техническая кибернетика [Текст]: учеб. пособие. – М.: МАИ, 1994. – 280 с.: ил.

40. Системы CNS/ATM: учеб. пособие / Сост. В. А. Казаков. – 2-е изд., перераб. и доп. – Ульяновск: УВАУ ГА, 2008. – 103 с.

41. Скрыпник О. Н. Оптимизация траектории полета воздушного судна в динамичном поле точности ГЛОНАСС [Электронный ресурс] / Арефьева Н. Г., Арефьев Р. О. // Электрон. журн. «Научный вестник МГТУ ГА». – М: МГТУ ГА, 2018. – Т. 21, № 5. – Режим доступа: <https://avia.mstuca.ru/jour/article/view/1372>, свободный. – DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-5-56-66

42. Скрыпник О. Н. Системы координат и координатные преобразования для задач аэронавигации [Электронный ресурс] // Электрон. журн. «Научный вестник МГТУ ГА». – М: МГТУ ГА, 2017. – Т. 20, № 4. – Режим доступа: <https://avia.mstuca.ru/jour/article/view/1122>, свободный. – DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-4-88-97

43. Телеганов Н. А., Тетерин Г. Н. Метод и системы координат в геодезии [Текст]: учебное пособие. – Новосибирск : СГГА, 2008. – 139 с.

44. Телеганов Н.А., Елагин А.В. Высшая геодезия и основы координатно-временных систем [Текст]: Учебное пособие. – Новосибирск: СГГА, 2004. – 216 с.

45. Черный М. А., Кораблин В. И. Самолетовождение [Текст]. – М.: Транспорт, 1973. – 369 с.

46. Чехов И. А. Пути развития систем навигации в рамках внедрения концепции CNS/ATM [Электронный ресурс] // Электрон. журн. «Научный

вестник МГТУ ГА». – М: МГТУ ГА, 2017. – Т. 20, № 4. – Режим доступа: <https://avia.mstuca.ru/jour/article/view/1123/0>, свободный.

47. Шумов А. В. Анализ целевых направлений развития технических средств наблюдения глобальной аэронавигационной системы [Электронный ресурс] // Электрон. журн. «Радиооптика». – М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2015. – № 5. – Режим доступа: <https://www.radiovega.su/jour/article/viewFile/43/34>, свободный.

48. Яковлев К. С. HGA\*: эффективный алгоритм планирования траектории на плоскости [Текст] // Искусственный интеллект и принятие решений. – 2010. – № 2. – с. 16-25.

49. Якушенко С. А. Многопараметрический поиск оптимальных маршрутов движения подвижных объектов в условиях дестабилизирующих факторов [Текст] / Малышев А. К. [и др.] // Научно-технический журнал «Информация и Космос». – 2016. – № 4. – с 144-151.

50. Aircraft performance summary tables for the Base of Aircraft Data (BADA) [Text]. – EUROCONTROL. – Belgium: Brussels, 1998. – 86 p.

51. ARINC Characteristic 702A-5. Advanced flight management computer system [Text]. – Aeronautical Radio, Inc. – The USA: Bowie, Maryland, 2018.

52. ARINC Specification 424-20. Navigation system database [Text]. – Aeronautical Radio, Inc. – The USA: Annapolis, 2011. – 635 p.

53. ARINC Specification 661-5. Cockpit display system interfaces to user systems [Text]. – Aeronautical Radio, Inc. – The USA: Annapolis, 2013. – 563 p.

54. Botez R. Algorithm for the aircraft trajectories considering No Fly Zones for a Flight Management System [Text] / Fays J. // INCAS BULLETIN. – Romania: Bucharest, 2013. – Vol. 5. – Issue 3. – p. 15-22.

55. Bousson K., Machado P. 4D Flight Trajectory Optimization Based on Pseudospectral Methods [Text] // International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering. – 2010. – Vol. 4, № 9. – p. 551-557.

56. Degtyarev O. V. Methodical and Algorithmic Issues of Constructing Four-Dimensional Flight Routes for Long-Range Aircrafts [Text] // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2006. – Vol. 45, № 5. – p. 784-797.
57. Dicheva S. Three-Dimensional A\* Dynamic Mission Planning for an Airborne Launch Vehicle [Text] / Bestaoui Y. // Journal of aerospace information systems. – 2014. – Vol. 11, № 2. – p. 98-105. – DOI: 10.2514/1.I010070
58. Filippis L. D. Path Planning Strategies for UAVS in 3D Environments [Text] / Guglieri G. [et al.] // Journal of Intelligent & Robotic Systems. – 2012. – Vol. 65. – p. 247-264. – DOI: 10.1007/s10846-011-9568-2
59. Fuel Conservation Strategies: Cost Index Explained [Электронный ресурс] . – Режим доступа: [http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr\\_2\\_07/AERO\\_Q207\\_article5.pdf](http://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_2_07/AERO_Q207_article5.pdf), свободный. – Дата обращения: 29.03.2021.
60. Gardi A. Automated ATM System Enabling 4DT-Based Operations [Electronic resource] / Sabatini R. [et al.] // SAE 2015 AeroTech Congress & Exhibition. – The USA: Washington D. C., 2015. – Paper ID: 2015-01-2539. – 6 p. – DOI: 10.4271/2015-01-2539
61. Gardi A. Descent 4D Trajectory Optimisation for Curved GNSS Approaches [Text] / Sabatini R. // International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS 2017). – The USA: Miami, 2017. – 10 p.
62. Garret D. F. Aircraft route optimization using the A-star algorithm [Text] // Air force institute of technology. – The USA: Ohio, 2014. – 68 p.
63. Global Air Navigation Plan [Text]: 5th edition. – International Civil Aviation Organization. – Canada: Montreal, 2016. – 142 p.
64. Klooster K. Controlled Time-of-Arrival Flight Trials Results and Analysis [Text] / Manzi P. [et al.] // Eighth USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar. – The USA: California, 2009. – 11 p.
65. Lim Y. Energy Efficient 4D Trajectories for Terminal Descent Operations [Text] / Gardi A., Sabatini R. // International Symposium on Sustainable Aviation (ISSA). – Italy: Rome, 2018. – 4 p.

66. Lunev E. M. Application of distributed integrated modular avionics concept for perspective aircraft equipment control systems [Electronic resource] / Neretin E. S., Budkov A. S. [et al.] // Journal of Physics: Conference Series. – Russian Federation: Krasnoyarsk, 2019. – vol. 1353, URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1353/1/012007/pdf>.
67. Manual on a 300 m (1 000 ft) Vertical Separation Minimum Between FL 290 and FL 410 Inclusive [Text]. – Third edition. International Civil Aviation Organization. – Canada: Montreal, 2012. – 62 p.
68. Mazzotta D. G. Guidance Navigation and Control Techniques for 4D Trajectory Optimization Satisfying Waypoint and No-Fly Zone Constraints [Text] // 12th PEGASUS-AIAA Student Conference. – Spain: Valencia, 2016. – p. 190-200.
69. Mazzotta D. G. 4D Trajectory Optimization Satisfying Waypoint and No-Fly Zone Constraints [Text] / Giuseppe S. [et al.] // WSEAS TRANSACTIONS ON SYSTEMS and CONTROL, International Conference on Applied and Theoretical Mechanics. – Italy: Venice, 2017. – Vol. 12. – p. 221-231.
70. Mendoza A. M. Four-Dimensional Aircraft En Route Optimization Algorithm Using the Artificial Bee Colony [Text] / Botez R. M. [et al.] // Journal of Aerospace Information Systems. – 2018. – Vol. 15, № 6. – p. 307-334.
71. Minimum Aviation System Performance Standards: Required Navigation Performance For Area Navigation [Text]. – RTCA, Inc. – The USA: Washington D. C., 2013. – 152 p.
72. Minimum Operational Performance Standards for Required Navigation Performance for Area Navigation [Text]. – RTCA, Inc. – The USA: Washington D. C., 2015. – 250 p.
73. Neretin E. S. Optimal Four-Dimensional Route Searching Methodology for Civil Aircrafts [Electronic resource] / Budkov A. S. [et al.] // Lecture Notes of the Institute for Computer Sciences, Social Informatics and Telecommunications Engineering, vol 346. Springer, Cham. – 2021. – p. 462-473. URL: [https://doi.org/10.1007/978-3-030-67514-1\\_37](https://doi.org/10.1007/978-3-030-67514-1_37).

74. Neretin E. S. Research on modernization directions of the human-machine interface of flight management system for future civil aircrafts / Budkov A. S. [et al.] // Journal of Physics: Conference Series. – Russian Federation: Krasnoyarsk, 2019. – vol. 1353, URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1353/1/012007/pdf>.
75. Patron R., Botez R., Kessaci A. Flight trajectories optimization under the influence of winds using genetic algorithms [Text] // AIAA Guidance, Navigation, and Control (GNC) Conference. – Canada: Montreal, 2013. – p. 1-11. – DOI: 10.2514/6.2013-4620
76. Prevot T. Trajectory-oriented time-based arrival operations: results and recommendations [Text] / Lee P. [et al.] // 4th USA/Europe Air Traffic Management Research and Development Seminar, Air-Ground Cooperation Track. – Hungary: Budapest, 2003. – 10 p.
77. Ramasamy S. Next Generation Flight Management System for Real-Time Trajectory Based Operations / Sabatini R. [et al.] // Applied Mechanics and Materials. – 2014. – Vol. 629. – p. 344-349.
78. Sabatini R. Novel Flight Management System for Real-Time 4-Dimensional Trajectory Based Operations [Text] / Ramasamy S. [et al.] // AIAA Guidance, Navigation & Control (GNC) Conference. – The USA: Boston, Massachusetts, 2013. – 16 p. – DOI: 10.2514/6.2013-4763
79. Spitzer, C. R. The Avionics Handbook [Text]. – The USA: Williamsburg, Virginia, 2001. – 543 p.
80. User manual for the Base of Aircraft Data (BADA) [Text]. – EUROCONTROL. – Belgium: Brussels, 2010. – 106 p.