

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

На правах рукописи

КАЛЮЖНЫЙ
Юрий Сергеевич

**МЕТОДИКА И АЛГОРИТМ ОПЕРАТИВНОЙ РЕКОНФИГУРАЦИИ
МАРШРУТА ПОЛЕТА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

Специальность 2.9.6. «Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель
доктор технических наук, профессор,
Киселев Михаил Анатольевич

Москва 2025

Содержание

Список сокращений	4
Введение	9
ГЛАВА 1. Анализ проблемы оперативной реконфигурации маршрута полета воздушных судов гражданской авиации в процессе его выполнения	18
1.1 Анализ статистики авиационных происшествий	18
1.2 Существующие подходы к оперативной реконфигурации маршрута полета с целью обхода препятствий.....	22
1.3 Анализ средств обнаружения и идентификации препятствий.....	33
1.4 Анализ средств реализации маршрута полета на борту воздушного судна	40
1.5 Выводы по главе 1	42
ГЛАВА 2. Разработка методики и алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета	44
2.1 Постановка задачи исследования	44
2.2 Методика оперативной реконфигурации маршрута полета.....	47
2.3 Алгоритм оперативной реконфигурации маршрута полета.....	51
2.4 Оценка работоспособности алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета.....	56
2.5 Выводы по главе 2	96
ГЛАВА 3. Разработка бортового алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета	98
3.1 Анализ состояния и перспективы развития бортового оборудования в части возможности реализации оперативной реконфигурации маршрута полета	98
3.2 Анализ комплекса бортового оборудования ВС нормальной категории в части возможности реализации оперативной реконфигурации маршрута полета	117

3.3 Анализ архитектуры комплекса бортового оборудования ВС транспортной категории в части возможности реализации оперативной реконфигурации маршрута полета	124
3.4 Требования к бортовому алгоритму оперативной реконфигурации маршрута полета.....	129
3.5 Разработка бортового алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета.....	145
3.6 Выводы по главе 3	150
ГЛАВА 4. Оценка работоспособности бортового алгоритма (функции) оперативной реконфигурации маршрута полета	152
4.1 Содержание плана исследований	152
4.2 Оперативная реконфигурация маршрута полета вертолета транспортной категории при полете над сложным рельефом местности и наличии грозового фронта.....	159
4.3 Оперативная реконфигурация маршрута полета самолета транспортной категории при полете над сложным рельефом местности и наличии грозового фронта.....	180
4.4 Выводы по главе 4	204
Заключение.....	205
Список литературы	207

Список сокращений

АНБД	аэронавигационная база данных
АОН	авиация общего назначения
АП	авиационное происшествие
АРК	автоматический радиокompас
БВС	беспилотное воздушное судно
БИНС	бесплатформенная инерциальная навигационная система
БП	безопасность полетов
ВОГ	– волоконно-оптические гироскопы
ВПП	взлетно-посадочная полоса
ВС	воздушное судно
ГНСС	глобальная спутниковая навигационная система
ДМЕ	радиодальномерная система
ИИ	искусственный интеллект
ИМА	интегрированная модульная авионика
ИНС	инерциальная навигационная система
КВ	короткие волны
КБО	комплекс бортового оборудования
КСУ	комплексная система управления
ЛТХ	летно-технические характеристики
ЛЭП	линии электропередач
МВВД	вычислитель многофункциональный воздушных давлений
МИВД	многофункциональный измеритель воздушных данных

МРК	маркерный маяк
МФПО	модуль функционального программного обеспечения
МФПОБСТО	МФПО бортовой системы технического обслуживания
МФПОВВ	МФПО ввода-вывода
МФПОС	МФПО самолётовождения
МФПОКИСС	МФПО сигнализации параметров двигателя и самолетных систем
МФПОНБД	МФПО навигационной базы данных
МФПОПКР	МФПО предупреждения критических режимов полета
МФПОУМР-М	МФПО управления и маршрутизации радиосвязи
МФПОУМР-ДКМВ	МФПО управления ДКМВ-радиостанциями
МФПОУМР-МВ	МФПО управления МВ-радиостанциями
МФПОУРС	МФПО управления речевой сигнализацией
МЭМС	микроэлектромеханические системы
НИР	научно-исследовательская работа
ПВД	приемник воздушного давления
ПВО	противовоздушная оборона
ПО	программное обеспечение
РП	рулевые приводы
РЭБ	радиоэлектронная борьба
СИВСП	системы измерения высотно-скоростных параметров
СУ	силовая установка
ФП	функциональное приложение
УВД	управление воздушным движением
УКВ	ультракороткие волны
ЭДСУ	электродистанционная система управления

AIRAC	Aeronautical Information Regulation and Control – система заблаговременного уведомления об изменениях аэронавигационных данных
ATM	Air Traffic Management – организация воздушного движения
APF	Artificial Potential Field – искусственное потенциальное поле
APP	APPROACH – стандартная схема захода на посадку
CAS	calibrated Airspeed – измеренная воздушная скорость, скорректированная с учетом погрешности прибора и местоположения
CFIT	Controlled flight into terrain – столкновение с землей в управляемом полете
CPIOM	Core Processing Input/Output Module – вычислительный модуль
DEM	digital elevation model - цифровая модель рельефа или цифровая модель поверхности
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System – улучшенная система предупреждения о близости земли
EICAS	Engine Indicating and Crew Alerting System – система индикации основных параметров силовой установки, а также система выдачи предупреждений экипажу
FMS	Flight Management System – система самолетовождения
GPWS	Ground Proximity Warning System - Система предупреждения о близости земли
IAS	indicated airspeed – приборная воздушная скорость
ICAO	International Civil Aviation Organization - Международная организация гражданской авиации

ILS	Instrument Landing System – инструментальная система посадки
K-D tree	k-мерное дерево – это структура данных с разбиением пространства для упорядочивания точек в k-мерном пространстве
LALT	Low Altitude – столкновение с препятствиями при полете на малой высоте
LCD	liquid-crystal display – жидкокристаллический экран
LED	light-emitting diode – светодиодная подсветка
LOC-I	Loss of control – потеря управления в полете
MCDU	Multipurpose Control and Display Unit
MFD	Multi-Function Display – многофункциональный дисплей (индикатор)
ND	navigation display – навигационный дисплей (индикатор)
PFD	Primary Flight Display – основной (пилотажный) дисплей (индикатор)
QNE	Q-code Nautical Elevation – стандартное давление на уровне моря
QFE	Q-code Field Elevation – атмосферное давление аэродрома на уровне порога ВПП
QNH	Q-code Nautical Height – атмосферное давление в данной точке, приведенное к среднему уровню моря
RNAV	Area Navigation – зональная навигация
RNP	Required Navigation Performance – требуемые навигационные характеристики
RRT	Rapidly-exploring Random Tree - быстро исследуемое случайное дерево

SAE	Society of Automotive Engineers
SAT	static air temperature – температура наружного воздуха
SBAS	Satellite-Based Augmentation System – система дифференциальной коррекции
SID	Standard Instrument Departure Route – стандартные схемы вылета
STAR	– Standard Arrival Route – стандартные схемы прибытия
TAS	true airspeed – истинная воздушная скорость
TAT	Total air temperature – температура заторможенного потока воздуха
TAWS	Traffic Collision Avoidance System – система предупреждения столкновения самолётов в воздухе
TTI	Time to Interactive – время задержки
VOR	VHF omnidirectional range – всенаправленный азимутальный маяк
UIMC	Unintended Flight in Instrument – попадание в приборные метеоусловия, к которым экипаж не допущен
WAAS	Wide Area Augmentation System – система распространения поправок к данным, передаваемым навигационной системой GPS
WSTRW	Flights into windshear or thunderstorm related turbulence - попадание в зону сильной турбулентности или грозовой деятельности
WXR	Weather Radar – метеолокатор

Введение

Актуальность темы исследований. Анализ авиационных происшествий (АП) за 2011-2020 года показал, что значительная их часть, как при осуществлении коммерческих перевозок, так и при совершении полетов авиации общего назначения (АОН), связана со следующими группами событий:

- столкновение с препятствиями при полете на малой высоте (LALT);
- потеря управления в полете (LOC-I);
- столкновение с землей в управляемом полете (CFIT);
- попадание в приборные метеоусловия, к которым экипаж не допущен (UIMC);
- попадание в зону сильной грозовой деятельности (WSTRW).

В таблице 1 приведен анализ авиационных происшествий по типам для коммерческой авиации и авиации общего назначения за 2011-2020 годы.

Таблица 1 – Анализ АП за 2011-2020 годы

Наименование события	Самолеты, катастрофы/ аварии, %		Вертолеты, катастрофы/ аварии, %	
	Коммерческая авиация	АОН	Коммерческая авиация	АОН
Столкновение с препятствиями при полете на малой высоте (LALT)	-/ -	10/ 11	0,0/ 3.3	11.2/ 10.7
Потеря управления в полете (LOC-I)	18.0/ 0.0	44/ 22	17.4/ 13.3	14.1/ 17.4

Продолжение таблицы 1

Наименование события	Самолеты, катастрофы/ аварии, %		Вертолеты, катастрофы/ аварии, %	
	Коммерческа я авиация	АОН	Коммерческа я авиация	АОН
Столкновение с землей управляемом полете (CFIT)	9.0/ 16.7	6.4/ 4.2	43.5/ 13.3	24/ 13
Попадание в приборные метеоусловия, к которым экипаж не допущен (UIMC)	4.5/ 5.6	-/ -	-/ -	-/ -
Попадание в зону сильной грозовой деятельности (WSTRW)	0/ 5.6	-/ -	-/ -	-/ -

В результате расследования данных АП было выявлено, что основными факторами их возникновения являются недостаточная ситуационная осведомленность, ошибки экипажа в условиях значительной психофизиологической нагрузки и ограниченного времени для принятия решений по оперативной корректировке маршрута полета из-за неожиданного появления естественных или искусственных препятствий на исходном маршруте полета. Современные комплексы бортового оборудования (КБО) позволяют обнаружить препятствия. По отдельным типам препятствий, например, грозовой фронт, даже оценить их опасность. Но решение о способе перестроения маршрута полета с целью облета препятствий экипаж должен принять самостоятельно. Так как маршрут полета строится по заранее заданным начальной, промежуточным и конечной точкам маршрута, при возникновении препятствий по маршруту полета пилот должен принять решение или перейти на ручное управление для облета

препятствий или скорректировать заданные ранее точки маршрута для последующей реализации маршрута системой самолетовождения, а также согласовать изменения в плане полета с диспетчером управления воздушным движением (УВД). Сформировать новую траекторию, безопасную с точки зрения облета вновь выявленных препятствий, учитывающую возможности и ограничения воздушного судна (ВС) в условиях значительной психофизиологической нагрузки и ограниченного времени, является достаточно трудной задачей. Автоматизированные средства корректировки маршрута с целью облета препятствий на сегодняшний день на борту ВС отсутствуют.

Таким образом, налицо **противоречие практического характера** между отсутствием на ВС функционального дополнения системы самолетовождения, позволяющего скорректировать маршрут полета с учетом выявленных в процессе полета препятствий (наземных и воздушных) и необходимостью повышения безопасности полета, обусловленной значительным количеством АП, связанных со столкновением в полете с естественными или искусственными препятствиями, попаданием в сложные метеоусловия.

Противоречие научного характера заключается в необходимости уменьшения времени принятия и реализации решения по перестроению маршрута полета с учетом выявленных в процессе полета препятствий путем автоматизации процесса синтеза нового безопасного маршрута полета, с одной стороны, и отсутствии методики и алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета, обеспечивающих перестроение маршрута полета с учетом вновь выявленных препятствий (наземных и воздушных), а также характеристик ВС, с другой стороны.

В диссертации для разрешения указанных противоречий решается **актуальная научная задача** разработки методики и алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета, обеспечивающих перестроение маршрута полета с учетом вновь выявленных препятствий (наземных и воздушных) и характеристик ВС.

Разработанность темы исследования.

Проблеме, связанной с построением маршрута движения посвящено достаточно много научных работ. Данные работы делятся на несколько направлений:

- перестроение маршрута полета ВС;
- построение маршрута полета беспилотного воздушного судна (БВС);
- построение маршрута движения наземных робототехнических устройств;
- реконфигурация компонентов сетевой инфраструктуры.

Известные задачи по перестроению маршрута полета ВС можно разделить на две группы. К первой группе относятся задачи по преодолению зон противовоздушной обороны (ПВО). Ко второй группе относятся задачи по предотвращению столкновения ВС с земной поверхностью.

Построение маршрута полета с целью преодоления зон ПВО рассматривается в работах Арапова О.Л., Зуева Ю.С., Ананьева А.В., Рыбалко А.Г., Петренко С.П., Ильинова Е.В., Васильченко А. С., Донцова А.А., Иконникова В.Н., Сухомлинова Д.В., Иванова М. С., Афонина И. Е., Макаренко С. И. [20, 21, 22, 23, 24, 25]. Решение данного типа задач предполагает, как правило, снижения вероятности нахождения в зонах действия ПВО при полете по маршруту. Такой подход допускает построение маршрута полета с «заходом» в «препятствие» (в данном случае под препятствием подразумеваются зоны ПВО), что не позволяет использовать результаты указанных выше работы для построения маршрута облета препятствий.

Задачи, по перестроению траектории полета с целью увода от столкновения с препятствием ВС рассматриваются в работах Воробьева В.В., Беляцкой А.П., Суполка А.А., Евдокимчик Е. А., Акимова А.Н., Мозоляко Е.В., Демченко О.Ф., Долженкова Н.Н., Матвеева А.И., Подобедова В.А., Sorokowski P., Suplisson A.W. [26, 27, 28, 29, 30, 31]. Формируемая в этих работах траектория обеспечивает построение локальной траектории увода, предотвращающей столкновение с

препятствием, но не решает задачу дальнейшего продолжения полета с возвратом на исходный или на вновь синтезированный маршрут полета.

Решением задач построения маршрутов движения БВС занимались De Berg M., Cheong O., Van Kreveld M., Overmars M., Cao L, Wang L, Liu Y, Yan S. [6, 14]. В основе методов, используемых в работах указанных авторов, лежат вероятностные подходы к построению маршрута движения, а также применение нейросетевых модулей для расчета траекторий движения. Данные решения неприменимы в гражданской авиации, так как сложно верифицировать и доказать надежность указанных алгоритмов во всех возможных сценариях, что необходимо сделать в обязательном порядке для квалификации оборудования и сертификации ВС в целом [42].

Проблеме, связанной с перестроением маршрута движения робототехнических устройств, предназначенных для движения по земле типа, роботов-пылесосов, автономных складских тележек и т.д. посвящено достаточно много научных статей. Среди указанных работ следует отметить работы Казакова К.А., Семенова В.А., Shao M-, Yan R-, Wu J, Lee J-, Han C-, Shin D-, Shin K, Alshammrei S, Boubaker S, Kolsi L, Mohsen AM, Sharkas MA, Zaghlol MS. [3, 5, 15, 19]. В данных работах предлагаются методы, которые или неприменимы в трехмерном пространстве или не учитывают ограничения, свойственные ВС как объекту управления (например, на величину и темп изменения управляющих параметров – перегрузки, крена и т.д.).

Схожей проблематикой построения маршрута, применительно к проектированию сетей, занимался Макаренко С. И., Афанасьев О. В., Баранов И. А., Самофалов Д. В., Кузюрин Н. Н., Фомин С. А., Егунов М. М. Шувалов В. П., Цветков К. Ю., Михайлов Р. Л., Квасов М. Н., Перепелкин Д. А. [7, 8, 9, 10, 11, 12, 13]. Результаты указанных выше работ не могут быть использованы для построения маршрута полета ВС, поскольку не учитывают ограничения, свойственные ВС как объекту управления.

Таким образом, опираясь на результаты анализа состояния вопроса, представленные выше, можно утверждать, что на сегодняшний день, несмотря на значительные успехи в вопросах синтеза траекторий обхода препятствий для наземных робототехнических комплексов, траекторий пролета зон ПВО, траекторий увода ВС от столкновений с препятствием, нерешенной остается задача разработки методики и алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета, обеспечивающих перестроение маршрута полета с учетом вновь выявленных препятствий (наземных и воздушных) и характеристик ВС для реализации в составе КБО ВС гражданской авиации.

Целью исследования является повышение уровня безопасности полетов (БП) за счет разработки методики, алгоритма, бортовой версии алгоритма (функции), обеспечивающих возможности оперативной реконфигурации маршрута полета с целью облета препятствий, запретных зон полета, областей с опасными метеорологическими явлениями.

Поставленная цель достигается путем решения следующих основных задач:

- разработка методики оперативной реконфигурации маршрута полета;
- разработка алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета;
- разработка бортового алгоритма (функции) оперативной реконфигурации маршрута.

Объектом исследования являются КБО ВС гражданской авиации.

Предметом исследования является управление траекторией полета ВС.

Методы и методология исследования.

Теоретические и практические решения поставленных задач выполняются с применением методов математического моделирования динамики полета ВС.

Научная новизна работы состоит в том, что в ней впервые предложена методика оперативной реконфигурации маршрута полета, обеспечивающая, в отличие от существующих, следующие возможности:

- непрерывный анализ безопасности реализуемого маршрута полета с учетом поступающей в процессе полета информации о наземных препятствиях, запретных зонах полета, областей с опасными метеорологическими явлениями;
- оперативную реконфигурацию маршрута полета при возникновении угрозы безопасности полета с учетом характеристик ВС.

Практическая значимость работы.

Разработан бортовой алгоритм оперативной реконфигурации маршрута полета, который реализуя возможности предложенной методики оперативной реконфигурации маршрута полета, обеспечивает:

- непрерывный анализ безопасности реализуемого маршрута полета с учетом поступающей в процессе полета информации о наземных препятствиях, запретных зонах полета, областей с опасными метеорологическими явлениями;
- оперативную реконфигурацию маршрута полета при возникновении угрозы безопасности полета с учетом возможностей ВС по реализации нового маршрута с выдерживанием ограничений на управляющие функции ВС (нормальную скоростную перегрузку, скоростной угол крена и темп их изменения) и допускает реализацию в виде функции на современных КБО, построенных по принципам интегрированной модульной авионики (ИМА) и «стеклянной кабины», способствуя тем самым устранению причин значительного числа авиационных происшествий и обеспечению безопасности при эксплуатации авиационной техники.

Достоверность научных результатов подтверждается полнотой и результатами решения тестовых задач. Тестирование методики и алгоритмов проводилось посредством решения задач двух типов. Задачи первого типа имели целью оценить работоспособность разработанной методики и алгоритма в части оперативной реконфигурации маршрута полета с целью облета препятствий. Указанные задачи включали сценарии с набором препятствий различной конфигурации в горизонтальной и вертикальной плоскостях полета. Задачи

второго типа имели целью оценить адекватность используемой модели динамики полета, разработанной методики и алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета в части построения и реализации траекторий облета ВС различных типов препятствий на основе использования информации, доступной на борту ВС, в частности, информации цифровой карты местности. Результаты решения всех тестовых задач свидетельствуют о работоспособности разработанной методики и алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета. Относительная погрешность в определении длины траектории при облете препятствий по результатам решения тестовых задач не превысила 2%, что свидетельствует о работоспособности разработанной методики и алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета. Относительная погрешность в определении времени облета препятствий по результатам решения тестовых задач не превысила 4%, что свидетельствует о работоспособности применяемой модели динамики полета.

Положения, выносимые на защиту:

1. Методика оперативной реконфигурации маршрута полета.
2. Алгоритм оперативной реконфигурации маршрута полета.
3. Бортовой алгоритм оперативной реконфигурации маршрута полета.

Апробация работы и публикации

Результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на 5 международных и всероссийских конференциях в период с 2023-2025 гг. и на научном семинаре С.М. Белоцерковского в 2025 г.

По материалам диссертационного исследования опубликованы 7 научных работ, в том числе:

– 3 научные статьи в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК для публикации научных результатов диссертаций на соискание ученых степеней кандидата и доктора наук, перечень которых утвержден Приказом Минобрнауки России от 31.05.2023 № 534;

– 4 тезисов докладов, опубликованных в других изданиях;

Получено 1 свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ (рег. №2023666395, 2023 г.).

Материалы диссертационного исследования использованы для написания отчетов НИР «Разработка научно-технического задела в области интеллектуализации бортового оборудования ВС местных воздушных линий» [16, 17].

Реализация результатов. Основные результаты диссертационной работы внедрены в ФАУ «ГосНИИАС», ООО НПП «ПРИМА», что подтверждено соответствующими актами.

Личный вклад автора. Основные результаты работы получены либо лично автором, либо при его непосредственном участии, что подтверждено публикациями в научных изданиях. В опубликованных в соавторстве работах автору принадлежат постановка задачи, вывод основных соотношений, результаты теоретических и практических исследований.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка сокращений, списка литературы. Общий объём диссертации составляет 217 страницы печатного текста и содержит 259 рисунков и 5 таблиц. Библиографический список включает 101 наименований работ.

ГЛАВА 1. Анализ проблемы оперативной реконфигурации маршрута полета воздушных судов гражданской авиации в процессе его выполнения

1.1 Анализ статистики авиационных происшествий

Анализ статистики авиационных происшествий (АП), произошедших в период с 2011 по 2020 годы¹ в Российской Федерации, показывает, что значительный процент АП, как при осуществлении коммерческих перевозок (для самолетов катастроф/ аварий, соответственно: 31.5%/ 27.9% и для вертолетов: 60.9%/ 29.9%), так и при совершении полетов авиации общего назначения (АОН) (для самолетов катастроф/ аварий, соответственно: 60.4%/ 37.2% и для вертолетов: 49.3%/ 41.1%) связано со следующими группами событий (рисунки 1-4):

- столкновение с препятствиями при полете на малой высоте (LALT);
- потеря управления в полете (LOC-I);
- столкновение с землей в управляемом полете (CFIT);
- попадание в приборные метеоусловия, к которым экипаж не допущен (UIMC);
- попадание в зону сильной грозовой деятельности (WSTRW).

Результаты расследований, указанных АП показали, что значительная часть АП обусловлена отсутствием полной ситуационной осведомленности и

¹ Анализ состояния безопасности полетов в гражданской авиации российской федерации в 2020 году. Федеральное агентство воздушного транспорта. Управление инспекции по безопасности полетов. 2021 год

неправильными действиями экипажа в условиях повышенной психофизиологической нагрузки и дефицита времени на принятие решения.

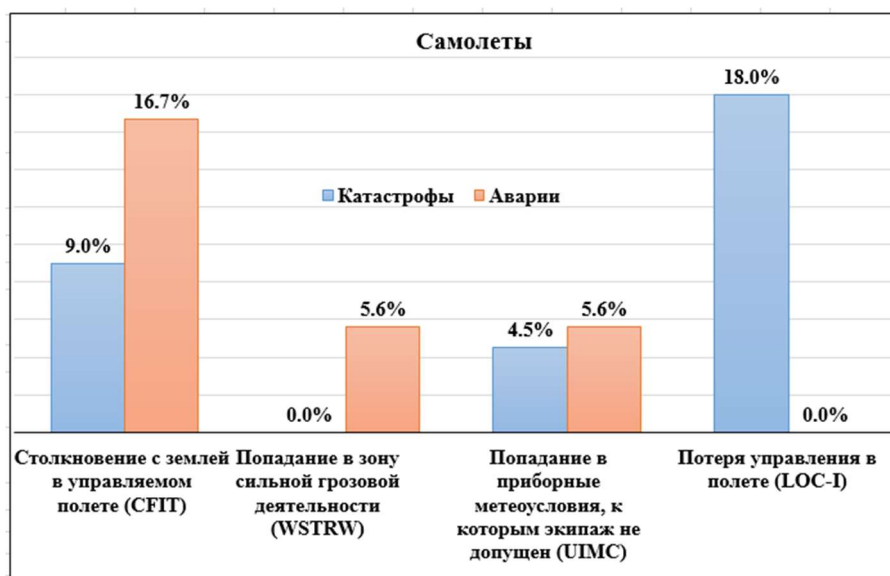


Рисунок 1 – Типы событий, определившие авиационные происшествия с самолетами коммерческой авиации в 2011 - 2020 годах

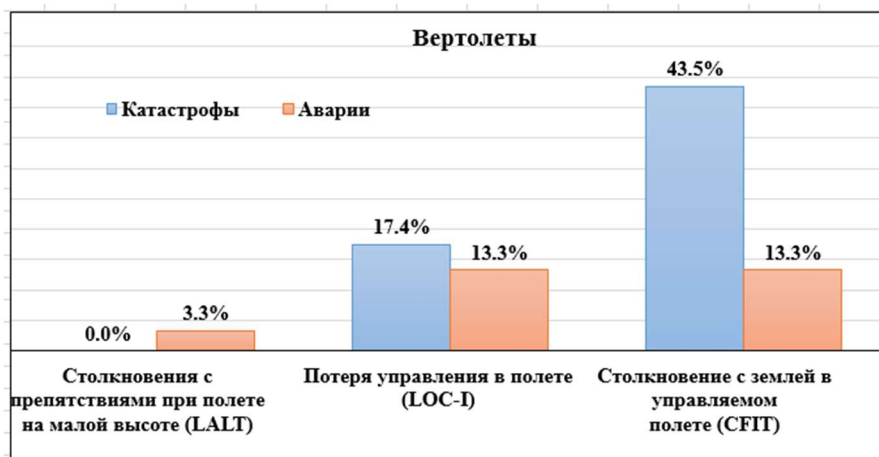


Рисунок 2 – Типы событий, определившие авиационные происшествия с вертолетами коммерческой авиации в 2011 - 2020 годах

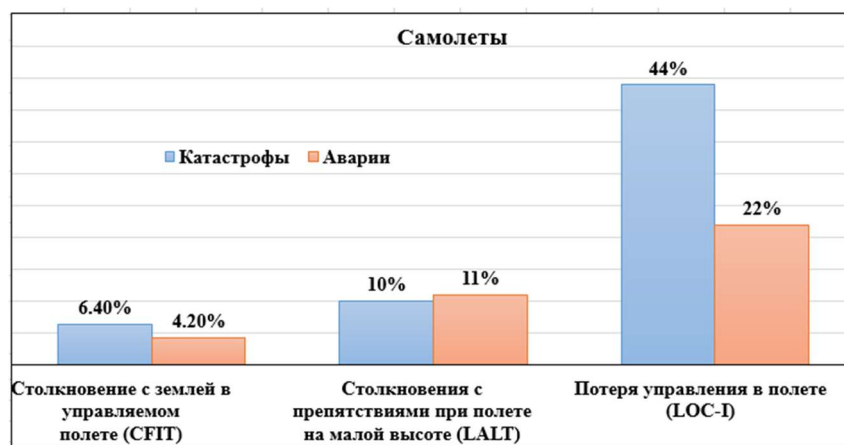


Рисунок 3 – Типы событий, определившие авиационные происшествия с самолетами АОН в 2011 - 2020 годах

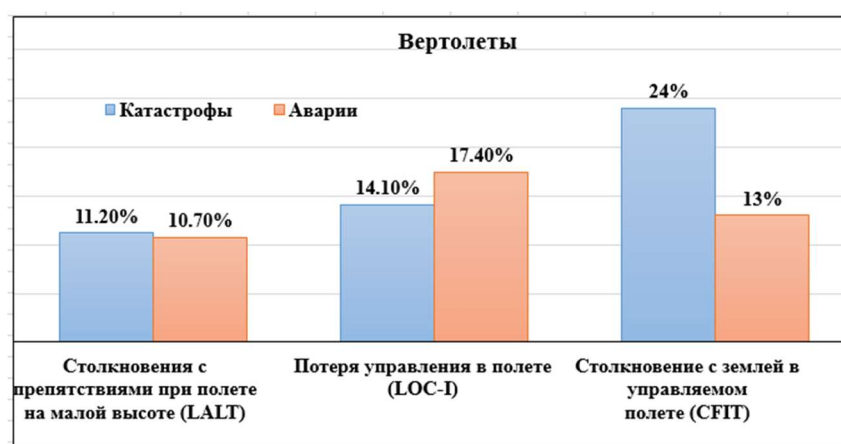


Рисунок 4 – Типы событий, определившие авиационные происшествия с вертолетами АОН в 2011 - 2020 годах

Так 28 апреля 2002 года произошла катастрофа вертолета Ми-8, которая привела к гибели 8 человек, находившихся на борту, в том числе и губернатора Красноярского края Александра Ивановича Лебеда. Вертолет выполнял полет в горной местности на высоте ниже безопасной и в условиях ограниченной видимости. На высоте около 35 метров вертолет зацепил провода грозозащиты ЛЭП, потерял управляемость и столкнулся с заснеженной поверхностью земли, получив при этом значительные повреждения. Очевидно, что наличие у экипажа информации

о взаимном расположении пилотируемого вертолета и ЛЭП могло бы предотвратить указанную катастрофу.

В тоже время, информирование экипажа о наличии препятствия на маршруте полета не является достаточным для предотвращения АП. Так 22 августа 2006 года под Донецком произошла катастрофа самолёта Ту-154М авиакомпании «Пулково». При полете на высоте близкой к высоте практического потолка экипаж неправильно оценил метеоусловия, принял запоздалое решение об обходе слева с набором высоты грозных очагов и после входа в зону опасных метеоявлений вывел самолет на закритические углы атаки, что привело к его сваливанию, перешедшему в плоский штопор, в результате чего ВС столкнулось с землей с большой вертикальной скоростью. Можно утверждать, что своевременное предоставление экипажу одного или нескольких альтернативных безопасных вариантов продолжения полета могло бы предотвратить указанную катастрофу.

Таким образом, актуальной в широком смысле является задача идентификации потенциально опасных ситуаций полета и формирования альтернативных безопасных вариантов его продолжения. В частности, несомненный практический интерес представляет задача оперативной реконфигурации реализуемого плана (маршрута) полета в условиях возникновения угрожающего безопасности полета ВС препятствия, например, наземного естественного или искусственного объекта, опасной области пространства и т.п.

1.2 Существующие подходы к оперативной реконфигурации маршрута полета с целью обхода препятствий

Решение задач построения и перестроения маршрута движения играет значительную роль в развитии таких направлений, как построение траектории ВС, включая задачи преодоления ПВО противника, увод от столкновения с земной поверхностью, планирование полетов БВС. В смежных областях данная задача важна для планирования маршрутов движения автономных транспортных средств и реконфигурации сетевого оборудования.

Построение маршрутов полета для преодоления зон ПВО. Для пилотируемых и БВС критически важно учитывать зоны ПВО при планировании полета. Такие алгоритмы должны обеспечивать безопасное преодоление защищенных зон, минимизируя вероятность обнаружения и атаки. Кроме того, необходимо учитывать множество факторов, таких как метеорологические условия, топография местности и ограничения воздушного пространства. Эффективные алгоритмы позволяют планировать маршруты, которые одновременно сохраняют скрытность и экономят топливо.

Решения, предложенные Араповым О.Л. и Зуевым Ю.С. [20] используют комбинацию математического моделирования и эвристических подходов для формирования опорных траекторий, минимизирующих риск при пересечении опасных зон, таких как ПВО. Учет ограничений скорости, углов маневра и временных параметров позволяет адаптировать траектории к характеристикам летательных аппаратов. Методы вариационного исчисления минимизируют ресурсы (топливо, время), а алгоритмы обновляют маршруты в реальном времени с учетом изменений среды.

Ананьев А.В., Рыбалко А.Г., Петренко С.П. и Ильинов Е.В. [21] предлагают алгоритмы для координации пилотируемых и беспилотных систем для выполнения

боевых задач. БВС используются для разведки, отвлечения и подавления ПВО, а пилотируемые аппараты — для выполнения ударных функций. Используются зональные ограничения, весовые коэффициенты и динамическое перераспределение ролей между аппаратами. Алгоритмы корректируют траектории с учетом поступающих данных, синхронизируя действия всех участников.

Предложения в работе Васильченко А.С. [22] включают кластеризацию зон полета по степени устойчивости управления в условиях воздействия ПВО и радиоэлектронной борьбы (РЭБ). Вероятностные модели помогают выделить области с разными уровнями риска. Предлагается адаптивное управление маршрутами, чтобы минимизировать риск поражения или потери управления, учитывая топографию местности и тактические особенности.

Донцов А.А., Иконников В.Н. [23] рассматривают оптимальные маршруты для преодоления эшелонированной ПВО с помощью моделей Петри-Маркова. Эти модели оценивают вероятность поражения и определяют траектории, минимизирующие риски. Предлагаются тактики применения РЭБ для подавления радиолокационных систем противника. Включены методы ложных целей и помех для повышения вероятности успешного выполнения задачи.

Все указанные выше методы используют вероятностные модели и динамическую адаптацию, что делает их эффективными для военных приложений, но неприменимыми для гражданской авиации, где требуется детерминированность. Кроме того, рассмотренные подходы допускают построение маршрута полета с «заходом» в препятствие, что не позволяет использовать результаты указанных выше работы для построения маршрута с целью облета препятствий.

Перестроение маршрута для предотвращения столкновений воздушных судов с земной поверхностью. Управление траекторией полета ВС требует высокой точности и надежности, особенно при выполнении сложных маневров или полетов в условиях ограниченной видимости. Алгоритмы предотвращения столкновений анализируют данные с бортовых датчиков и внешних источников, таких как радары и системы автоматического зависящего наблюдения (ADS-B). Указанные алгоритмы

помогают своевременно корректировать курс ВС, предотвращая аварийные ситуации и снижая риск повреждений.

Воробьёв В.В., Беляцкая А.П., Суполка А.А. [26] предлагают алгоритмы автоматического увода ВС от столкновения с землёй, которые строятся на интегрировании упрощённых дифференциальных уравнений движения, при этом учитываются параметры полёта (скорость, угол набора высоты, перегрузки) и рельеф местности. Динамическое пересчёты траекторий минимизируют риск катастроф, особенно в сложных условиях, при этом минимизируя вмешательство летчика.

Работа Евдокимчик Е.А. [27] ориентирована на автоматический увод ВС при достижении опасной высоты. Алгоритмы учитывают изменения допустимой и располагаемой перегрузок, адаптируя манёвры к текущим условиям. Практическая реализация проведена для самолёта МиГ-29К(КУБ), где система эффективно показала свою работоспособность на малых высотах.

В работах Sorokowski P. [28] Suplisson A.W. [29] рассматриваются алгоритмы прогнозирования траектории уклонения в системах Auto GCAS, опирающиеся на цифровые модели рельефа местности (DEM) и показатели динамики аппаратов. Для боевых ВС применяется концепция «времени до столкновения» (TTI) и «безопасных пузырей», которые обеспечивают автоматическое предотвращение столкновений.

В работах Акимов А.Н. и Мозоляко Е.В. [30, 31] основное внимание уделено прогнозированию траекторий полёта и предотвращению столкновений с землёй. Используются дифференциальные уравнения движения для расчёта возможных траекторий и точек пересечения. Анализируются системы GPWS и EGPWS, предлагаются улучшения через интеграцию цифровых моделей рельефа и сенсорных данных.

Предложенные алгоритмы фокусируются на предотвращении аварий в критических ситуациях и обеспечении безопасности на малых высотах. Однако они решают задачу предотвращающей столкновение с препятствием, но не

предполагают дальнейшего построения маршрута полета с возвратом на исходный или на вновь синтезированный маршрут полета.

Построение маршрутов полета БВС. Для БВС маршрутизация особенно важна в условиях городской среды или при выполнении задач в труднодоступных районах. Алгоритмы должны учитывать препятствия, такие как здания, деревья и линии электропередач, а также динамически реагировать на изменения в окружающей среде, например, появление других объектов в воздухе. Точные маршруты позволяют БВС эффективно доставлять грузы, проводить мониторинг и решать другие задачи, избегая несчастных случаев.

В статье Сухомлинова Д.В. [24] акцентируется внимание на использовании искусственного интеллекта (ИИ) и систем моделирования для повышения точности и оперативности планирования маршрутов полета БВС. Предлагаемые алгоритмы анализируют большие объемы данных, включая метеоусловия, воздушную обстановку и состояние аппаратов, автоматизируя процесс принятия решений. Методы машинного обучения позволяют адаптировать маршруты в реальном времени, минимизировать риски и предлагать альтернативные траектории.

Иванов М.С., Афонин И.Е. и Макаренко С.И. [25] разработали подход к маршрутизации БВС, который учитывает вероятность поражения средствами физического и радиоэлектронного подавления. Предложена система ранжирования траекторий по степени устойчивости управления, что позволяет обходить опасные зоны. Основное внимание уделено адаптации маршрутов в условиях противодействия противника, с фокусом на повышение устойчивости управления.

Рассмотренные методы демонстрируют высокий потенциал для повышения эффективности маршрутизации БВС в сложных условиях. Они ориентированы на гибкость и адаптацию к динамической среде, однако их вероятностный характер и недостаточная проверка отказобезопасности ограничивают возможность их применения в гражданской авиации.

Построение маршрутов движения автономных транспортных средств и самоходных тележек. В логистике и промышленности алгоритмы маршрутизации

широко применяются для оптимизации перемещения автономных транспортных средств, таких как складские тележки и роботы. Они позволяют учитывать статические и динамические препятствия, такие как перемещение рабочих или временные блокировки путей. Оптимизация маршрутов помогает минимизировать энергозатраты, ускорить доставку и избежать простоев, что особенно важно для бесперебойной работы производственных процессов.

В работах авторов De Berg M., Cheong O., Van Kreveld M., Overmars M. [6] делается акцент на вычислительной геометрии, включая триангуляцию Делоне, диаграммы Вороного и графы видимости. Работа алгоритма на основе диаграммы Вороного [3], заключается в построении вариантов маршрута, состоящего из отрезков, точки которого равноудалены от точек, составляющих геометрию облетаемых препятствий. Пример построения такого маршрута приведен на рисунке 5. Алгоритм может построить сразу несколько вариантов облета препятствий, из которых кратчайший маршрут можно определить используя, например, алгоритм Дейкстры [5], [7]. Недостаток алгоритма на основе диаграммы Вороного заключается в существенном замедлении расчета при увеличении количества препятствий.

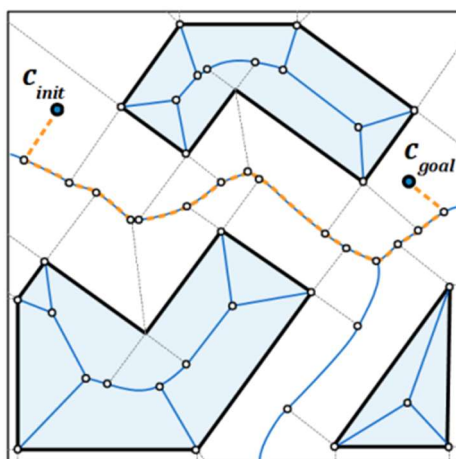


Рисунок 5 – Пример Диаграммы Вороного

Метод построения на основе графа видимости заключается в определении

промежуточных пар точек между начальной и конечной точками маршрута облета, которые можно соединить прямой линией, не пересекающей заданные препятствия. Недостаток метода заключается в наличии ограничений в виде требований к форме препятствий – алгоритм работает только с препятствиями, имеющими форму многогранника или многоугольника. Пример построения маршрутов с помощью диаграммы видимости приведен на рисунке 6.

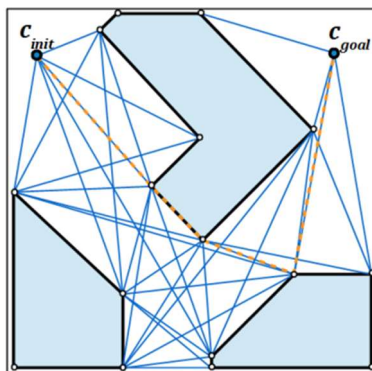


Рисунок 6 – Пример Диаграммы видимости

Эти методы обеспечивают высокую производительность при решении задач анализа данных, построения сетей и планирования путей. Особое внимание уделяется структурам данных, таким как KD-деревья, которые позволяют эффективно решать задачи в многомерных пространствах.

Cao L., Wang L., Liu Y., Yan S. [14] в своих работах предлагают использовать комбинацию методов RRT-Connect и искусственных потенциальных полей (APF) для построения безопасных траекторий БВС в сложных условиях, таких как города или горные районы. RRT-Connect (RRT, Rapidly-exploring Random Tree) эффективно выполняет глобальное планирование, избегая локальных минимумов, а APF оптимизирует локальные траектории, делая их гладкими. Метод быстро исследующих случайных деревьев, относится к методам случайного выбора. Данный метод заключается в построении дерева узловых точек из случайных положений, расположенных как можно ближе к требуемому конечному положению

ВС, с последующим удалением двух возможных положений, которые при их соединении пересекают запрещенные области. Пример построения дерева поиска алгоритмом RRT представлен на рисунке 7. На изображении представлены две 3D-схемы, иллюстрирующие процесс построения дерева поиска пути в пространстве с препятствиями. Эти схемы связаны с использованием алгоритма быстрого случайного поиска. Оранжевые области представляют препятствия, которые ограничивают свободное пространство. Они формируют окружение в виде лабиринта. Голубые кубы обозначают дополнительные препятствия в пространстве. Голубые линии изображают дерево поиска. Эти линии демонстрируют, как алгоритм распространяется в доступное пространство, начиная с определённой стартовой точки. Серые области свободные зоны, через которые возможно движение. Трёхосный маркер координат (XYZ) в левом нижнем углу указывает ориентацию трёхмерного пространства. Схема 7(a) показывает менее плотное дерево. Количество ветвей дерева меньше (1000 итераций), что указывает на меньшую выборку точек в пространстве. Это может быть ранняя стадия работы алгоритма или сценарий с ограниченным числом итераций. Схема 7(b) демонстрирует гораздо более плотное дерево (2000 итераций), охватывающее практически всё доступное пространство. Это результат большего числа итераций алгоритма. Схема 7(a) покрывает только часть свободного пространства, а некоторые зоны остаются не посещёнными. Схема 7(b) охватывает практически все доступные зоны, что указывает на более полный поиск. Преимуществом данного метода является относительно небольшое увеличение времени, необходимого для расчета, при увеличении количества препятствий. Одним из недостатков данного метода является то, что алгоритм выдает только один вариант облета препятствия, который может быть не оптимальным в смысле протяженности маршрута. Ключевым же ограничением применения данной технологии является то, все решения, которые применяются в гражданской авиации должны быть квалифицированы и сертифицированы, в зависимости от того, является ли рассматриваемое решение компонентом системы ВС или ВС целиком. В соответствии с DO-178C, ARP 4754A

и ARP 4761, применение нейронных сетей в критически важном бортовом ПО (автопилоты, системы управления полетом) невозможно сертифицировать из-за отсутствия гарантий детерминированности, трассируемости и предсказуемости работы алгоритмов.

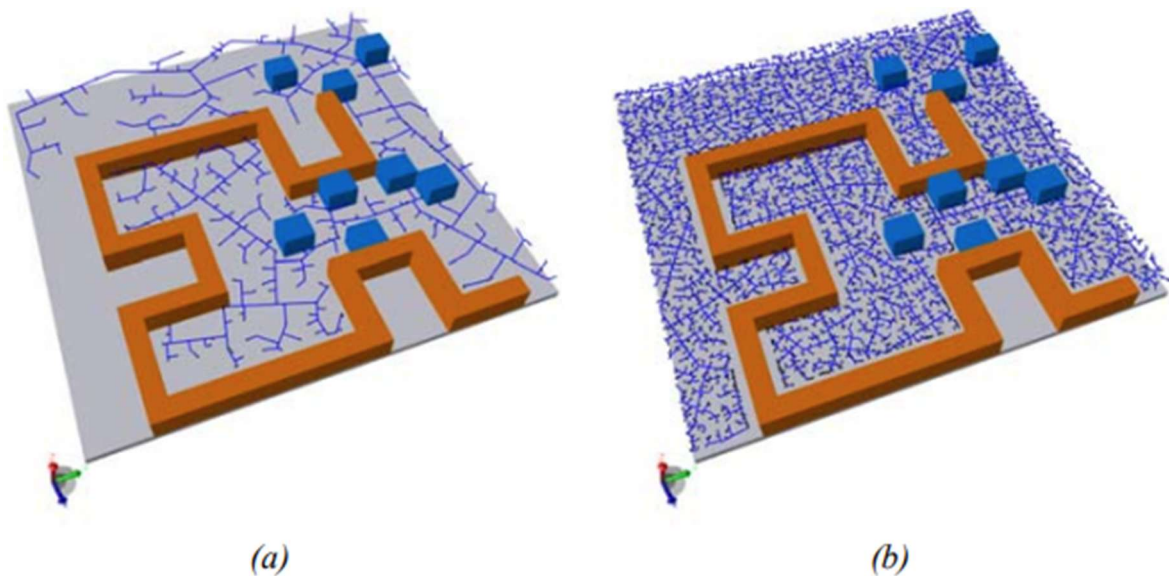


Рисунок 7 – Пример построения дерева поиска алгоритмом RRT

Работа Shao M., Yan R., Wu J., Lee J., Han C., Shin D., Shin K. [3], посвящена разработке метода L2-HGVG, который использует сенсорные данные для построения дорожных карт в двумерных пространствах. Алгоритм обеспечивает максимальную дистанцию от препятствий, учитывая ограничения конфигурационного пространства роботов. Введение L2R-ребра улучшает связность графа, что делает метод устойчивым к изменяющимся условиям среды.

В работе Alshammrei S, Boubaker S, Kolsi L. [5] рассматривается модифицированный алгоритм Дейкстры, который в реальном времени корректирует маршруты мобильных роботов на основе сенсорных данных. Основное преимущество заключается в эффективной маршрутизации в условиях ограниченных ресурсов.

Исследования Mohsen A.M., Sharkas M.A., Zaghlol M.S. [15] посвящены разработке нового алгоритма реального времени M-Bug, который является улучшенной версией классического Bug алгоритма. Данный алгоритм используется для автономной навигации в неизвестных двумерных средах. Основное новшество — адаптивное управление на основе локальной информации и минимизация отклонений от цели. Bug-алгоритм, рассмотренный в статье, ориентирован на использование в автономных самоходных роботах. В качестве входных данных алгоритм использует получаемую в процессе функционирования робота информацию о препятствиях и о цели движения. Суть алгоритма заключается в том, что робот движется к цели и, встречая препятствие перед собой, начинает его обходить пока не вернется на исходный маршрут. Алгоритм имеет несколько разновидностей. Так обход препятствия может продолжаться до тех пор, пока робот не выйдет на точку, ближайшую к цели (рисунок 8). В другой версии алгоритма робот при движении стремится сохранить курс на цель и обход препятствия заканчивается, когда текущий курс становится равным начальному (рисунок 9). Недостаток алгоритма заключается в том, что строится только один маршрут обхода препятствий, который может быть не кратчайшим.

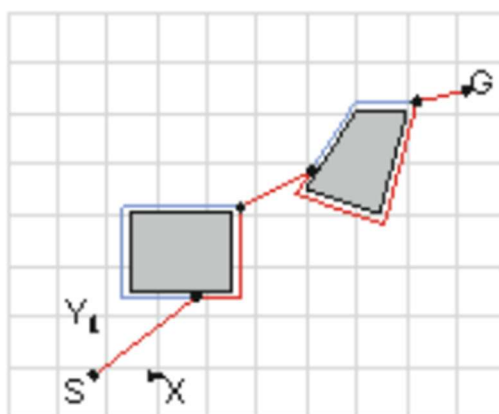


Рисунок 8 – Пример варианта Bug алгоритма с выходом на ближайшую точку к цели

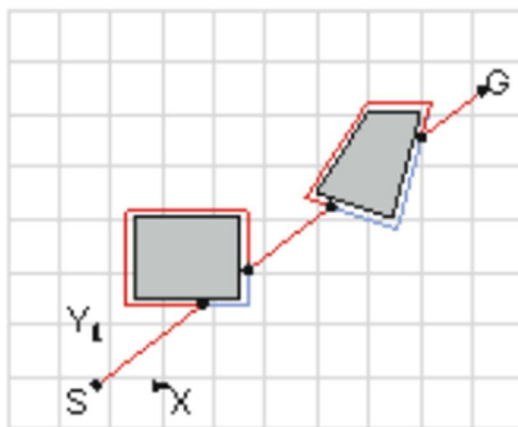


Рисунок 9 – Пример варианта Bug алгоритма с сохранением наклона прямой на цель

Метод демонстрирует высокую производительность в условиях неопределённости, однако ориентирован на реактивное поведение и не способен обеспечить детерминированное управление маршрутами в сложных трёхмерных условиях авиации.

В статье Казакова К.А. и Семенова В.А. [19] классифицируются методы на дискретные и непрерывные. Дискретные методы (например, A^* , алгоритм Дейкстры) эффективны для задач, представленных в виде графов, в то время как непрерывные методы (вариационное исчисление, потенциальные поля) обеспечивают гладкость траекторий. Гибридные подходы объединяют преимущества обоих методов, что делает их эффективными для сложных задач.

Методы рассмотренных авторов демонстрируют высокую эффективность в задачах автономной навигации и робототехники, но не соответствуют требованиям гражданской авиации, где необходимы детерминированность, прогнозируемость и строгие нормативные ограничения. Также немаловажным недостатком рассмотренных алгоритмов является то, что все они не могут быть напрямую использованы для построения маршрутов облета на борту ВС ввиду того, что определяемый ими маршрут представляет собой траекторию, синтезированную без учета существующих ограничений на управляющие параметры ВС такие, например, как нормальная скоростная перегрузка, угол атаки и др. [16].

Реконфигурация компонентов сетевой инфраструктуры. В сетях передачи данных алгоритмы перестроения маршрутов обеспечивают стабильность и безопасность работы системы. При изменении условий, таких как перегрузка узлов, отказ оборудования или кибератаки, необходимо быстро находить альтернативные пути. Современные алгоритмы маршрутизации также учитывают долгосрочную устойчивость сети, оптимизируя пропускную способность и минимизируя задержки. Это особенно важно для транспортных и компьютерных сетей, где от качества маршрутизации зависит надёжность всей системы.

Макаренко С. И., Афанасьев О. В., Баранов И. А., Самофалов Д. В., Цветкова К. Ю. , Квасов М.Н. [7, 10, 11] рассматривают три подхода к формированию резервных маршрутов. Модификация алгоритма Дейкстры позволяет одновременно строить основной и резервные пути, минимизируя время переключения. Алгоритм на основе EIGRP использует усовершенствованный метод Беллмана-Форда для расчёта непересекающихся маршрутов, обеспечивая надёжность в стабильных сетях. Адаптивный алгоритм прогнозирует отказ сетевых узлов, формируя маршруты в реальном времени.

В своей работе Кузюрин Н.Н. и Фомин С. А., [8] рассматривают защиту оптоволоконных сетей с использованием технологии p-cycles. Предложена гибридная методика, сочетающая целочисленное программирование и эвристические алгоритмы для формирования оптимальных циклов. Разработано ПО «RingOptimizer» для моделирования и генерации решений. Данный подход обеспечивает быстрое (<50 мс) восстановление сети.

Работы Егунова М. М., Шувалова В. П. [9] посвящены вероятностным моделям для оценки надёжности транспортных сетей. Имитационное моделирование определяет устойчивость сетей разной топологии при отказах. Методы показывают, как избыточность линий связи влияет на надёжность.

Перепелкин Д. А. [12] разработал алгоритм ускоренной маршрутизации для корпоративных сетей, минимизирующий вычислительные затраты ($O(N)$) за счёт

использования данных о парных перестановках маршрутов. Метод динамически адаптирует маршруты к изменениям топологии.

Работа Михайлова Р. Л. [13] рассматривает гибридные алгоритмы маршрутизации для военных наземно-космических сетей связи. Методы адаптируются к изменяющимся топологиям и обеспечивают резервирование маршрутов, снижая задержки передачи данных.

Методы, предложенные авторами, ориентированы на повышение устойчивости и эффективности телекоммуникационных и транспортных сетей. Однако они не учитывают динамическую природу воздушного пространства, трёхмерные ограничения и строгие требования гражданской авиации к безопасности и детерминированности маршрутов.

1.3 Анализ средств обнаружения и идентификации препятствий

Препятствия, представляющие угрозу ВС, можно разделить на несколько групп:

– естественные:

- рельеф местности;
- области с опасными метеорологическими явлениями;

– искусственные:

- запретные зоны;
- сооружения, созданные человеком.

Информация об опасных явлениях погоды может быть получена пилотом от бортовых метеолокаторов, многоспектральных камер или штормоскопов, а также по широкополосным каналам связи. На рисунке 10 приведен пример грозового

фронта в двух масштабах на многофункциональном индикаторе ВС типа Airbus. На рисунке 11 показан внешний вид карты погоды, получаемый по спутниковому каналу связи КБО Garmin G 1000². Как следует из рисунков, пилот имеет возможность определить вид метеоявления (по цвету), степень опасности метеоявления (по интенсивности цвета), а также детально исследовать размеры и очертания зоны, изменяя масштаб изображения [1].

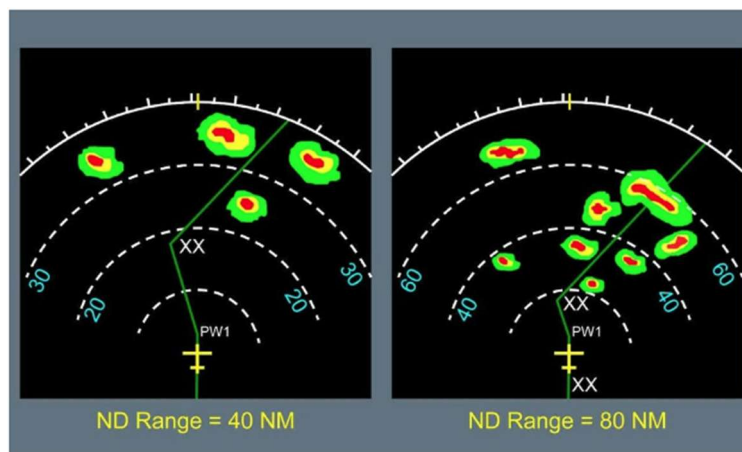


Рисунок 10 – Пример грозового фронта на масштабе 40 и 80 морских миль

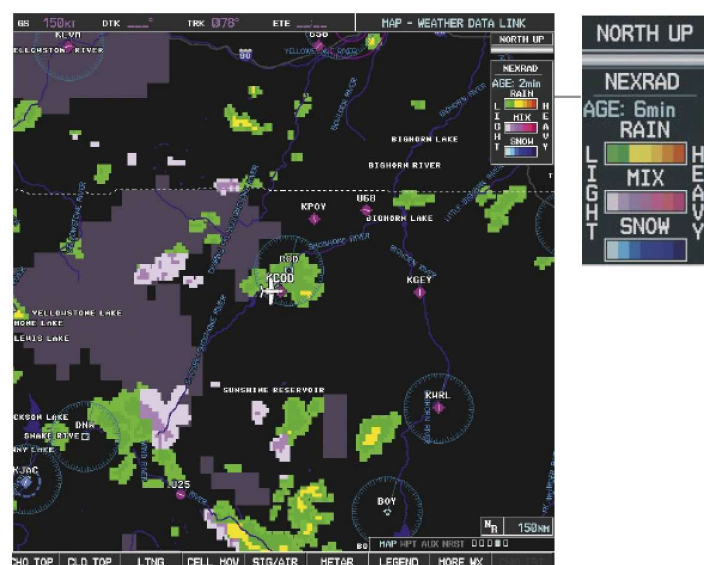


Рисунок 11 – Пример отображения карты погоды в КБО компании Garmin

² Pilot's Guide G1000 Integrated Flight Deck Cessna Citation Mustang, rev. B 2007

Информация об искусственных препятствиях и рельефе местности, критически важная при полетах на малых высотах, содержится на борту ВС в виде цифровых карт местности и обновляется регулярно, как правило раз в 28 дней. В частности, цифровые карты используют системы синтезированного видения и систем TAWS/ EGPWS [2]. На рисунке 12 представлен пример отображения подстилающей поверхности, синтезированный на экране КБО Garmin. Видно, что синтезированное изображение отличается реалистичностью и обеспечивает экипаж достаточной информацией о рельефе местности по пути следования ВС в любых условиях.

Кроме того, для обнаружения препятствий на пути следования ВС могут комплектоваться камерами различных диапазонов (видимого и инфракрасного), георадарами и дальномерами. Так в настоящее время широкое распространение получили лидары [3]. Пример комплексного изображения, полученного от камер видимого и инфракрасного диапазонов совмещенного с данными от лидара приведен на рисунке 13. Видно, что представленное изображение позволяет обнаружить и идентифицировать искусственное препятствие на маршруте полета ВС.



Рисунок 12 – Пример отображения системы синтетического видения в КБО компании Garmin

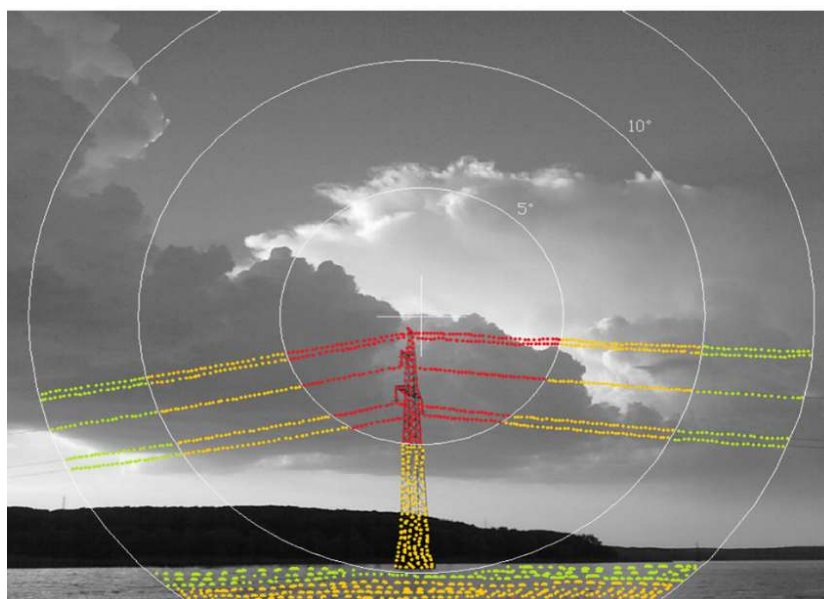


Рисунок 13 – Пример отображения распознавания препятствий

Ограничениями для выполнения полетов по маршруту могут являться **запретные зоны** или **зоны ограничения полетов**.

Запретные зоны — это определённые воздушные пространства, в которых полёты гражданских и иногда военных ВС строго запрещены или ограничены по соображениям национальной безопасности, защиты стратегических объектов, государственных интересов или других важных причин. Эти зоны обозначаются на авиационных картах и регулируются международными и национальными авиационными органами, такими как ИКАО (Международная организация гражданской авиации) и национальные службы управления воздушным движением.

Основные характеристики запретных зон:

- **обозначение:** обозначаются латинской буквой "P" (Prohibited) и номером (например, P-56);
- **размеры и границы:** запретные зоны имеют чётко определённые координаты, высоту и границы;

Причины создания запретных зон, как правило следующие:

- охрана государственных или военных объектов;
- защита важных инфраструктур (например, атомных электростанций);
- обеспечение безопасности во время крупных мероприятий или визитов высокопоставленных лиц.

Примеры запретных зон:

- воздушное пространство над резиденциями глав государств;
- военные полигоны;
- аэрокосмические центры или объекты, связанные с космическими программами.

Попадание в запретную зону без разрешения может повлечь за собой серьёзные последствия, такие как:

- перехват военными ВС;
- штрафы, лишение лицензии или уголовное преследование;
- в исключительных случаях, ВС может быть принудительно посажено или даже уничтожено.

Запретные зоны играют важную роль в обеспечении безопасности и являются неотъемлемой частью регулирования воздушного движения.

Зоны ограничения полётов (Restricted Areas) — это участки воздушного пространства, где выполнение полётов ограничено или контролируется. Полёты в таких зонах возможны, но только при соблюдении определённых условий и с разрешения соответствующих органов воздушного движения.

Основные характеристики зон ограничения полётов:

- обозначение: на авиационных картах обозначаются латинской буквой "R" и номером (например, R-120);
- цель создания:
 - обеспечение безопасности во время военных учений или испытаний;
 - проведение научных, промышленных или учебных мероприятий;
 - защита участков, где могут возникать риски для авиации (например, стрельбища, испытания ракет).

Примеры использования:

- военные полигоны и тренировочные зоны.
- аэрокосмические испытания (запуски ракет или спутников).
- проведение масштабных мероприятий с временными ограничениями.

Особенности полётов:

- полёты возможны только с разрешения органов управления воздушным движением (УВД).
- иногда доступ в зону ограничен только в определённые временные промежутки.

Без разрешения пролет через зону ограничения считается нарушением правил воздушного движения, что может привести к штрафам, административным мерам или принудительному перехвату.

Военные учения в определённом регионе могут временно вводить зону ограничения полётов с уведомлением авиационных служб и пилотов о рисках и ограничениях.

Пример схемы Московского аэроузла с запретными зонами (обведены красной линией) и зон ограничения полетов (обведены красной пунктирной линией) представлен на рисунке 14.

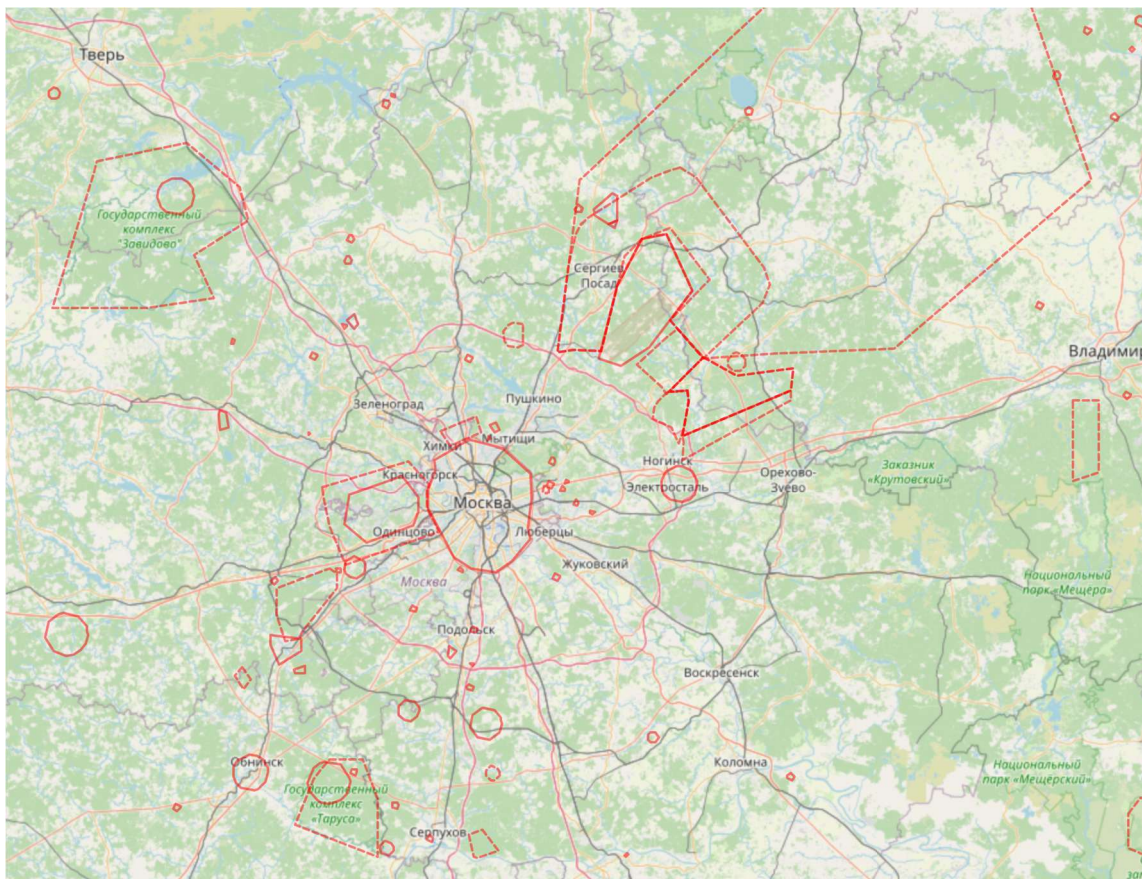


Рисунок 14 – Пример отображения запретных зон и зон ограничения полетов

Общим для всех указанных выше технических средств является то, что все они являются информационными и по сути только визуализируют информацию о приближающемся препятствии, оставляя пилоту весь последующий набор действий, необходимый для безопасного облета препятствия, а именно:

- обнаружение препятствия на экране монитора;
- идентификацию препятствия;

- оценку степени его опасности;
- принятие решения по способу облета препятствия;
- реализацию принятого решения.

Отметим, что в зависимости от режима полета и дальности обнаружения препятствия время, доступное пилоту для реализации указанных выше действий может быть существенно разным. Но, как правило, указанные действия выполняются пилотом в очень сжатые временные рамки в условиях повышенного психоэмоционального напряжения, что, как показывает представленный выше анализ АП, а также результаты исследований [4], может приводить к возникновению ошибок даже в достаточно простых ситуациях. В этой связи, представляет несомненный интерес инструментарий, позволяющий в ограниченных временных рамках рассчитать и предложить пилоту один или несколько альтернативных безопасных и реализуемых ВС вариантов продолжения полета с облетом возникшего препятствия.

1.4 Анализ средств реализации маршрута полета на борту воздушного судна

Современные ВС могут реализовывать полет в автоматическом или директорном режиме в соответствии с заданным в бортовом компьютере маршрутом полета. Способ задания и содержание плана полета зависит от типа ВС. Так типовой план полета коммерческих ВС транспортной категории включает не только полет по воздушным трассам, но и стандартные маршруты вылета по приборам (SID), стандартные процедуры прибытия (STAR) и захода на посадку (APPROACH), разрабатываемые для каждого аэропорта. Однако в части собственно маршрута полета принципиальных отличий между ВС, как правило, нет и собственно маршрут

задается с помощью точек в пространстве, включающих исходный, поворотные и конечный пункты маршрута. Маршрут полета может быть разработан и внесен в бортовой компьютер непосредственно самим пилотом или рассчитан на наземных компьютерах с использованием специализированного программного обеспечения (ПО) и затем уже загружен на борт. На рисунке 15 для примера представлен экран монитора системы Garmin G3000, разработанной для легких ВС с газотурбинными двигателями, с заданным пользователем маршрутом полета в виде ломаной, соединяющей выбранные из базы данных стандартные или заданные пользователем точки маршрута. Однако после взлета изменение маршрута полета может совершаться только пилотом в автоматическом (например, путем добавления новых точек маршрута или задания нового курса полета) или ручном режиме.

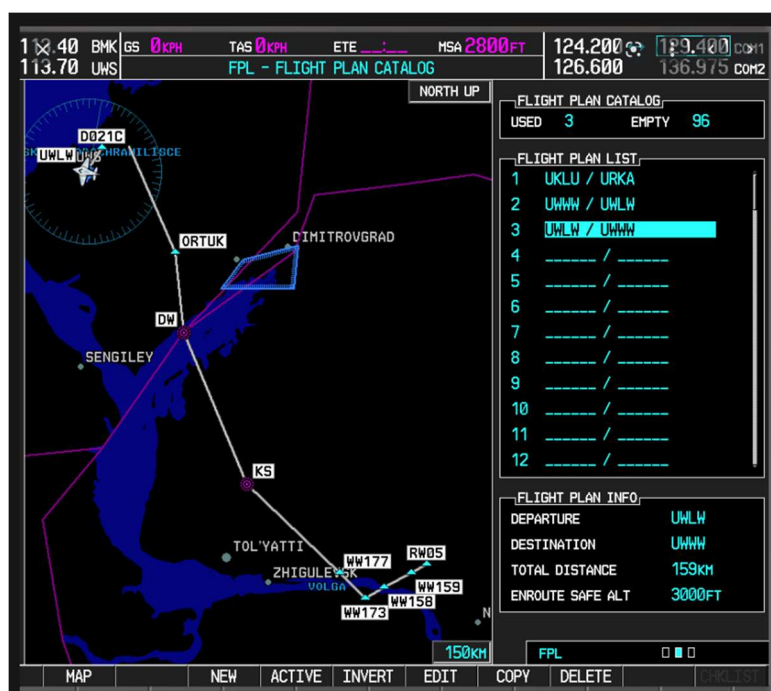


Рисунок 15 – Пример маршрута полета, сформированный на экране G3000 Garmin

1.5 Выводы по главе 1

1. Анализ статистики АП за 2011 по 2020 годы показал, что значительная их часть связана со столкновением с препятствиями при полете на малой высоте, потерей управления в полете, столкновением с землей в управляемом полете, попаданием в метеоусловия, к которым экипаж не допущен, а также попаданием в зону сильной грозовой деятельности (WSTRW). Расследование данных АП выявили, что среди главных причин их возникновения фигурируют отсутствие полной ситуационной осведомленности и неправильные действия экипажа в условиях повышенной психофизиологической нагрузки и дефицита времени на принятие решения, что не позволяет оперативно провести перестроение маршрута полета с целью дальнейшего его безопасного продолжения. Автоматизированные средства корректировки маршрута на сегодняшний день на борту ВС отсутствуют.

2. Изучение научных работ, исследующих вопросы, связанные с построением и перестроением маршрута полета пилотируемых и беспилотных ВС, движением наземных робототехнических устройств, конфигурации и реконфигурации информационных сетей показал невозможность прямого использования достигнутых их авторами результатов для решения задачи оперативного перестроения маршрута полета ВС с учетом выявленных препятствий ввиду наличия существенных особенностей ВС как объекта управления, отличающих ВС от наземных робототехнических устройств и информационных потоков, а также специфических требований к бортовому ПО гражданских ВС, не позволяющих использовать результаты, полученные для военных ВС и БВС.

3. Анализ возможностей современных КБО показал, что указанные комплексы позволяют обнаружить и визуализировать наземные естественные и искусственные препятствия, а также опасные области воздушного пространства, запретные зоны и зоны ограничения полетов т.е. все потенциально опасные области,

не допускающие пролета и требующие перестроения маршрута полета в случае прохождения маршрута через них.

Таким образом, актуальной является научная задача, заключающаяся в разработке методики и алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета, обеспечивающих перестроение маршрута полета с учетом вновь выявленных препятствий (наземных и воздушных), учитывающих характеристики ВС как объекта управления, допускающих реализацию в составе КБО современных и перспективных ВС.

ГЛАВА 2. Разработка методики и алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета

2.1 Постановка задачи исследования

Пусть:

1) маршрут полета задан начальной точкой маршрута X_1 ; промежуточными (поворотными) точками маршрута $X_2, X_3, \dots, X_{n-1}$; конечной точки маршрута X_n , где $X_i = (x_{gi}, y_{gi}, z_{gi})$ координаты точек маршрута в нормальной земной системе координат [32];

2) препятствия заданы множеством точек, описывающих границы препятствия: $X_{пр 1}, \dots, X_{пр m}$;

3) полет ВС описывается системой дифференциальных уравнений динамики материальной точки [32]:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = g(n_{xa} - \sin\theta), \\ \frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V}(n_{ya}\cos\gamma_a - \cos\theta), \\ \frac{d\Psi}{dt} = -\frac{g}{V\cos\theta}n_{ya}\sin\gamma_a, \\ \frac{dx_g}{dt} = V\cos\theta\cos\Psi, \\ \frac{dy_g}{dt} = V\sin\theta, \\ \frac{dz_g}{dt} = -V\cos\theta\sin\Psi, \\ \frac{dm}{dt} = -c_s, \end{cases}$$

где

V - скорость ВС;

θ, Ψ, γ_a – углы наклона траектории, пути и крена;

x_g, y_g, z_g – координаты ВС в нормальной земной системе координат;

g – ускорение свободного падения;

n_{ya}, n_{xa} – нормальная скоростная и тангенциальная перегрузки, рассчитываемые как

$$n_{xa} = \frac{P \cos(\alpha + \varphi_{дв}) - c_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S}{mg}, \quad n_{ya} = \frac{c_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S + P \sin(\alpha + \varphi_{дв})}{mg};$$

α – угол атаки;

$\varphi_{дв}$ – угол установки двигателя;

P – тяга силовой установки;

$c_{ya} = f(\alpha)$ – коэффициент подъемной силы;

c_{xa} – коэффициент лобового сопротивления;

$c_{xa}(c_{ya})$ – поляра ВС;

ρ – плотность воздуха;

m – масса ВС;

S – площадь крыла;

c_s – секундный расход топлива.

В качестве управляющих функций используются величины n_{ya}, γ_a, n_{xa} .

4) заданы ограничения на высоту и скорость полета, величину и темп изменения нормальной скоростной перегрузки и скоростного угла крена:

$$\begin{cases} V_{\min} \leq V(t) \leq V_{\max}, \\ H(t) \geq H_{\min}, \\ n_{ya \min} \leq n_{ya}(t) \leq n_{ya \max}, \\ |\dot{n}_{ya}(t)| \leq \dot{n}_{ya \max}, \\ |\gamma_a(t)| \leq \gamma_{a \max}, \\ |\dot{\gamma}_a(t)| \leq \dot{\gamma}_{a \max} \end{cases}$$

5) известны высотно-скоростные характеристики силовой установки:

$$P = f(V, y_g, \alpha_{\text{руд}});$$

$\alpha_{\text{руд}}$ – положение рычага управления двигателем (РУД), определяющее режим работы силовой установки.

Необходимо:

1) оценить безопасность маршрута полета исходя из минимально допустимого (безопасного) кратчайшего расстояния между маршрутом полета и препятствием (рисунок 16);

2) если кратчайшее расстояние до препятствия на каком-либо участке (участках) маршрута менее минимально допустимого, рассчитать альтернативные безопасные маршруты полета из начальной в конечную точку маршрута;

3) определить максимально возможную скорость полета по альтернативным маршрутам для двух вариантов управления:

- вариант 1 – скорость полета на маршруте постоянна;
- вариант 2 – скорость полета на маршруте изменяется;

4) выбрать маршрут, оптимальный по заданному критерию. Возможные варианты критерия [34]:

- минимальная протяженность маршрута полета;
- минимальное время пролета по маршруту;
- минимальное отклонение от маршрута.

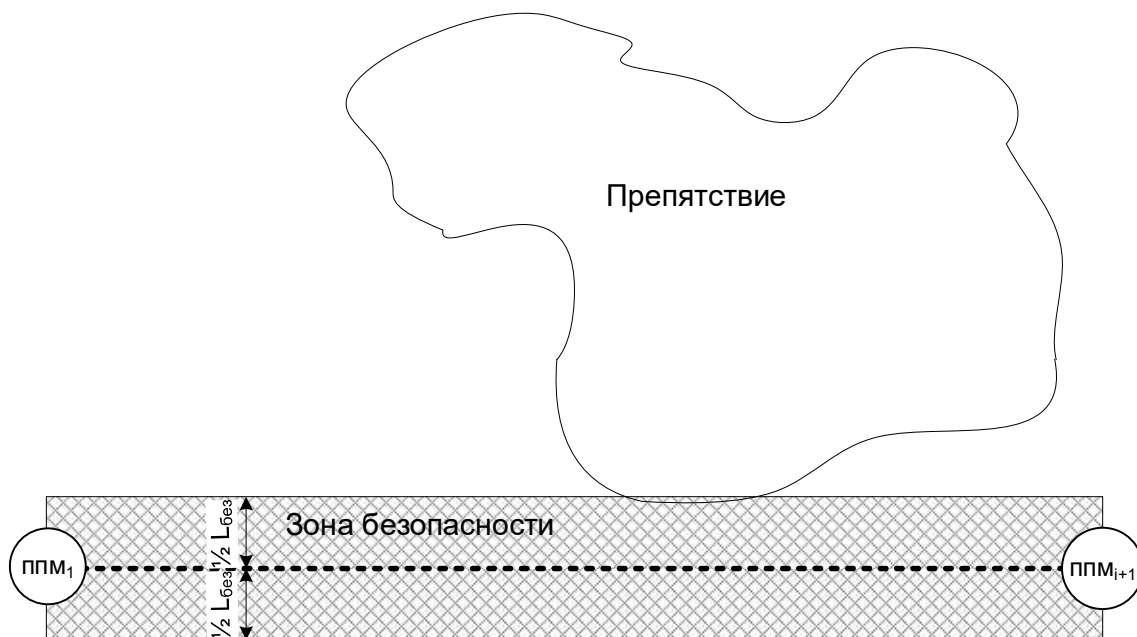


Рисунок 16 – Зона безопасности

2.2 Методика оперативной реконфигурации маршрута полета

Методика оперативной реконфигурации маршрута полета включает следующие этапы (рисунок 17):

1) Расчет параметров безопасного маршрута полета в виде туннеля безопасности:

Тоннель безопасности – это цилиндр, описанный вокруг траектории полета. В общем случае размеры указанного цилиндра должны быть достаточны для того, чтобы обеспечить невыход ВС при выдерживании заданного маршрута полета за пределы туннеля безопасности. Отклонение ВС от заданного маршрута в процессе полета возможно в следствии следующих причин:

- порывы ветра;

- навигационные ошибки (точность определения собственного местоположения);
- пилотажные ошибки (точность выдерживания заданной траектории);
- выход управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки n_{ya} , скоростного угла крена γ_a , темпа их изменения $\dot{n}_{ya}, \dot{\gamma}_a$) на ограничения;

Реакция на возможные возмущения при отслеживании заданной траектории полета также будет определяться:

- текущим режимом полета (высота и скорость полета);
- быстроедействием системы управления.

2) Анализ исходного маршрута полета на наличие пересечений тоннеля безопасности с препятствиями

Для оценки наличия пересечения тоннеля безопасности с препятствием каждый отрезок маршрута делим на равные интервалы, таким образом, чтобы длина интервала не превышала величины точности карты местности, над которой выполняется полет. Далее на каждом отрезке интервала определяются промежуточные точки вдоль отрезка по ширине туннеля безопасности. В каждой полученной точке сравнивается высота маршрута полета с учетом высоты туннеля безопасности и высота препятствия. Ограничения высоты препятствия определяется тремя параметрами: высотой земной поверхности, верхней и нижней границами препятствий (только верхней, для наземного препятствия, верхней и нижней для воздушного препятствия). Если получены точки маршрута, которые пересекают препятствие, то необходимо построить альтернативные маршруты полета.

3) Синтез альтернативных маршрутов полета, обеспечивающих облет препятствий с учетом характеристик ВС, возможностей его КБО

Синтез альтернативных маршрутов полета выполняется разработанным автором «методом луча», для чего:

1) два луча, начинающихся в последней безопасной точке маршрута и направленных на следующую точку маршрута, начинаем вращать – (один влево, другой вправо) от исходного направления полета с заданным шагом.

2) в том месте, где луч с учетом размеров тоннеля безопасности «покидает препятствие» формируем новую точку маршрута. Далее проверяем на пересечение отрезок маршрута от новой точки до следующей и при необходимости повторяем «метод луча».

В зависимости от количества препятствий, их взаимного расположения, конфигурации исходного маршрута полета в результате описанной процедуры может быть получено множество альтернативных маршрутов полета.

4) Определение максимально возможной скорости полета по альтернативным маршрутам

Вариант 1 – скорость полета на маршруте постоянна.

Скорость полета на маршруте варьируется от минимальной эксплуатационной $V_{\min}$ до максимальной эксплуатационной $V_{\max}$. За максимально возможную постоянную скорость полета по маршруту принимается максимальная скорость, при которой, во-первых, маршрут с учетом туннеля безопасности не имеет пересечений с препятствиями. И, во-вторых, отклонение от маршрута при его реализации не превышает заданной величины.

Вариант 2 – скорость полета на маршруте изменяется.

Полет по маршруту начинается с максимально возможной скорости, при невозможности выдерживания заданной траектории полета (отклонение от исходного маршрута больше допустимого $\Delta L > \Delta L_{\max}$) выполняется торможение, то есть уменьшение скорости полета с учетом допустимого темпа изменения скорости, чтобы не сойти с траектории. Это необходимо для искривления траектории при облете препятствий. После выхода на прямые участки, когда отклонение от исходного маршрута уменьшается выполняется разгон до максимально возможной скорости.

5) Выбор рационального по заданному критерию маршрута полета среди всего множества найденных альтернативных маршрутов полета

Из полученных альтернативных маршрутов, с учетом рассчитанных скоростей выбирается рациональный по следующим критериям:

- минимальная протяженность маршрута полета;
- минимальное время пролета по маршруту;
- минимальное отклонение от маршрута.
-

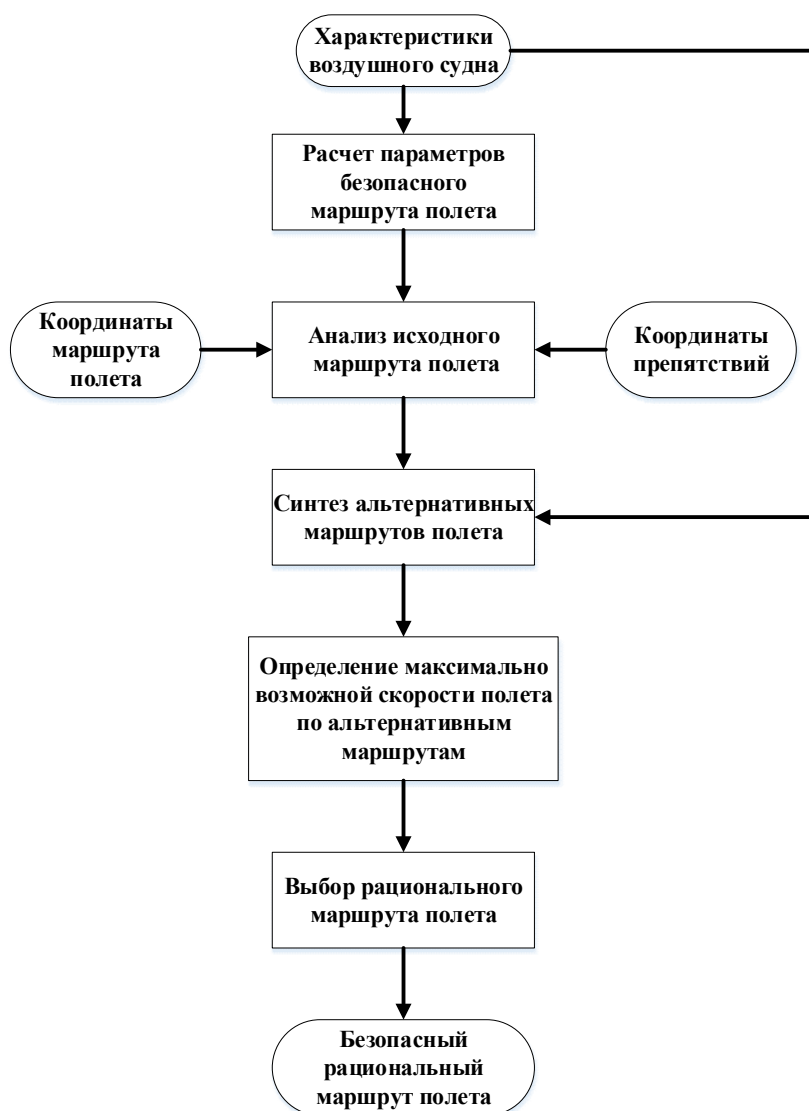


Рисунок 17 – Содержание методики оперативной реконфигурации маршрута полета

2.3 Алгоритм оперативной реконфигурации маршрута полета

Содержание алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета раскрыто на рисунке 18.

Раскроем ключевые особенности алгоритма.

Исходные данные алгоритма

Маршрут полета задается координатами точек исходного маршрута: $X_1, \dots, X_n$.

Препятствия на маршруте задаются координатами вершин многоугольника:

$X_{m\text{ пр}1}, \dots, X_{m\text{ пр}k}$.

Настройки алгоритма включают задание параметров тоннеля безопасности, которые определяются на основе точностных характеристик КБО в части определения местоположения ВС, а также текущего режима полета.

Ограничения на управляющие функции формируются путем задания минимальных и максимальных значений высоты и скорости полета, перегрузки и крена, а также темпа изменения перегрузки и крена: $V_{\min}, V_{\max}, H_{\min}, n_{ya\text{ мин}}, n_{ya\text{ макс}}, \dot{n}_{ya\text{ макс}}, \dot{\gamma}_{a\text{ макс}}, \dot{\gamma}_{a\text{ макс}}$.

Критерии облета при выборе оптимального маршрута: минимальная длина маршрута $L_{\min}$, минимальное время прохождения маршрута $t_{\min}$ и минимальное отклонение от маршрута $\Delta_{\text{откл}}$.

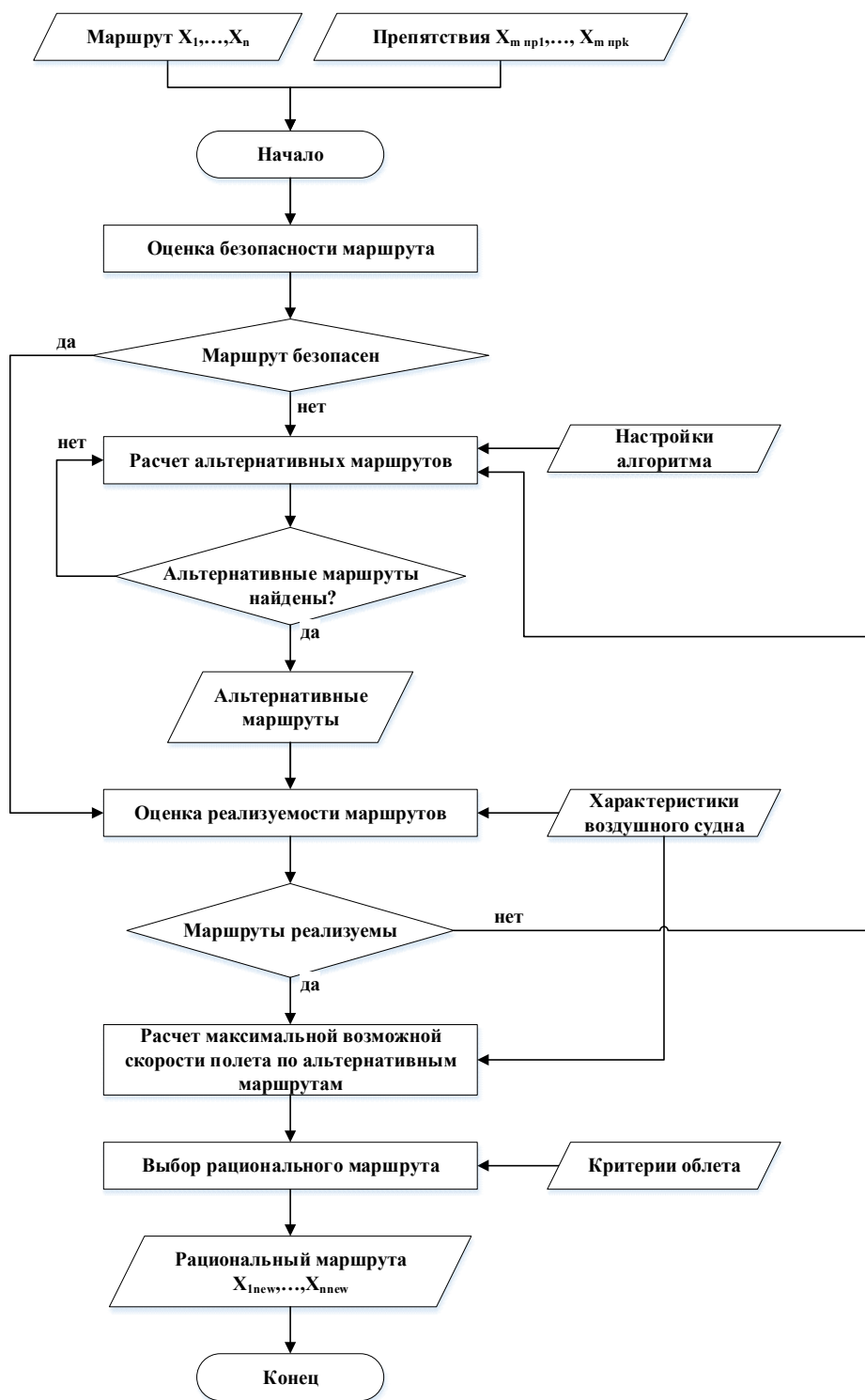


Рисунок 18 – Общий вид алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета

Оценка маршрута на безопасность представляет из себя оценку попадания препятствия в пространственную фигуру в виде цилиндра с заданным радиусом –

тоннель безопасности. Радиус определяет безопасное расстояние до препятствия, которое зависит от следующих параметров:

- предельных величин управляющих функций и ограничений на фазовые координаты ВС;
- характеристик КБО в части определения координат ВС;
- характеристик систем, обеспечивающих выдачу координат препятствий.

Оценка реализуемости маршрута определяется отклонением от маршрута и выполняется по формуле:

$$L_{\text{без}} = f(\Delta U_{\text{макс}}, \Delta_{\text{нав}})$$

где $\Delta U_{\text{макс}}$ – это отклонение от маршрута, связанное с выходом управляющих параметров на ограничения, а $\Delta_{\text{нав}}$ – это отклонение от маршрута, вызванное ошибкой определения собственных координат (ошибка навигации).

Маневренные возможности ВС определяются ограничениями на управляющие параметры и определяются типом ВС. Более подробно данная формула рассматривается в Главе 3.

Оценка реализуемости маршрута представляет из себя процедуру многократного интегрирования уравнений движения ВС с учетом указанных выше ограничений при разных скоростях полета ВС. Для этого применяется алгоритм синтеза управления, необходимого для отслеживания заданной траектории полета, разработанный Киселевым М.А. [33] и адаптированный автором для использования в задачах оперативной реконфигурации маршрута полета. Суть указанного алгоритма заключается в следующем:

Маршрут полета интерполируется кубическими сплайнами.

На участке от X_i до X_{i+1} траектория описывается параметрическими уравнениями вида:

$$X_i X_{i+1}(\tau) = (1 - 3\tau + 2\tau^2)X_i + (3\tau^2 - 2\tau^3)X_{i+1} + (\tau - 2\tau^2 + \tau^3)K_i - (\tau^2 - \tau^3)K_{i+1}$$

где $\tau \in [0,1]$, а векторы $K_0, \dots, K_n$ определяются из решения матричного уравнения:

$$\begin{bmatrix} 1 & 4 & 1 & & & \\ & 1 & 4 & 1 & & \\ & & \ddots & \ddots & \ddots & \\ & & & 1 & 4 & 1 \\ & & & & 1 & 4 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} K_0 \\ K_1 \\ \vdots \\ K_{n-1} \\ K_n \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -3 & 0 & 3 & & & \\ & -3 & 0 & 3 & & \\ & & \ddots & \ddots & \ddots & \\ & & & -3 & 0 & 3 \\ & & & & -3 & 0 & 3 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X_0 \\ X_1 \\ \vdots \\ X_{n-1} \\ X_n \end{bmatrix}.$$

Реализация базовой траектории при заданном режиме работы силовой установки требует создания вполне определенной (из решения обратной задачи динамики полета) величины управляющих параметров:

$$\gamma_{\text{потр}} = \arctg \left(-\frac{\varphi' \cos \theta}{\theta' + \frac{g}{V\lambda} \cos \theta} \right); \quad n_{ya \text{ потр}} = \frac{1}{\cos \gamma} \left(\frac{V}{g} \lambda \theta' + \cos \theta \right).$$

Где,

$$\theta' = \frac{y''(x'^2 + y'^2 + z'^2) - y'(x'x'' + y'y'' + z'z'')}{(x'^2 + y'^2 + z'^2)^{\frac{2}{3}} \cos \theta}; \quad \varphi' = -\frac{x'z'' - z'x''}{x'^2 + z'^2};$$

Производные по координатам – это частные производные по безразмерному параметру τ сплайнов, интерполирующих маршрут полета:

$$x'_g = \frac{\partial x_g}{\partial \tau}; \quad y'_g = \frac{\partial y_g}{\partial \tau}; \quad z'_g = \frac{\partial z_g}{\partial \tau}$$

В случае выхода управляющих параметров на свои предельные значения, ВС отклоняется от маршрута, продолжая полет с предельными значениями управляющих параметров, а затем, по мере возникновения возможностей, возвращается на исходную траекторию.

Расчет альтернативных маршрутов представляет собой процедуру, в основе которой, как уже отмечалось выше, лежит последовательный поиск двух новых точек для двух альтернативных маршрутов полета, формируемых путем вращения луча, исходящего из текущей точки маршрута в направлении следующей точки маршрута в двух направлениях (влево и вправо) от исходного направления полета до касания луча с препятствием и последующим переносом полученной точки касания на заданное расстояние от препятствия с учетом минимально допустимого кратчайшего расстояния между маршрутом полета и препятствием (рисунок 19).

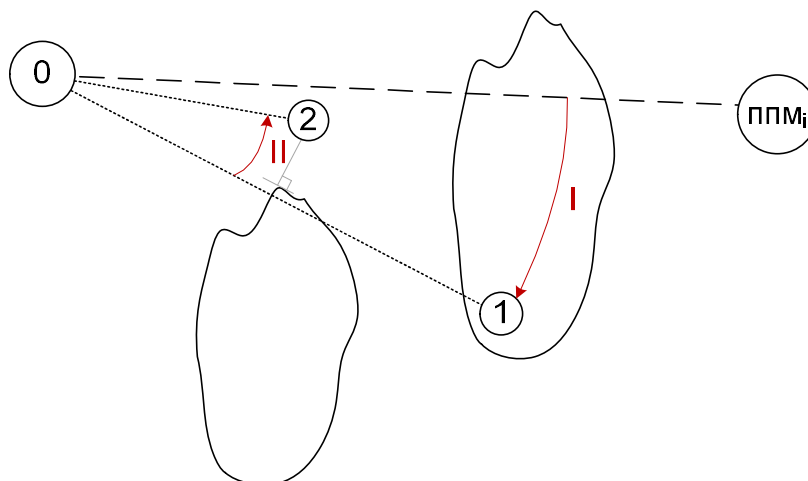


Рисунок 19 – Поворот луча поиска маршрута

Рассмотрим содержание процедуры поиска координат новой точки маршрута между двумя точками маршрута с координатами $(x_H; z_H)$ и $(x_K; z_K)$, разделенными препятствием, в заданном направлении облета.

Общая схему поиска новой точки маршрута можно разделить на два этапа:

- поворот отрезка;
- проверка луча на пересечение с препятствием.

1) При повороте отрезка с вершинами (x_H, z_H) и (x_K, z_K) вокруг (x_H, z_H) на угол $\Delta\alpha$ новые координаты конца отрезка $(x_{\text{пов}}, z_{\text{пов}})$ рассчитываются так:

$$x_{\text{пов}} = \sin \alpha (z_K - z_H) + \cos \alpha (x_K - x_H) + x_H$$

$$z_{\text{пов}} = \cos \alpha (z_K - z_H) + \sin \alpha (x_K - x_H) + z_H$$

При повороте налево $\Delta\alpha > 0$, при повороте направо $\Delta\alpha < 0$.

2) Проверка луча на пересечение с препятствием аналогична проверке на пересечения туннеля безопасности с нулевой шириной $\Delta L = 0$.

При повороте отрезка возможен случай возникновения еще одного препятствия на маршруте полета (рисунок 19). Кроме того, очевидно, что в случае поворота луча на 360° , текущая точка маршрута полета изолирована препятствием и прокладка безопасного маршрута полета невозможна.

Расчет максимальной возможной скорости полета по альтернативным маршрутам выполняется для двух условий:

- максимально возможная постоянная скорость полета по альтернативному маршруту;
- максимально возможная переменная скорость полета по альтернативному маршруту.

Выбор рационального маршрута осуществляется после получения множества альтернативных маршрутов на основании, определенного пилотом критерия (минимальная протяженность маршрута полета, минимальное время пролета по маршруту, минимальное отклонение от маршрута).

После выбора маршрута его параметры согласуются с диспетчером УВД [35] и передаются в траекторный контур автопилота ВС для реализации в автоматическом или директорном режимах.

Выходными данными алгоритма являются точки рационального маршрута полета: $X_{1new}, \dots, X_{nnew}$.

2.4 Оценка работоспособности алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета

Для демонстрации работоспособности предлагаемого алгоритма ниже представлены результаты решения нескольких тестовых задач по оперативной реконфигурации маршрута полета для облета препятствий в горизонтальной и вертикальной плоскостях типовым ВС для нескольких случаев:

- одно препятствие в горизонтальной плоскости;

- несколько препятствий в горизонтальной плоскости;
- препятствие наземное в вертикальной плоскости.

При проведении исследований приняты следующие ограничения на управляющие параметры ВС:

- 1) допустимый диапазон перегрузок: $-1 \dots +2.5$;
- 2) максимально допустимая скорость изменения перегрузки: 1ед/с ;
- 3) допустимый диапазон угла крена: $-30^\circ \dots 30^\circ$;
- 4) максимально допустимая скорость изменения угла крена: $10 \text{ }^\circ/\text{с}$;
- 5) максимальная допустимая скорость: 550 км/ч (данная скорость соответствует средней скорости пассажирских турбовинтовых ВС);
- 6) минимальную скорость полета: 60 км/ч (данная скорость выбрана, как минимальная скорость для полета ВС вертолетного типа).

Моделирование полета по найденным маршрутам с целью оценки их реализуемости выполнялось для двух вариантов управления скоростью:

- 1) скорость полета по маршруту постоянна и равна максимально возможной скорости полета;
- 2) скорость полета по маршруту изменяется, в каждой точке маршрута реализуется максимально возможная скорость полета ВС.

В обоих случаях максимально возможная скорость полета выбирается исходя из:

- летно-технических характеристик ВС;
- ограничений на управляющие параметры и темп их изменения;
- выдерживания безопасного расстояния до препятствия, определяемого размерами тоннеля безопасности.

2.4.1 Оценка достоверности используемой модели динамики полета

Рассмотрим маршрут, состоящий из двух точек №1 и №2, представленный на рисунке 20. Точки маршрута имеют следующие координаты, в формате x_g, y_g, z_g [м]:

- точка №1 – 4793; 2000; 9793;
- точка №2 – 18287; 2000; 12887.

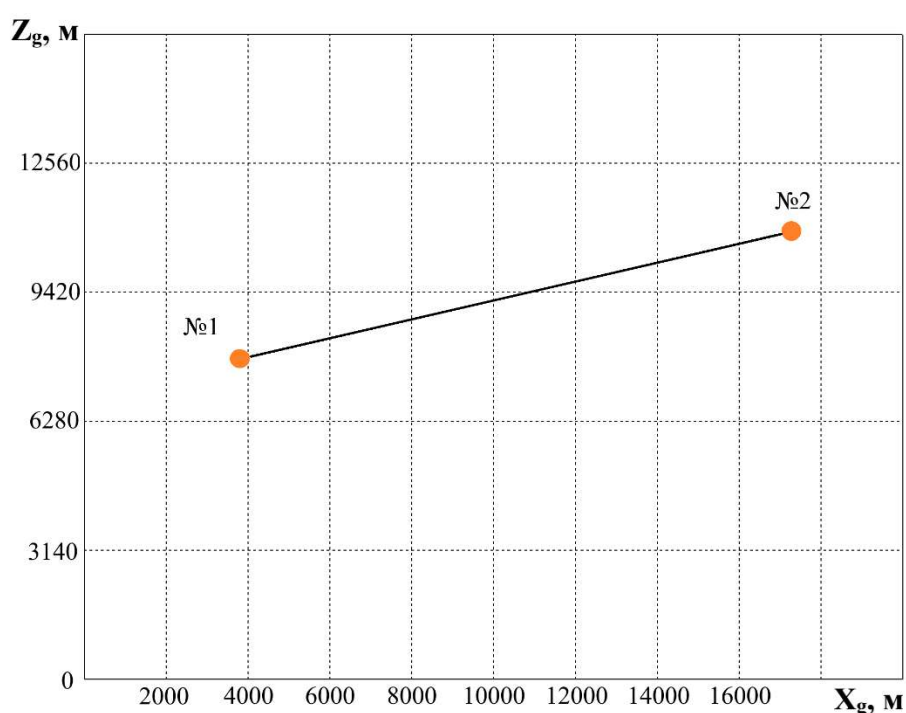


Рисунок 20 – Маршрут полета без препятствия

Длина маршрута рассчитывается по формуле:

$$L = \sqrt{(x_{g2} - x_{g1})^2 + (z_{g2} - z_{g1})^2}$$

Расчетная длина маршрута – 13844 м. Расчетное время полета по маршруту составило 166.12 с. Результаты моделирования полета ВС по данному маршруту со скоростью 300 км/ч в координатах дальность – время представлена на рисунке 21. Рассчитанные посредством моделирования полета длина маршрута и время полета

составили 13844 м и 166 с, т.е. погрешность определения дальности полета относительно расчетной составила менее 1%. Исходя из результатов моделирования можем сделать вывод о достоверности используемой модели динамики полета.

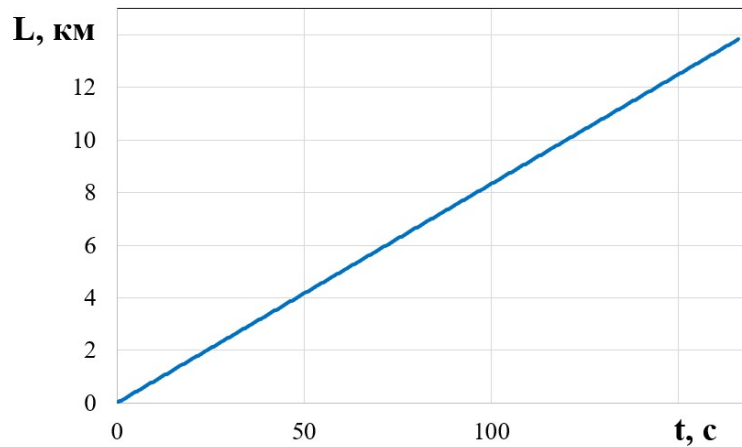


Рисунок 21 – Приращение длины маршрута при моделировании полета ВС

2.4.2 Оценка достоверности методики и алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета

Облет одиночного препятствия в форме треугольника. Маршрут состоит из двух точек:

- точка №1 с координатами (3040м; 2000м; 3597м);
- точка №2 с координатами (10168м; 2000м; 3597м).

Препятствие имеет следующие координаты вершин:

- вершина №1 с координатами (5092м; 2000м; 2254м);
- вершина №2 с координатами (6628м; 2000м; 4426м);
- вершина №3 с координатами (7730м; 2000м; 2394м).

Схема исходного маршрута полета и препятствия на нем показаны на рисунке 22.

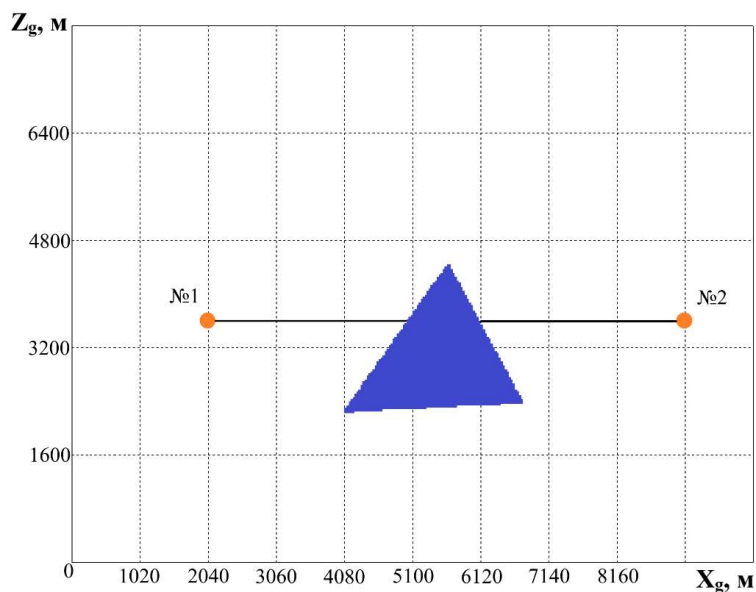


Рисунок 22 – Исходный маршрут полета с препятствием

Безопасный маршрут, построенный с помощью разработанного алгоритма, представлен на рисунке 23. Маршрут полета показан зеленым цветом на рисунке 23, синим цветом показана траектория полета.

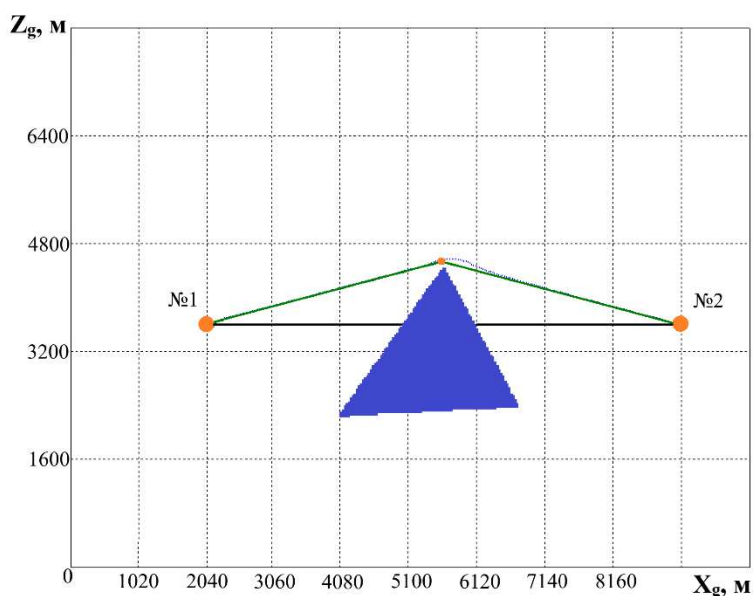


Рисунок 23 – Безопасный маршрут облета препятствия, построенный с помощью разработанного алгоритма

Безопасный маршрут включает три точки. По сравнению с исходным маршрутом, добавилась точка, в которой маршрут огибает препятствие. Данная точка получена отступлением от вершины треугольника на половину ширины коридора безопасности. Для получения общей длины маршрута облета, необходимо сложить две длины: до точки обхода вершины треугольника и после вершины обхода треугольника. По представленной выше формуле расчета, длина первого отрезка с учетом координат начальной точки маршрута и вершины треугольника плюс ширина коридора безопасности 50 м, получилась равной 3694.1 м. Длина второго участка – 3647.5 м. Общая длина маршрута составила 7341.6 м. Длина маршрута, рассчитанная при моделировании полета ВС, получилась равной 7369 м. Т.е. погрешность в определении длины маршрута в используемой модели динамики полета составила 0.4 %.

Моделирование показало, что пролет по маршруту возможен при скорости не выше 213 км/ч из-за выхода угла крена на ограничение и недопустимого отклонения траектории полета от исходного маршрута. Пример изменения параметров полета при скорости ВС 250 км/ч представлены на рисунках 24 – 26. Видно, что на 57 секунде отклонение от маршрута полета стало равной предельной величине в 100 м.

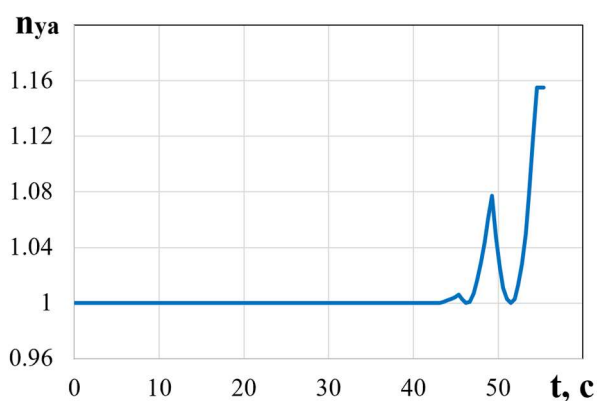


Рисунок 24 – Изменения нормальной перегрузки

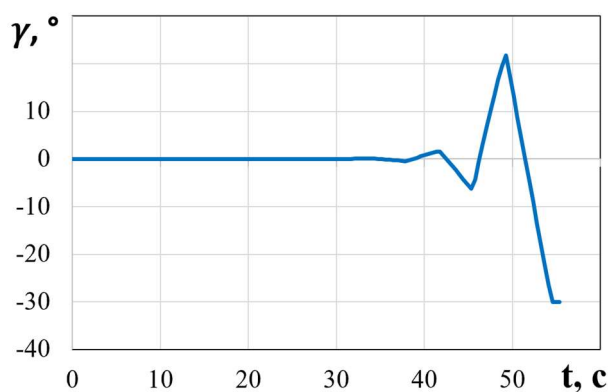


Рисунок 25 – Изменение угла крена

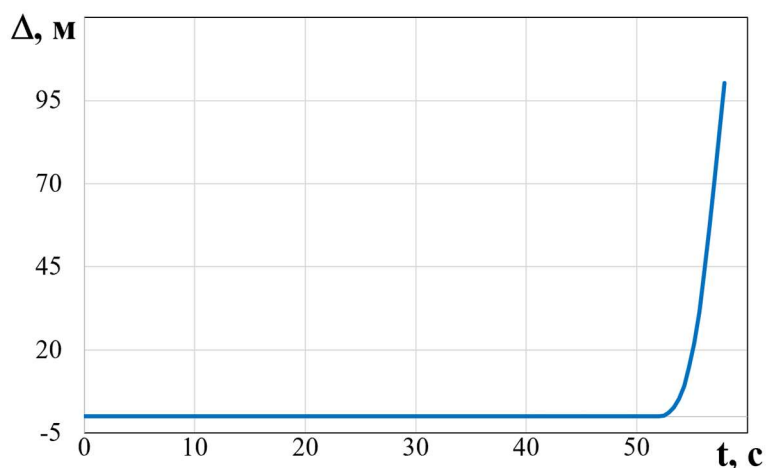


Рисунок 26 – Отклонение траектории от маршрута

Рассчитанное исходя из длины маршрута 7369 м и скорости полета ВС 213 км/ч время прохождения маршрута составило 124.5 с. Время прохождения маршрута, полученное в результате моделирования, составило 125 с. Таким образом, погрешность модели динамики полета в части расчета времени прохождения маршрута составила менее 0.4 %.

Облет нескольких препятствий в форме треугольника. Исходный маршрут полета состоит из двух точек:

- точка №1 с координатами (3000м; 2000м; 9724м);
- точка №2 с координатами (18977м; 2000м; 9655м).

Препятствия имеют следующие координаты вершин:

- препятствие №1:
 - вершина №1 с координатами (6632м; 2000м; 12108м);
 - вершина №2 с координатами (6586м; 2000м; 8165м);
 - вершина №3 с координатами (9276м; 2000м; 12131м).
- препятствие №2:
 - вершина №1 с координатами (12402м; 2000м; 6263м);
 - вершина №2 с координатами (13897м; 2000м; 10664м);
 - вершина №3 с координатами (15483м; 2000м; 6332м).

27. Схема исходного маршрута полета и препятствия на нем показаны на рисунке

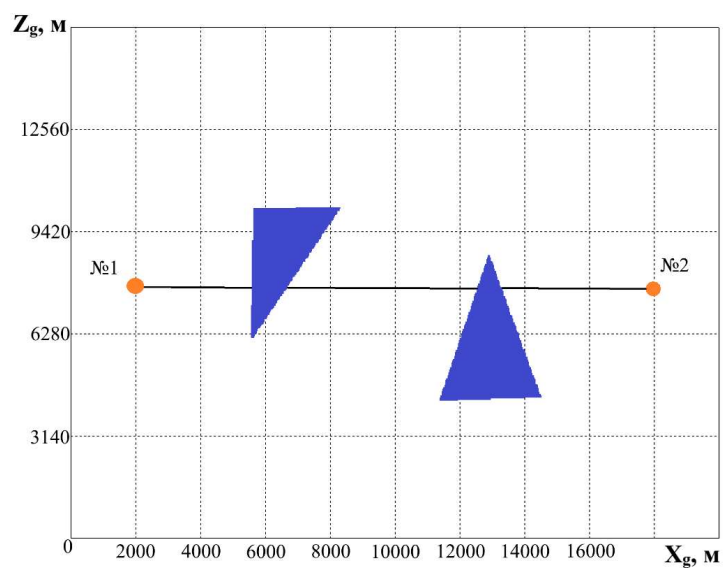


Рисунок 27 – Исходный маршрут полета с двумя препятствиями

Безопасный маршрут, построенный с помощью разработанного алгоритма представлен на рисунке 28. Маршрут полета показан зеленым цветом на рисунке 28, синим цветом показана траектория полета.

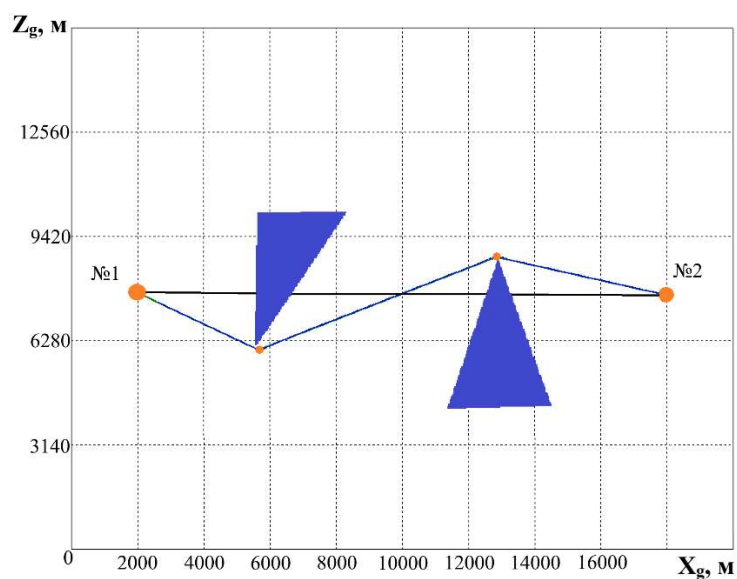


Рисунок 28 – Безопасный маршрут облета препятствий, построенный с помощью разработанного алгоритма

Безопасный маршрут, как следует из рисунка 28, включает четыре точки. По представленной выше формуле расчета, общая длина маршрута с учетом коридора безопасности составила 16878.8 м. Длина маршрута, рассчитанная при моделировании полета ВС, получилась равной 16989 м. Откуда погрешность в определении длины траектории в данном примере составила 0.65 %.

Расчетное время прохождения маршрута исходя из его длины 16878.8 м и скорости 150 км/ч составило 405 с. Время прохождения маршрута, полученное в результате моделирования, составило 409 с. Следовательно, погрешность в определении времени прохождения маршрута составила менее 1%.

Облет одиночного препятствия в вертикальной плоскости. Маршрут состоит из двух точек:

- точка №1 с координатами (2008м; 1000м; 4823м);
- точка №2 с координатами (9172м; 1000м; 4823м).

Препятствие имеет следующие координаты вершин:

- вершина №1 с координатами (3028м; 2000м; 5734м);
- вершина №2 с координатами (3028м; 2000м; 3223м);
- вершина №3 с координатами (8140м; 2000м; 3223м);
- вершина №4 с координатами (8140м; 2000м; 5734м).

Схема исходного маршрута полета и препятствия на нем показаны на рисунке 29.

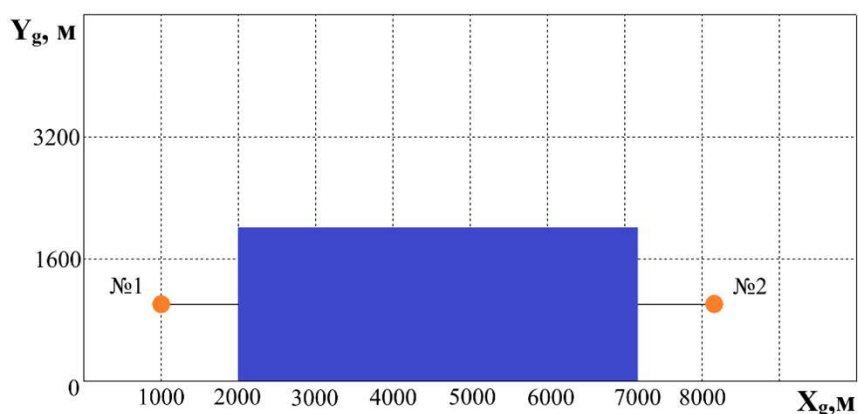


Рисунок 29 – Исходный маршрут полета с препятствием в вертикальной плоскости

Безопасный маршрут облета в вертикальной плоскости, перестроенный с помощью алгоритма представлен на рисунке 30.

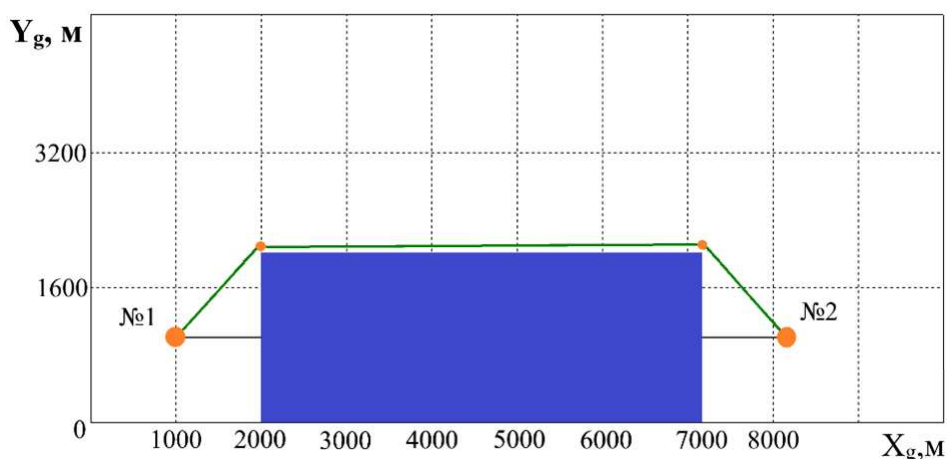


Рисунок 30 – Безопасный маршрут облета препятствия в вертикальной плоскости, построенный с помощью разработанного алгоритма

Безопасный маршрут имеет четыре точки. Добавились точки, в которых маршрут огибает препятствия. По представленной выше формуле расчета, общая длина маршрута, с учетом коридора безопасности составила 8048 м. Длина маршрута, рассчитанная при моделировании полета ВС, получилась равной 8140 м. Соответственно погрешность в данном примере по расстоянию составила 1.1 %.

Расчетное время прохождения маршрута на скорости 100 км/ч составит 290 с. Время прохождения маршрута, рассчитанное с помощью разработанного алгоритма, составило 299 с. Следовательно, погрешность в определении времени прохождения маршрута составила менее 3.1%.

Исходя из приведенных выше результатов можно утверждать, что разработанные методика и алгоритм облета препятствий, модель динамики полета ВС работоспособны при построении и моделировании безопасного маршрута облета одиночного препятствия, нескольких препятствий в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

2.4.3 Задача облета одного препятствия в горизонтальной плоскости

Исходный маршрут полета задан двумя точками (№1 и №2). Пролет от точки №1 к точке №2 невозможен в силу наличия на пути следования одиночного препятствия сложной формы. Исходный маршрут полета и препятствие показаны на рисунке 31:

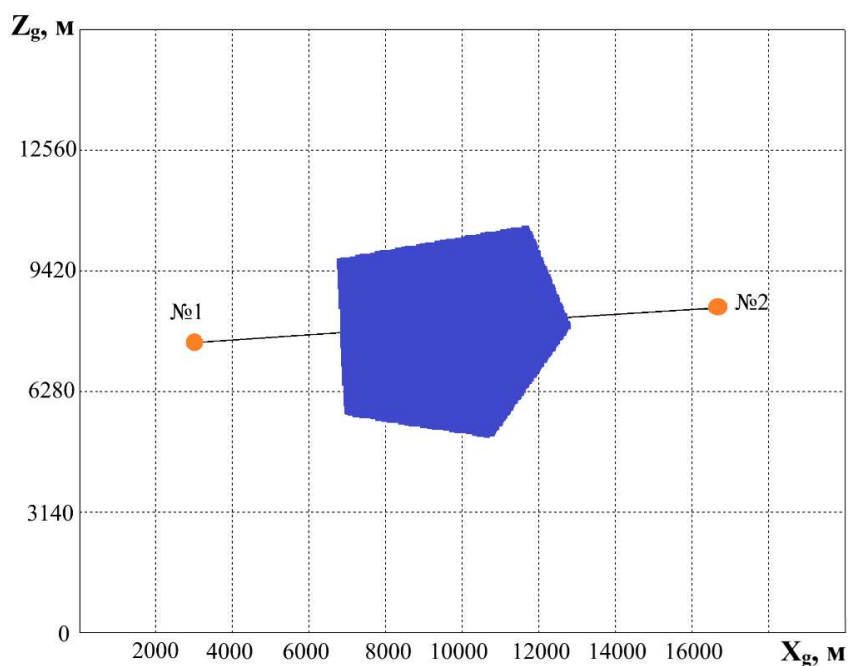


Рисунок 31 – Исходный маршрут и препятствие

Полученные с использованием разработанного алгоритма альтернативные безопасные маршруты облета препятствия представлены на рисунке 32. Длины полученных маршрутов полета:

- 1) №1 (желтая линия на рисунке 32) - 14846 м;
- 2) №2 (красная линия на рисунке 32) - 15113 м.

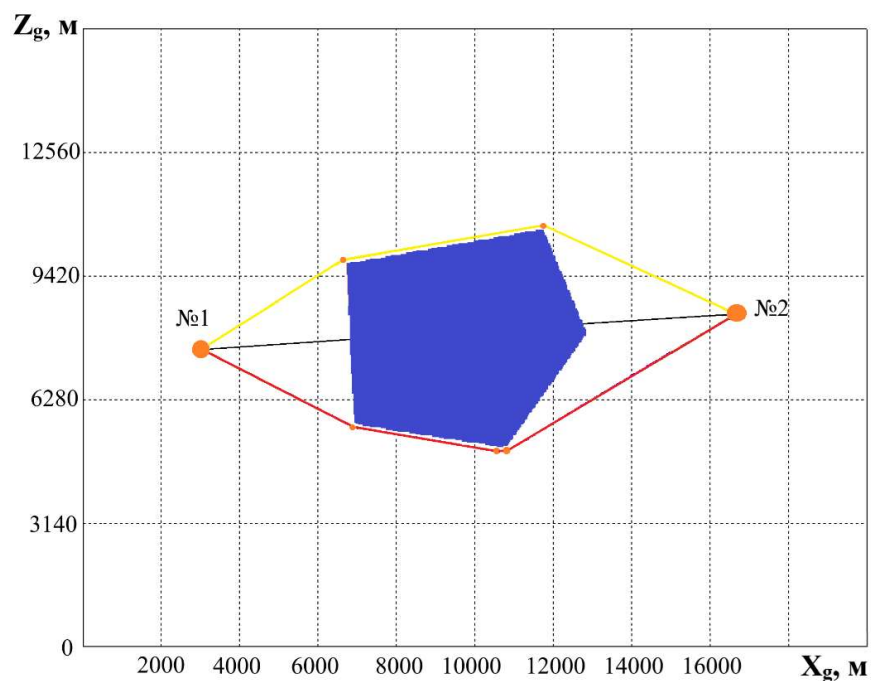


Рисунок 32 – Варианты облета препятствия

Маршрут полета при реализации **маршрута №1** показан желтым цветом, на рисунке 33 (полет с постоянной скоростью) и на рисунке 34 (полет с переменной скоростью), синим цветом на обоих рисунках показаны траектории полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета для траектории с постоянной скоростью показаны на рисунках 35 и 36, для траектории с переменной скоростью – на рисунках 38 и 39. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с постоянной скоростью представлена на рисунке 37, для траектории с переменной скоростью – на рисунке 40.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете с постоянной и переменной скоростями связан с выходом ВС на ограничения по углу крена ($\gamma_{\text{макс}} = \pm 30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 13 с при переменной скорости и 11 с при постоянной скорости.

Максимальная постоянная скорость полета по маршруту №1 составляет 241 км/ч. При этом время прохождения маршрута равно 223 с. Использование переменной скорости полета позволяет уменьшить время прохождения маршрута на

18 % до 183 с за счет разгона ВС на отдельных участках до 500 км/ч при минимальной скорости на траектории 238 км/ч (рисунок 41). Отметим примерно одинаковый диапазон изменения перегрузки ($1 \dots 1.15$) и крена ($-30^\circ \dots 16^\circ$) при реализации траекторий с постоянной и переменной скоростями.

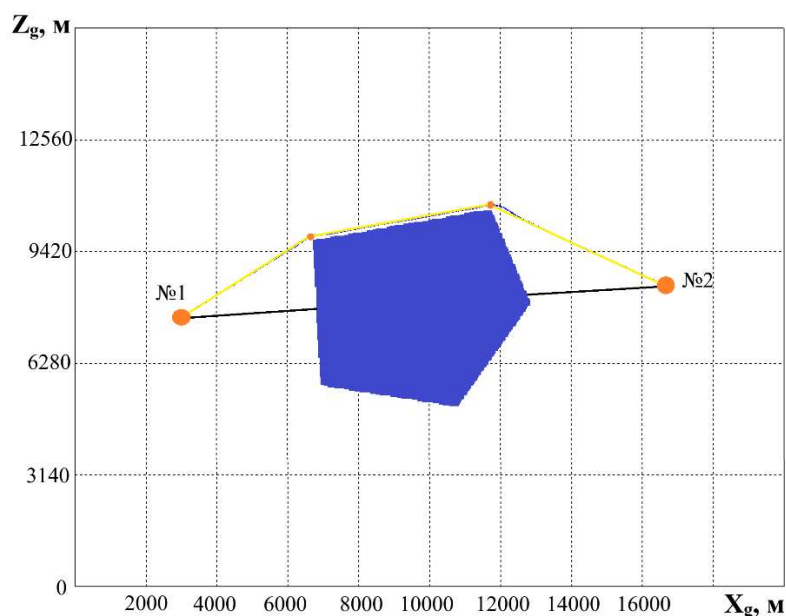


Рисунок 33 – Маршрут и траектория полета (маршрут №1, $V=\text{const}$)

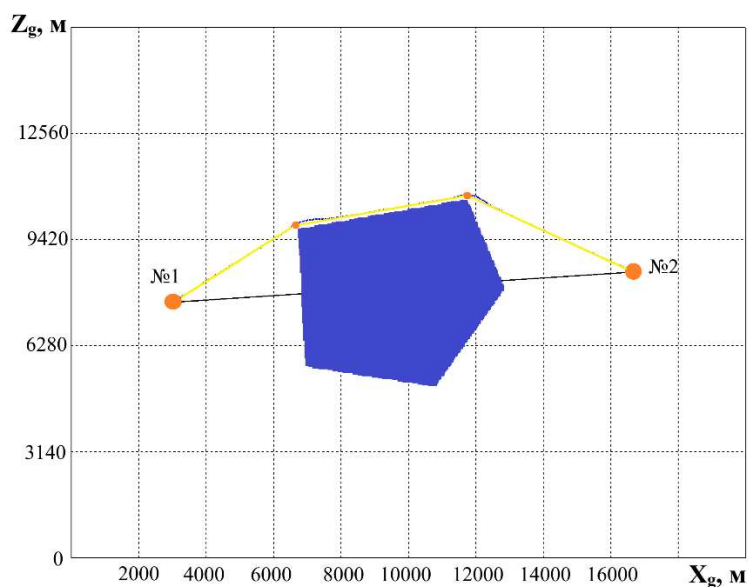


Рисунок 34 – Маршрут и траектория полета (маршрут №1, $V=\text{var}$)

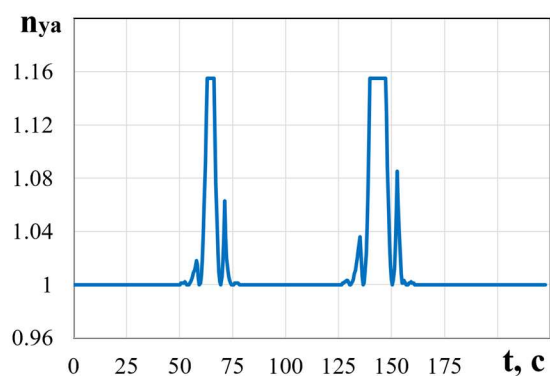


Рисунок 35 – Изменения нормальной перегрузки (маршрут №1, $V=\text{const}$)

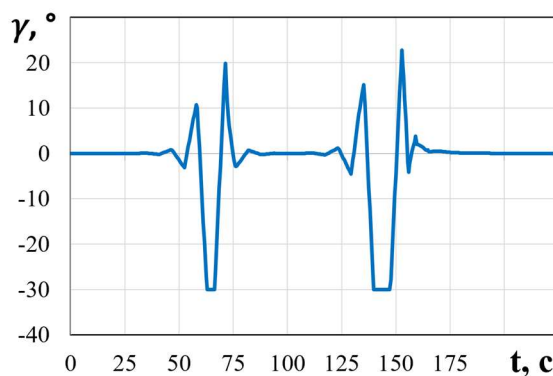


Рисунок 36 – Изменение угла крена (маршрут №1, $V=\text{const}$)

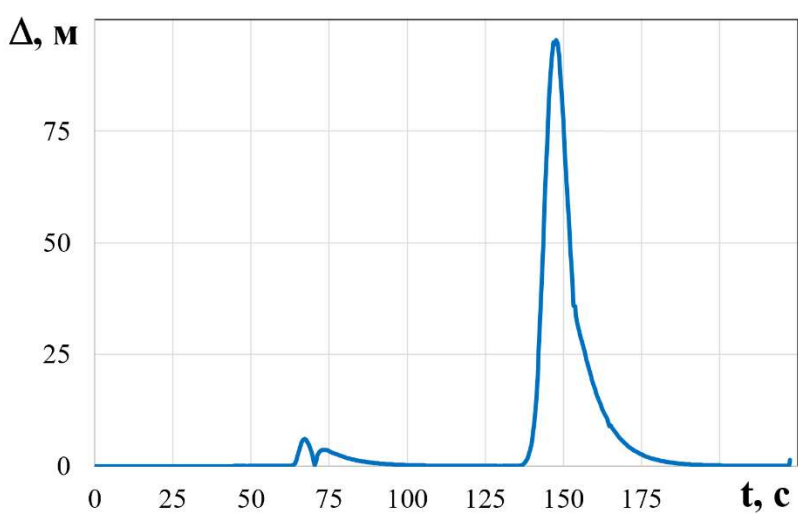


Рисунок 37 – Отклонение траектории от маршрута №1 ($V=\text{const}$)

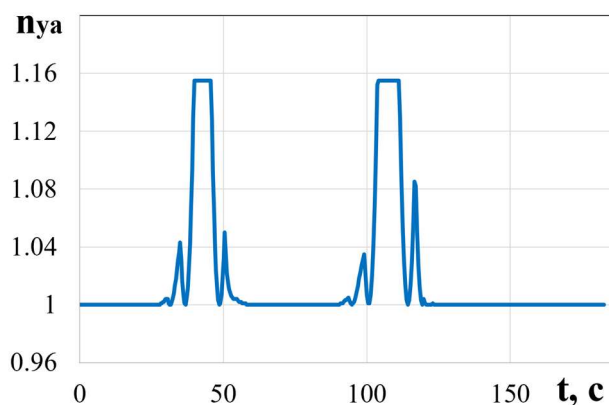


Рисунок 38 – Изменения нормальной перегрузки (маршрут №1, $V=\text{var}$)

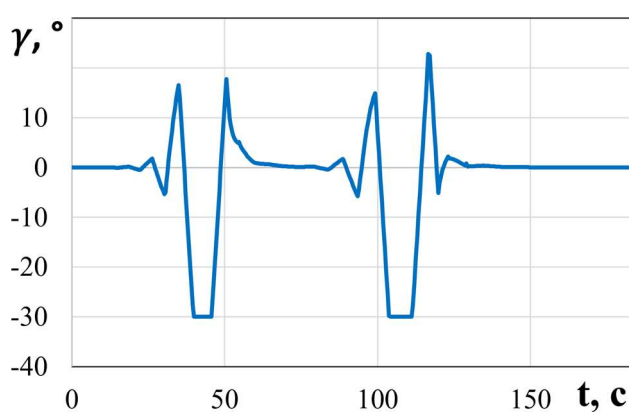


Рисунок 39 – Изменение угла крена (маршрут №1, $V=\text{var}$)

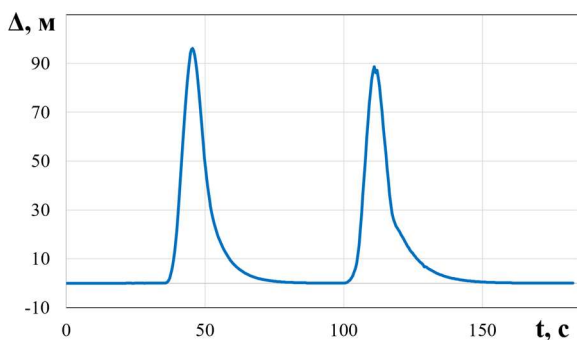


Рисунок 40 – Отклонение траектории от маршрута №1 ($V=var$)

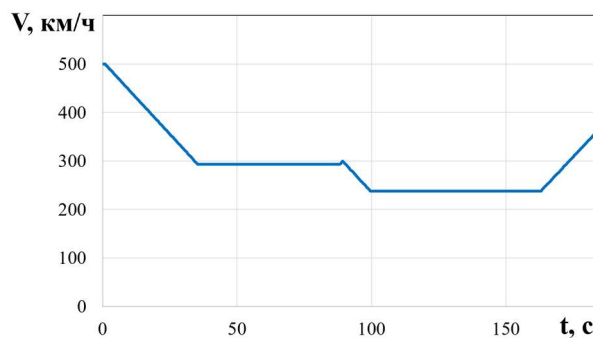


Рисунок 41 – Изменение скорости при пролете по маршруту №1

Маршрут полета при реализации **маршрута №2** показан красным цветом на рисунке 42 (полет с постоянной скоростью) и на рисунке 43 (полет с переменной скоростью), синим цветом на обоих рисунках показаны траектории полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета для траектории с постоянной скоростью показаны на рисунках 44 и 45, для траектории с переменной скоростью – на рисунках 47 и 48. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с постоянной скоростью представлена на рисунке 46, для траектории с переменной скоростью – на рисунке 49.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете с постоянной и переменной скоростями связан с выходом ВС на ограничения по углу крена ($\gamma_{\max} = \pm 30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 3 с при переменной скорости и 4 с при постоянной скорости.

Максимальная постоянная скорость полета по маршруту №2 составляет 184 км/ч. При этом время прохождения маршрута равно 297 с. Использование переменной скорости полета позволяет уменьшить время прохождения маршрута на 29 % до 210 с за счет разгона ВС на отдельных участках до 500 км/ч при минимальной скорости на траектории 183 км/ч (рисунок 50). Отметим примерно одинаковый диапазон изменения перегрузки (1...1.15) и крена ($-15^\circ \dots 30^\circ$) при реализации траекторий с постоянной и переменной скоростями.

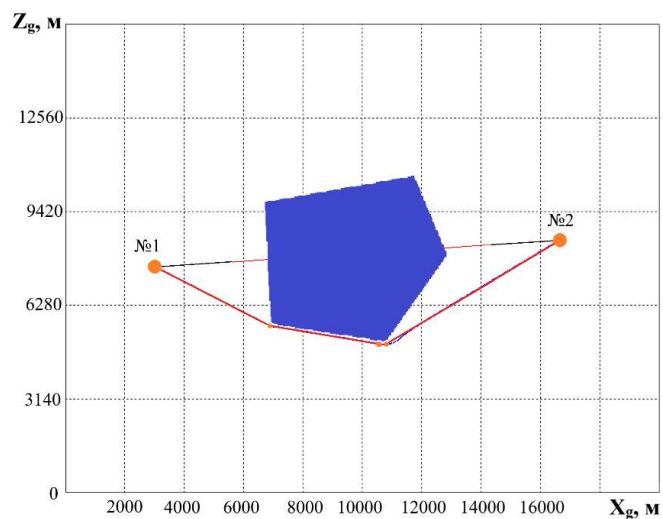


Рисунок 42 – Маршрут и траектория полета (маршрут №2, $V=\text{const}$)

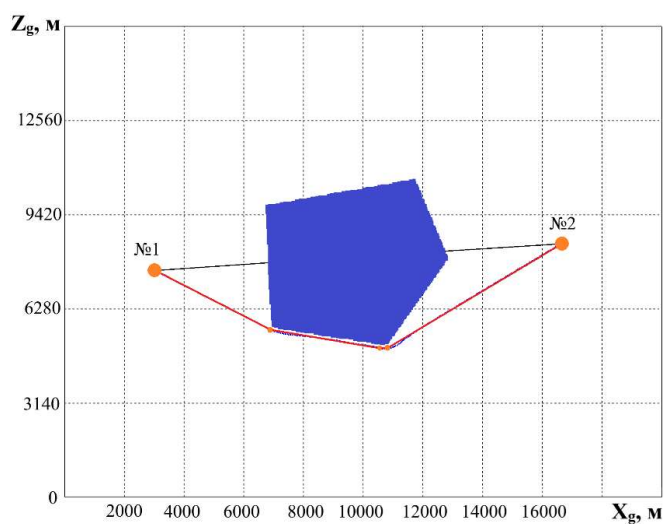


Рисунок 43 – Маршрут и траектория полета (маршрут №2, $V=\text{var}$)

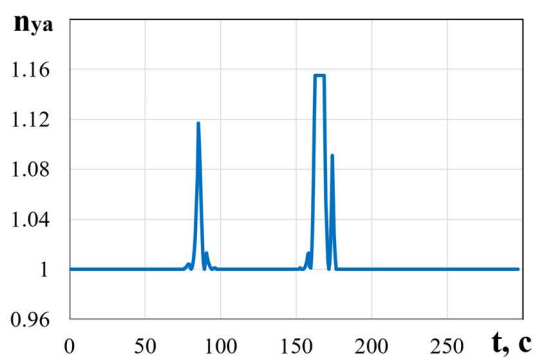


Рисунок 44 – Изменения нормальной перегрузки (маршрут №2, $V=\text{const}$)

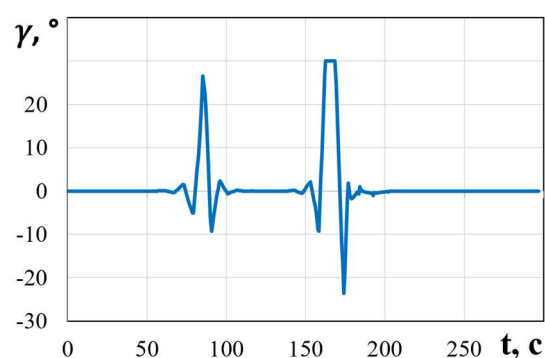


Рисунок 45 – Изменение угла крена (маршрут №2, $V=\text{const}$)

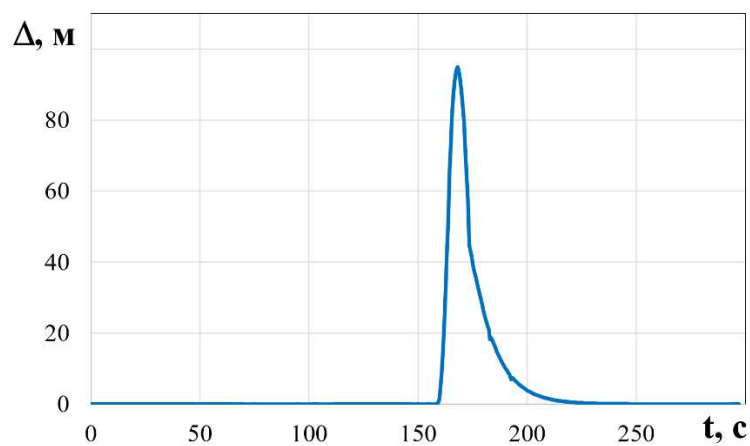


Рисунок 46 – Отклонение траектории от маршрута №2 ($V=\text{const}$)

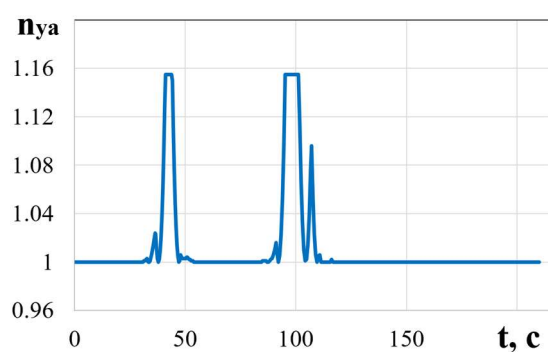


Рисунок 47 – Изменения нормальной перегрузки (маршрут №2, $V=\text{var}$)

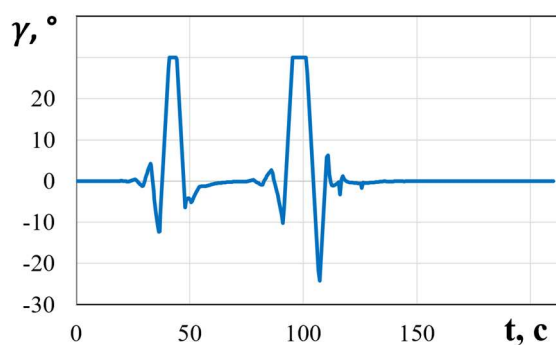


Рисунок 48 – Изменение угла крена (маршрут №2, $V=\text{var}$)

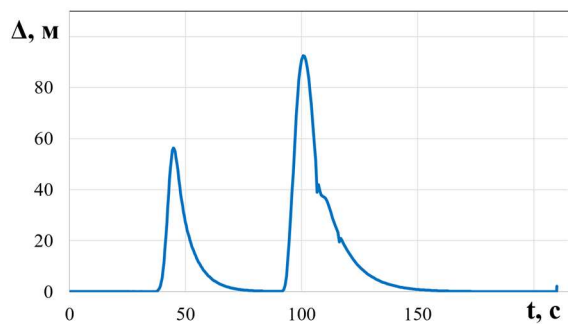


Рисунок 49 – Отклонение траектории от маршрута №2 ($V=\text{var}$)

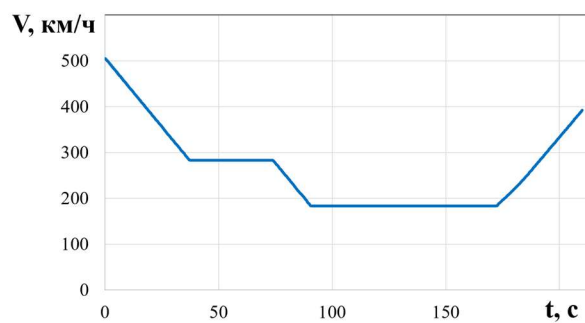


Рисунок 50 – Изменение скорости при пролете по маршруту №2

2.4.4 Задача облета нескольких препятствий в горизонтальной плоскости

Исходный маршрут полета задан двумя точками (№1 и №2). Пролет от точки №1 к точке №2 невозможен в силу наличия на пути следования препятствия сложной формы. Кроме того, в районе маршрута полета присутствует второе препятствия в виде круга. Исходный маршрут полета и препятствия показаны на рисунке 51.

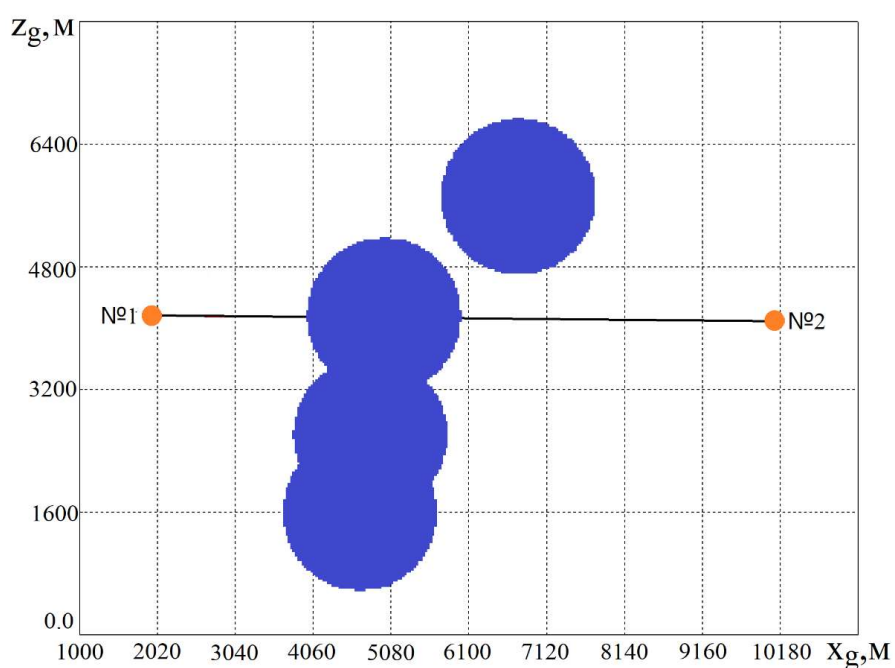


Рисунок 51 – Исходный маршрут и препятствия

Полученные с использованием разработанного алгоритма альтернативные безопасные маршруты облета препятствий представлены на рисунке 52. Полученные маршруты имеют следующие протяженности:

- 1) №1 (желтая линия на рисунке 52) - 9936 м;
- 2) №3 (зеленая линия на рисунке 52) - 8593 м;
- 3) №4 (синяя линия на рисунке 52) - 11327 м.

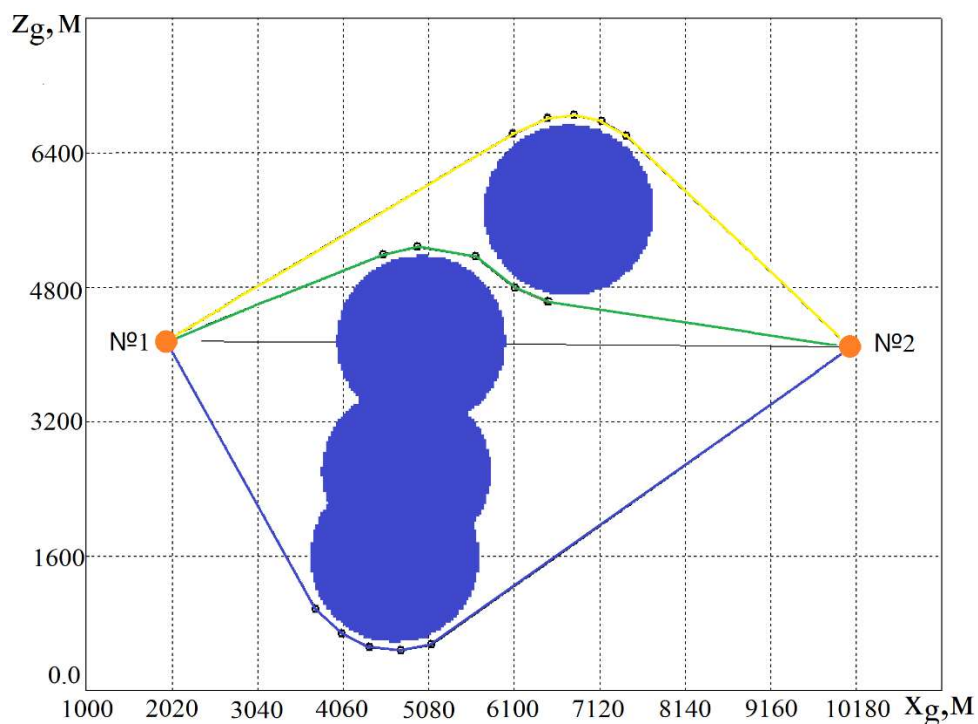


Рисунок 52 – Варианты облета препятствия

Маршрут полета при реализации **маршрута №1** показан желтым цветом на рисунке 53 (полет с постоянной скоростью) и на рисунке 54 (полет с переменной скоростью), синим цветом на обоих рисунках показаны траектории полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета для траектории с постоянной скоростью показаны на рисунках 55 и 56, для траектории с переменной скоростью – на рисунках 58 и 59. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с постоянной скоростью представлена на рисунке 57, для траектории с переменной скоростью – на рисунке 60.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете с постоянной и с переменной скоростью связан с выходом ВС на ограничение по углу крена ($\gamma_{\text{макс}} = -30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 16 с.

Максимальная постоянная скорость пролета по маршруту №1 составляет 285 км/ч. При этом время прохождения маршрута равно 126 с. Использование

переменной скорости полета позволяет уменьшить время прохождения по маршруту на 17% до 104 с за счет разгона ВС на отдельных участках до 545 км/ч при минимальной скорости на траектории 285 км/ч (рисунок 61). Отметим примерно одинаковый диапазон изменения перегрузки (1...1.15) и крена (-30...+15) при реализации траекторий с постоянной и переменной скоростями.

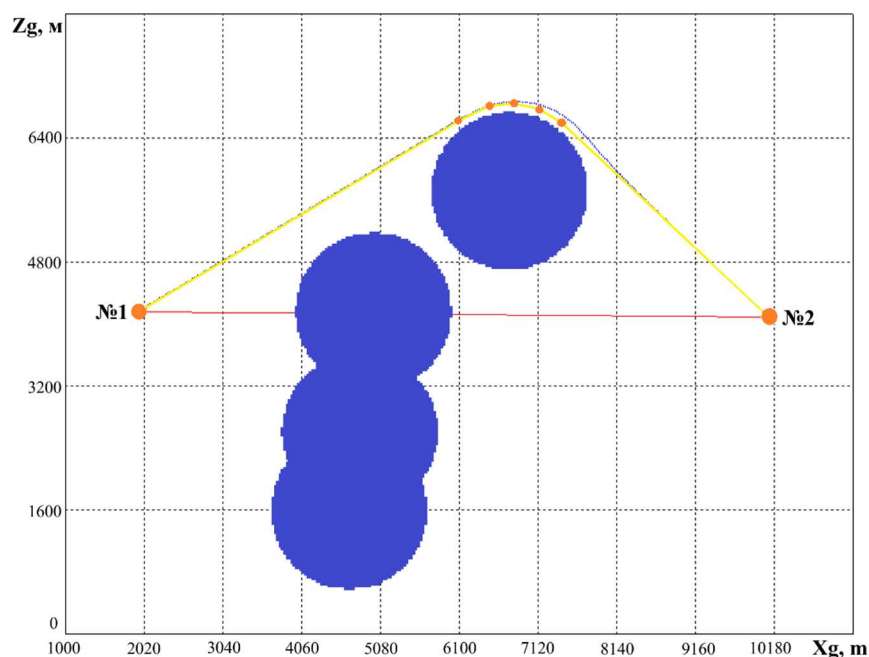


Рисунок 53 – Маршрут и траектория полета (маршрут №1, $V=\text{const}$)

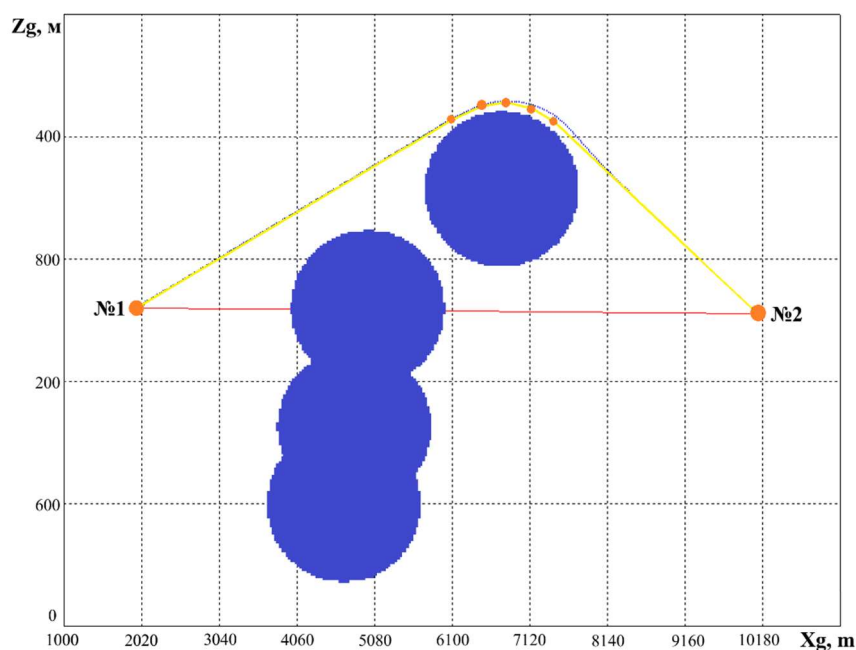


Рисунок 54 – Маршрут и траектория полета (маршрут №1, $V=\text{var}$)

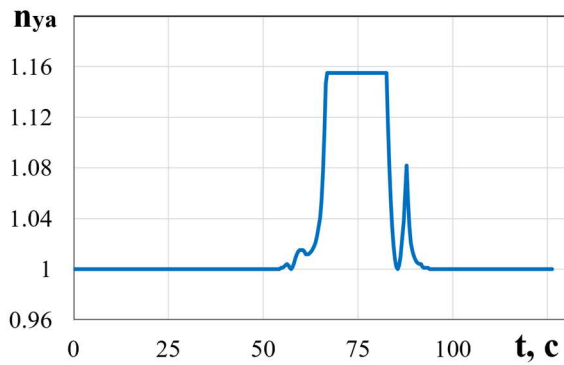


Рисунок 55 – Изменения нормальной перегрузки (маршрут №1, $V=\text{const}$)

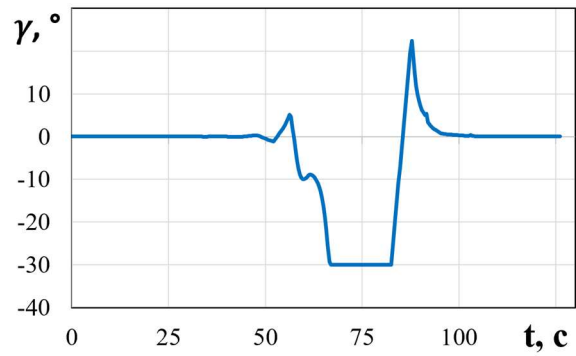


Рисунок 56 – Изменение угла крена (маршрут №1, $V=\text{const}$)

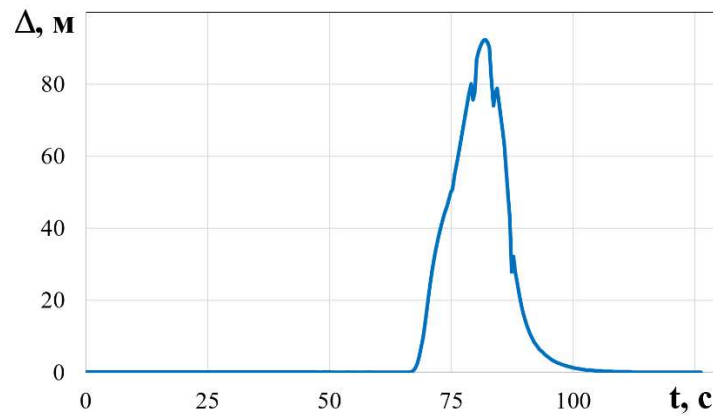


Рисунок 57 – Отклонение траектории от маршрута №1 ($V=\text{const}$)

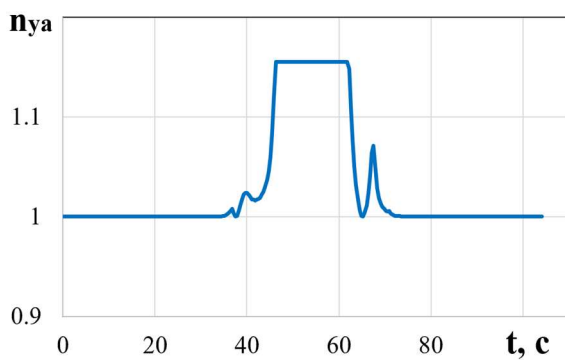


Рисунок 58 – Изменения нормальной перегрузки (маршрут №1, $V=\text{var}$)

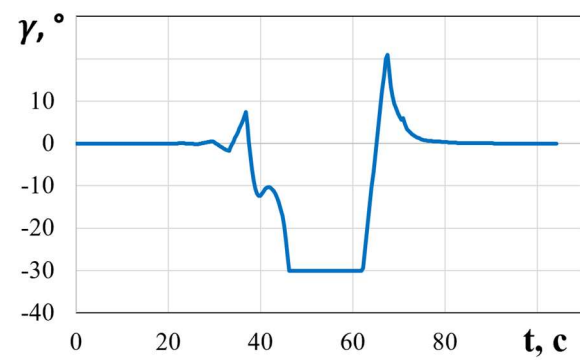


Рисунок 59 – Изменение угла крена (маршрут №1, $V=\text{var}$)

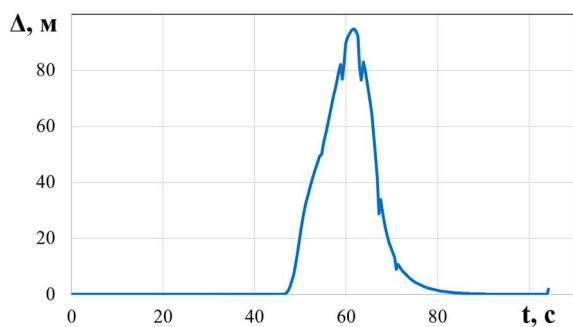


Рисунок 60 – Отклонение траектории от маршрута №1 ($V=\text{var}$)

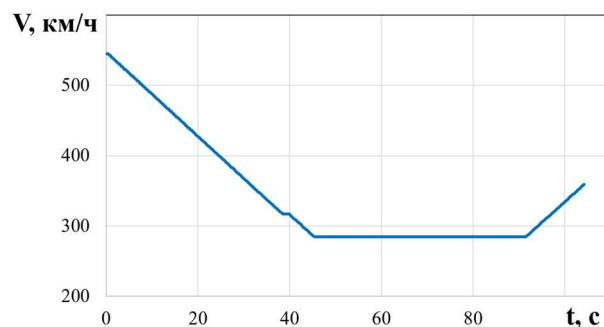


Рисунок 61 – Изменение скорости при пролете по маршруту №1

Маршрут полета при реализации **маршрута №2** показан зеленым цветом на рисунке 62 (полет с постоянной скоростью) и на рисунке 63 (полет с переменной скоростью), синим цветом на обоих рисунках показаны траектории полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета для траектории с постоянной скоростью показаны на рисунках 64 и 65, для траектории с переменной скоростью – на рисунках 67 и 68. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с постоянной скоростью представлена на рисунке 66, для траектории с переменной скоростью – на рисунке 70.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете с постоянной и с переменной скоростью связан с выходом ВС на ограничение по углу крена ($\gamma_{\text{макс}} = \pm 30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 5 с.

Максимальная постоянная скорость пролета по маршруту №2 составляет 169 км/ч. При этом время прохождения маршрута равно 183 с. Использование переменной скорости полета позволяет уменьшить время прохождения по маршруту на 25 % до 136 с за счет разгона ВС на отдельных участках до 395 км/ч при минимальной скорости на траектории 168 км/ч (рисунок 70). Отметим примерно одинаковый диапазон изменения перегрузки (1...1.15) и крена ($-30^\circ \dots 30^\circ$) при реализации траекторий с постоянной и переменной скоростями.

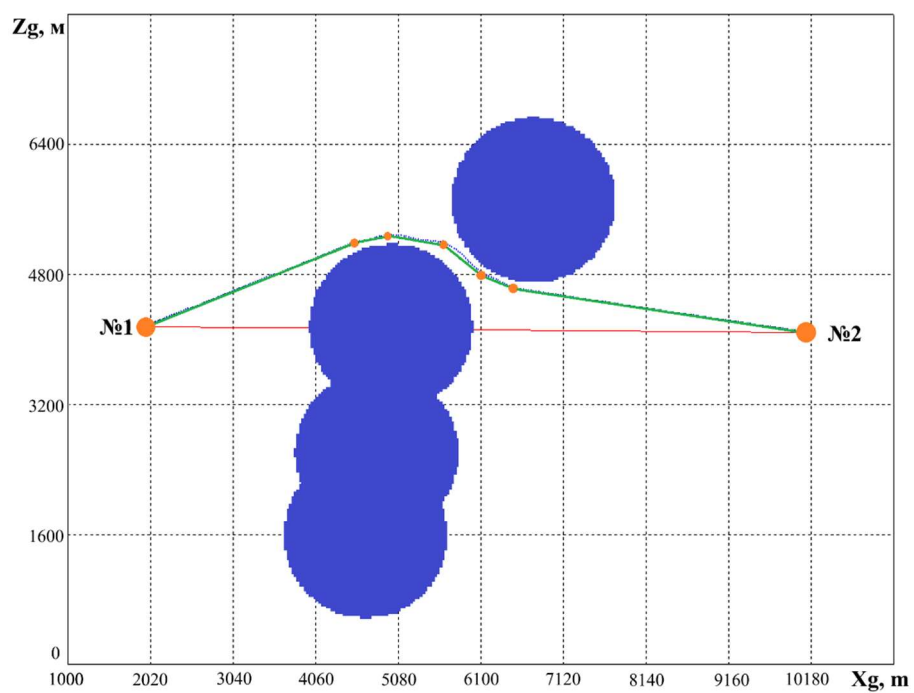


Рисунок 62 – Маршрут и траектория полета (маршрут №2, $V=\text{const}$)

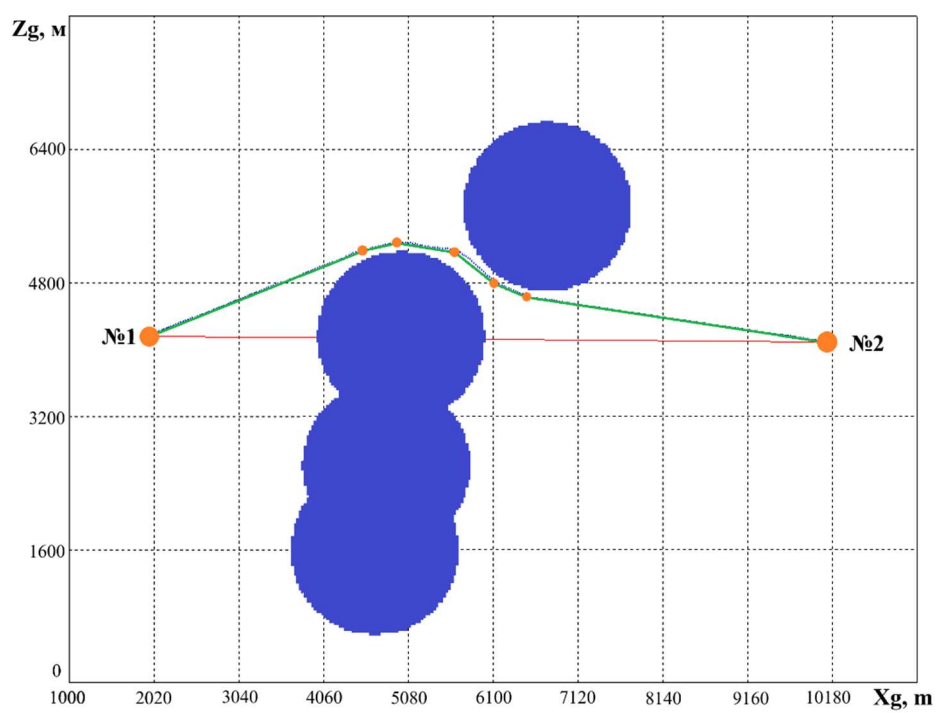


Рисунок 63 – Маршрут и траектория полета (маршрут №2, $V=\text{var}$)

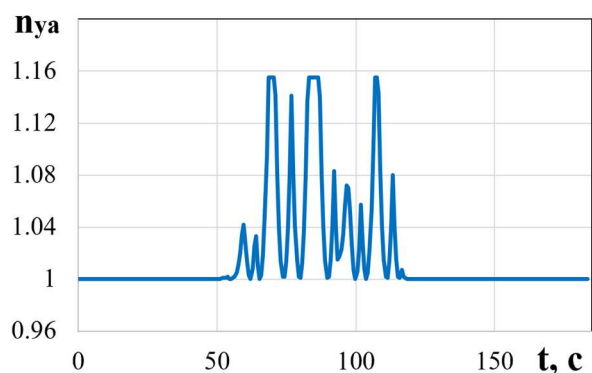


Рисунок 64 – Изменения нормальной перегрузки (маршрут №2, $V=const$)

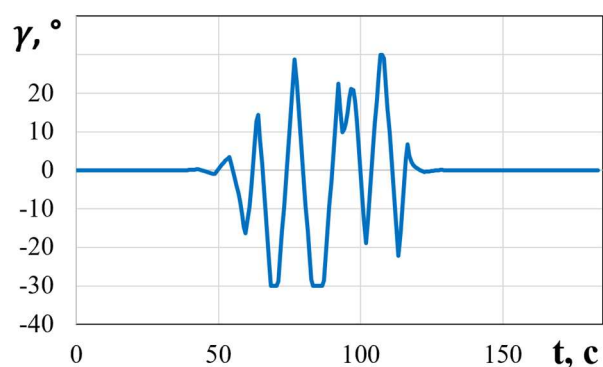


Рисунок 65 – Изменение угла крена (маршрут №2, $V=const$)

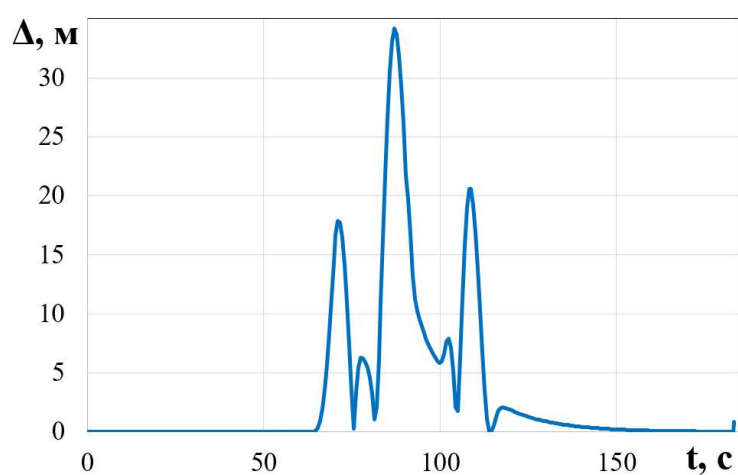


Рисунок 66 – Отклонение траектории от маршрута №2 ($V=const$)

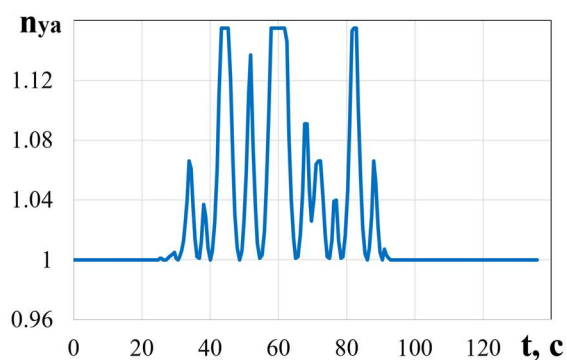


Рисунок 67 – Изменения нормальной перегрузки (маршрут №2, $V=var$)

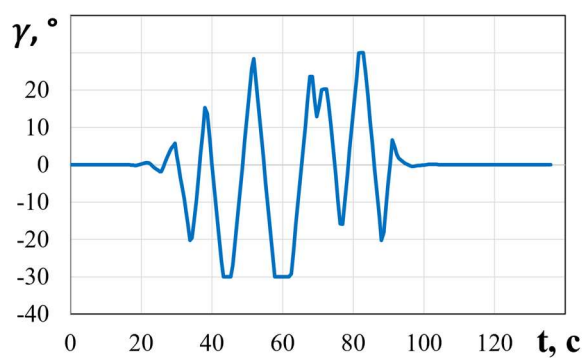


Рисунок 68 – Изменение угла крена (маршрут №2, $V=var$)

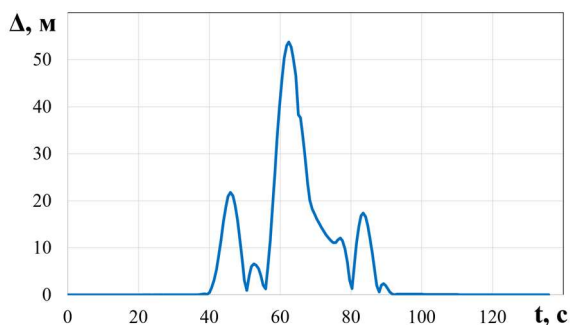


Рисунок 69 – Отклонение траектории от маршрута №2 ($V=var$)

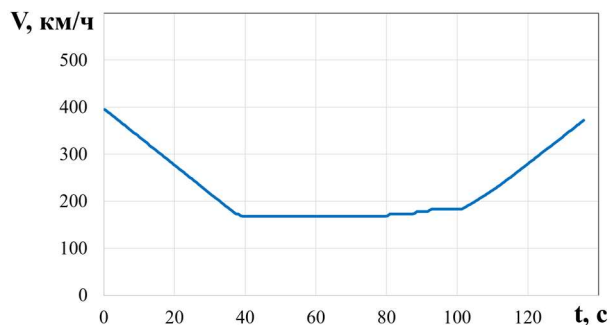


Рисунок 70 – Изменение скорости при пролете по маршруту №2

Маршрут полета при реализации **маршрута №3** показан синим цветом на рисунке 62 (полет с постоянной скоростью) и на рисунке 63 (полет с переменной скоростью), синим цветом на обоих рисунках показаны траектории полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета для траектории с постоянной скоростью показаны на рисунках 73 и 74, для траектории с переменной скоростью – на рисунках 76 и 77. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с постоянной скоростью представлена на рисунке 75, для траектории с переменной скоростью – на рисунке 78.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете с постоянной и с переменной скоростью связан с выходом ВС на ограничение по углу крена ($\gamma_{\max}=30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 23 с.

Максимальная постоянная скорость пролета по маршруту №3 составляет 289 км/ч. При этом время прохождения маршрута равно 142 с. Использование переменной скорости полета позволяет уменьшить время прохождения по маршруту на 15% до 120 с за счет разгона ВС на отдельных участках до 486 км/ч при минимальной скорости на траектории 290 км/ч (рисунок 79). Отметим примерно одинаковый диапазон изменения перегрузки (1...1.15) и крена ($-15^\circ \dots 30^\circ$) при реализации траекторий с постоянной и переменной скоростями.

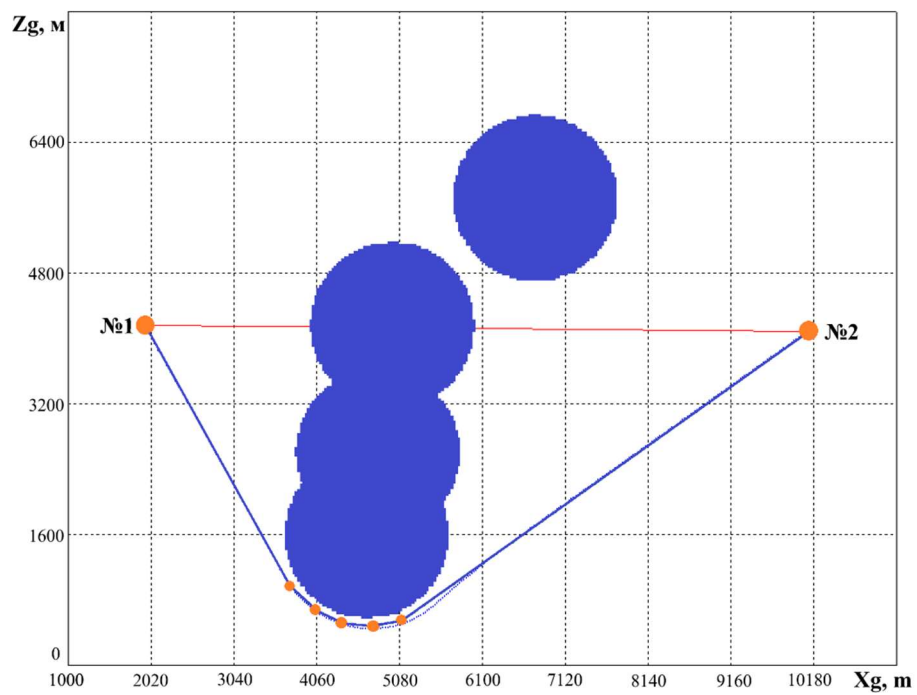


Рисунок 71 – Маршрут и траектория полета (маршрут №3, $V=\text{const}$)

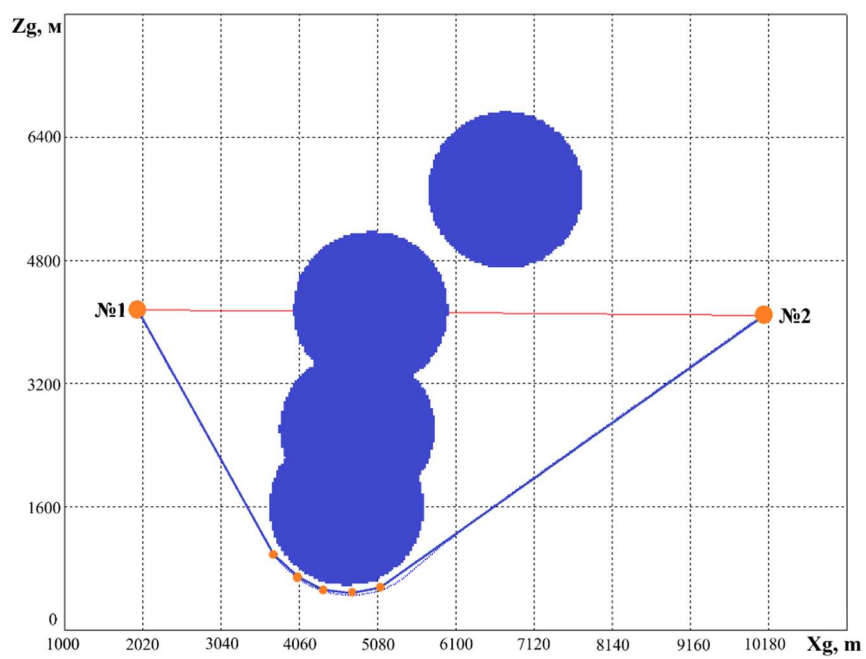


Рисунок 72 – Маршрут и траектория полета (маршрут №3, $V=\text{var}$)

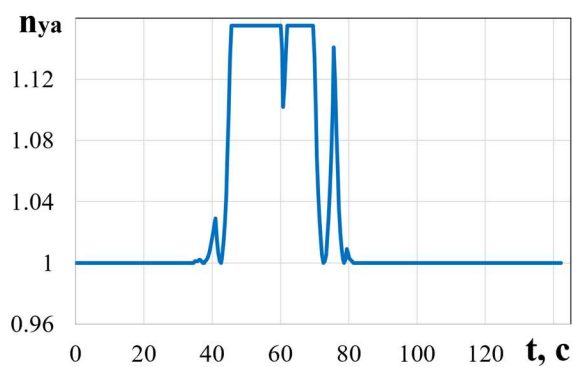


Рисунок 73 – Изменения нормальной перегрузки (маршрут №3, $V=\text{const}$)

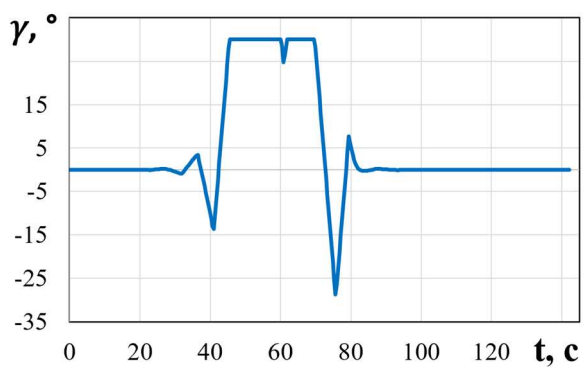


Рисунок 74 – Изменение угла крена (маршрут №3, $V=\text{const}$)

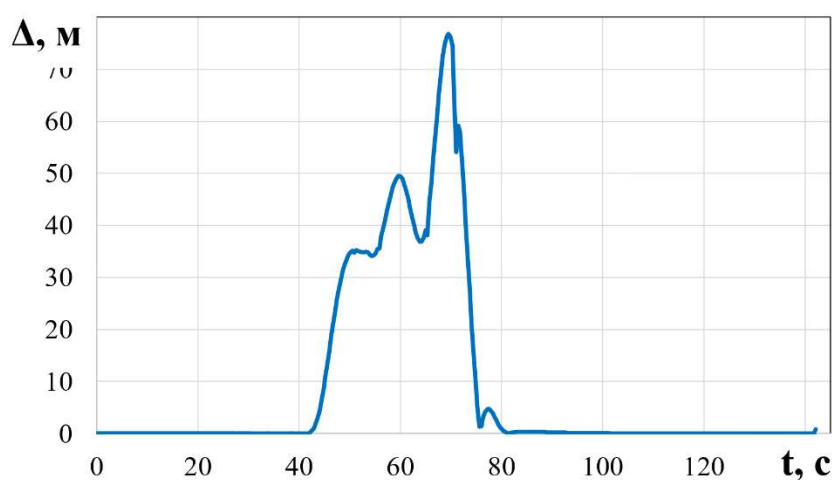


Рисунок 75 – Отклонение траектории от маршрута №3 ($V=\text{const}$)

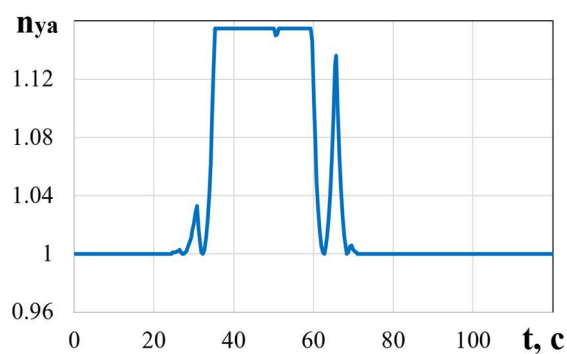


Рисунок 76 – Изменения нормальной перегрузки (маршрут №3, $V=\text{var}$)

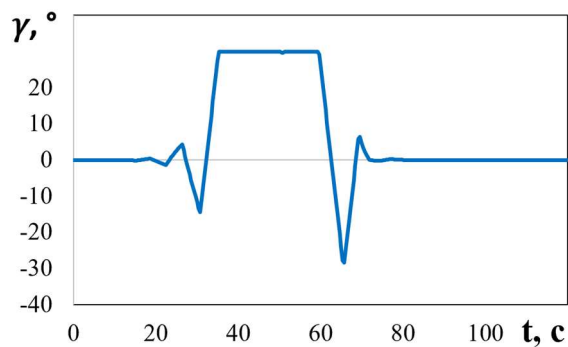


Рисунок 77 – Изменение угла крена (маршрут №3, $V=\text{var}$)

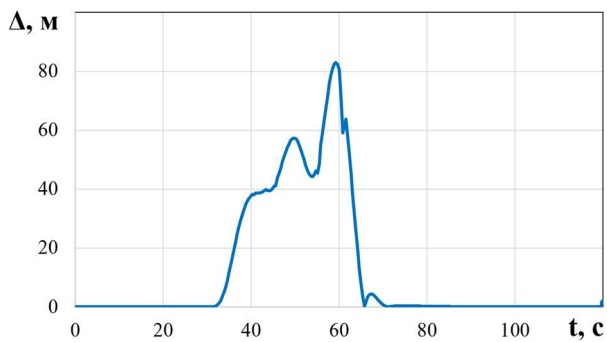


Рисунок 78 – Отклонение траектории от маршрута №3 ($V=var$)

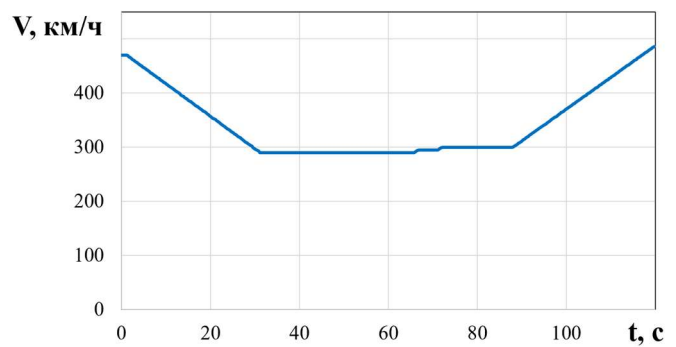


Рисунок 79 – Изменение скорости при пролете по маршруту №3

На рисунке 80 показан маршрут, а синим цветом траектория полета по маршруту №2 при допустимой скорости ВС на траектории в 200 км/ч. Видно, что невозможность реализации указанного маршрута связана с выходом на ограничение по крену (рисунок 81). В этом случае ВС вынуждено сходит с заданного маршрута полета, что приводит к недопустимому сближению с препятствием.

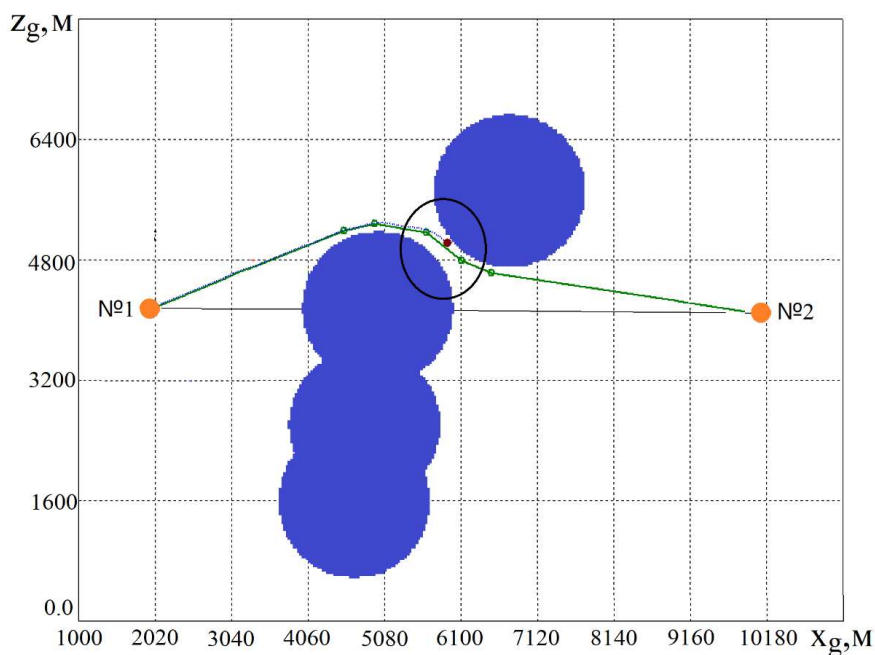


Рисунок 80 – Проверка маршрута на реализуемость при скорости 250 км/ч

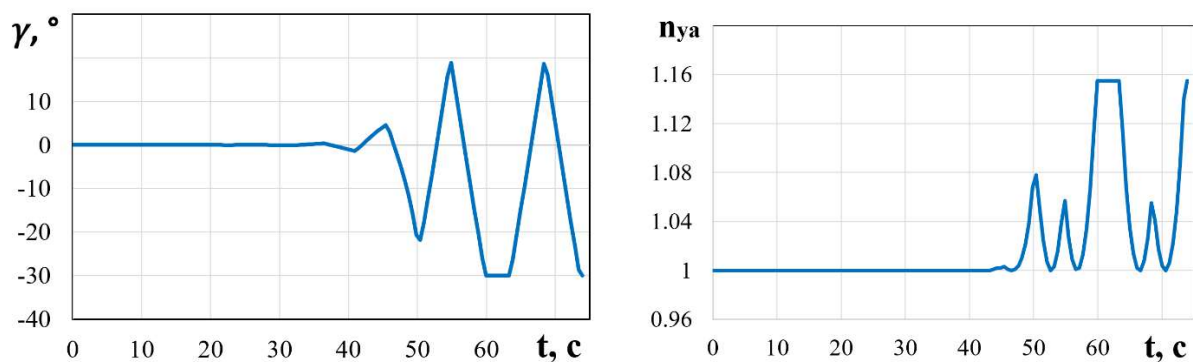


Рисунок 81 – График изменения нормальной перегрузки и крена при движении по маршруту на скорости 200 км/ч до точки схода

2.4.5 Задача облета наземных препятствий в вертикальной плоскости

Для решения задачи облета наземных препятствий рассмотрим пример маршрут с двумя точками (№1 и №2) и двумя группами препятствий, расположенных на маршруте. Исходный маршрут проходит на высоте 1100 метров и приведен на рисунке 82:

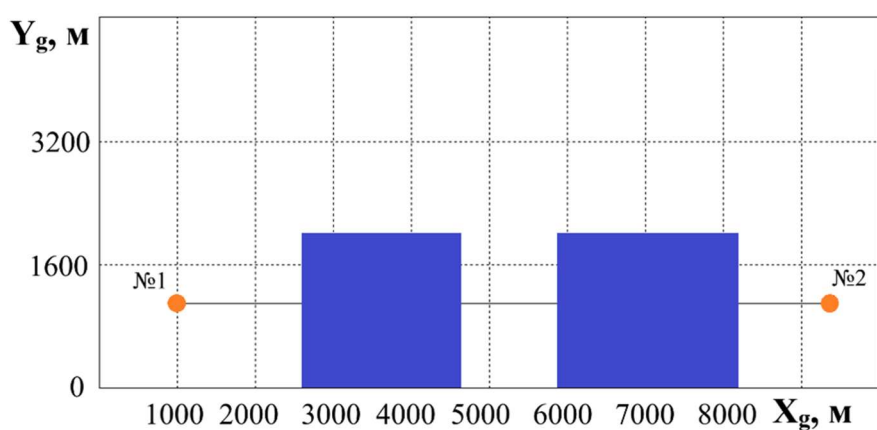


Рисунок 82 – Исходный маршрут и препятствие

Альтернативный безопасный маршрут, полученный с использованием разработанного алгоритма представлен на рисунке 83 и имеет протяженность – 9032 м.

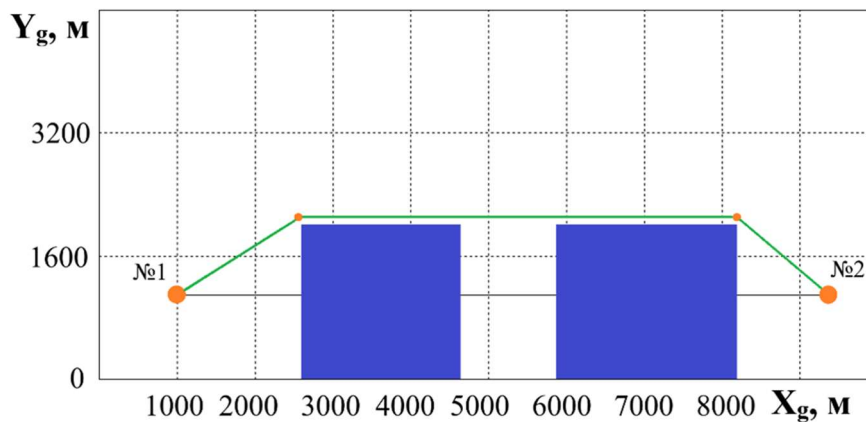


Рисунок 83 – Вариант облета препятствия

Маршрут полета при реализации маршрута показан на рисунке 84 (полет с постоянной скоростью) и на рисунке 85 (полет с переменной скоростью), синим цветом на обоих рисунках показаны траектории полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла наклона траектории) от времени полета для траектории с постоянной скоростью показаны на рисунках 86 и 87, для траектории с переменной скоростью – на рисунках 89 и 90. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с постоянной скоростью представлена на рисунке 88, для траектории с переменной скоростью – на рисунке 91.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете с переменной скоростью связан с выходом ВС на ограничение по нормальной перегрузке ($n_{ya \text{ макс}}=2$). Полет с предельной перегрузкой реализуется примерно в течении 4.4 с.

Максимальная постоянная скорость пролета по маршруту составляет 147 км/ч. Полет по данному маршруту возможен только на ВС вертолетного типа, из-за того, что полученная величина скорости, обеспечивающая безопасный пролет по маршруту, меньше минимальной эксплуатационной скорости ВС самолетного типа.

При этом время прохождения маршрута равно 224 с. Использование переменной скорости полета позволяет уменьшить время прохождения по маршруту на 38% до 138 с за счет разгона ВС на отдельных участках до 318 км/ч при минимальной скорости на траектории 208 км/ч (рисунок 92). Отметим примерно одинаковый диапазон изменения перегрузки (0.1...2) и наклона траектории (-55° ... $+45^{\circ}$) при реализации траекторий с постоянной и переменной скоростями.

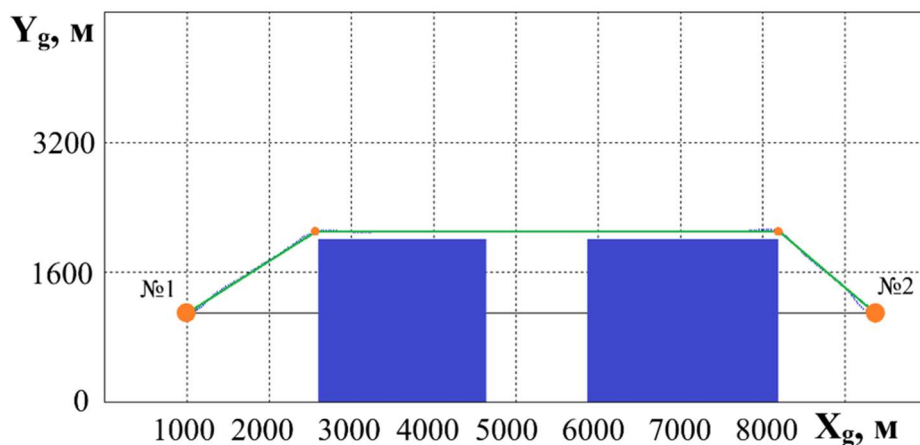


Рисунок 84 – Маршрут и траектория полета ($V=\text{const}$)

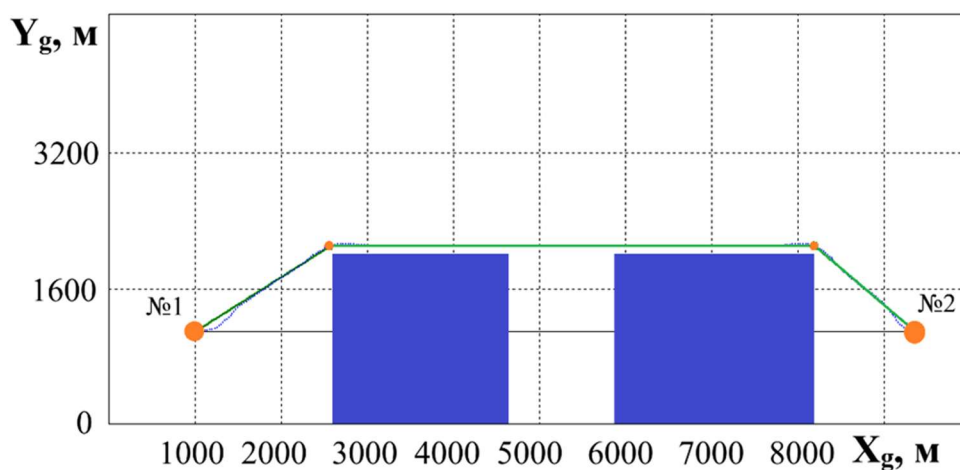


Рисунок 85 – Маршрут и траектория полета ($V=\text{var}$)

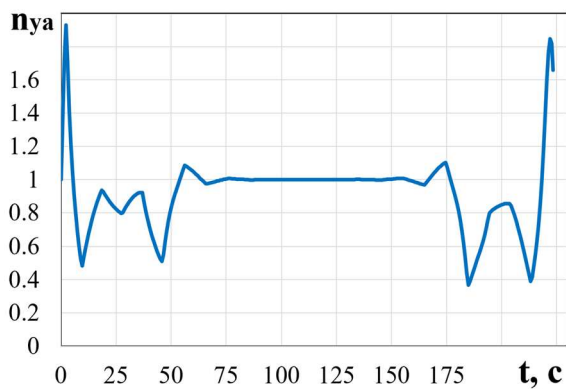


Рисунок 86 – Изменения нормальной перегрузки на маршруте ($V=\text{const}$)

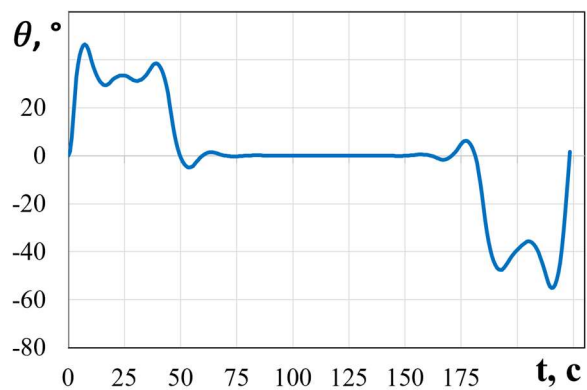


Рисунок 87 – Изменение угла наклона траектории на маршруте ($V=\text{const}$)

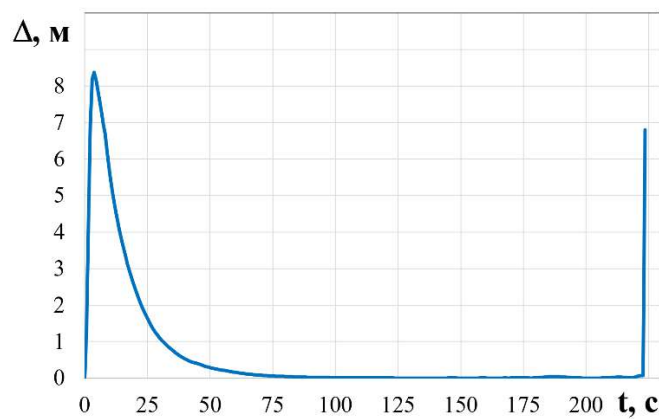


Рисунок 88 – Отклонение траектории при пролете по маршруту ($V=\text{const}$)

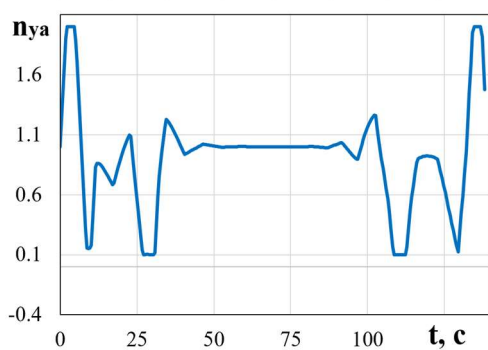


Рисунок 89 – Изменения нормальной перегрузки на маршруте ($V=\text{var}$)

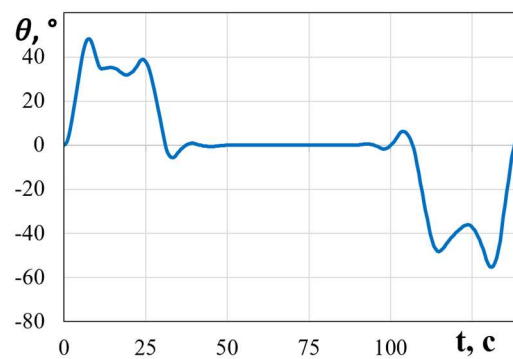


Рисунок 90 – Изменение угла наклона траектории на маршруте ($V=\text{var}$)

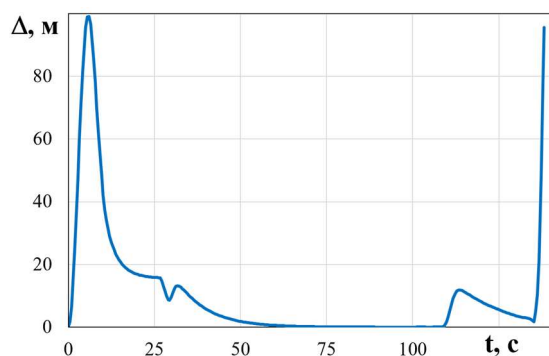


Рисунок 91 – Отклонение траектории при пролете по маршруту ($V=var$)

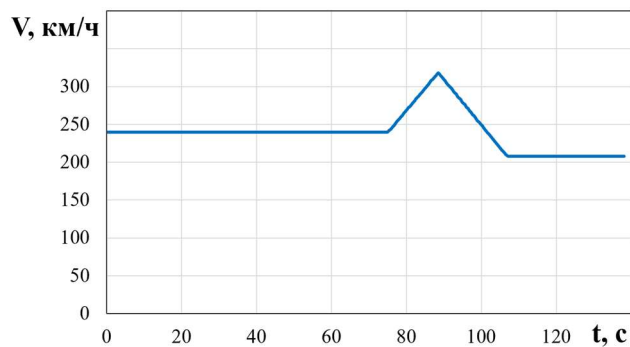


Рисунок 92 – Изменение скорости при пролете по маршруту

2.4.6 Задача облета воздушного препятствия в вертикальной плоскости

Для исследования работы алгоритма в вертикальной плоскости рассмотрим маршрут с двумя точками (№1 и №2) и препятствием прямоугольной формы, расположенных на маршруте. Исходный маршрут полета проходит на высоте 5000 м и приведен на рисунке 93:

Полученные с использованием разработанного алгоритма альтернативные безопасные маршруты облета препятствий представлены на рисунке 94. Полученные маршруты имеет следующие протяженности:

- 1) №1 (верхний желтая линии на рисунке 94) – 9367 м;
- 2) №2 (нижний красная линия на рисунке 94) – 13943 м.

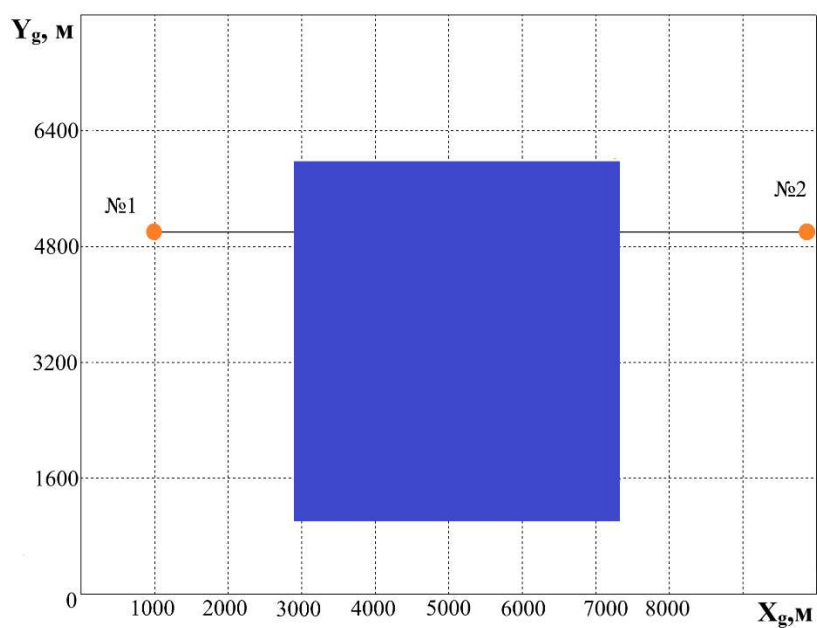


Рисунок 93 – Исходный маршрут и препятствие

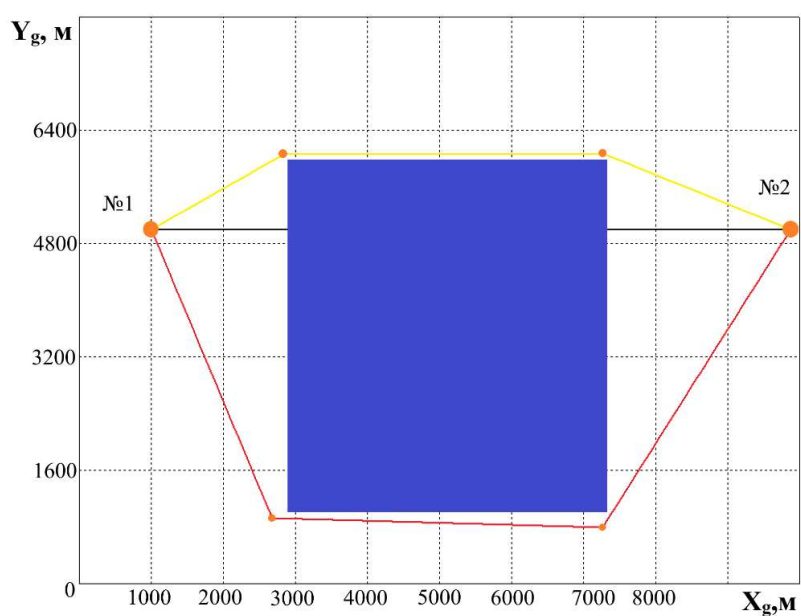


Рисунок 94 – Варианты облета препятствия

Маршрут полета при реализации **маршрута №1** показан желтым цветом на рисунке 95 (полет с постоянной скоростью) и на рисунке 96 (полет с переменной скоростью), синим цветом на обоих рисунках показаны траектории полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла наклона траектории) от времени полета для траектории с постоянной скоростью

показаны на рисунках 97 и 98, для траектории с переменной скоростью – на рисунках 100 и 101. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с постоянной скоростью представлена на рисунке 99, для траектории с переменной скоростью – на рисунке 102.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете с постоянной и с переменной скоростью связан с выходом ВС на ограничение по нормальной перегрузке ($n_{ya \text{ макс}}=2.3$). Полет с предельной перегрузкой реализуется примерно в течении 0.5 с.

Максимальная постоянная скорость пролета по маршруту №1 составляет 185 км/ч. Полет по данному маршруту возможен только на ВС вертолетного типа, из-за того, что полученная величина скорости, обеспечивающая безопасный пролет по маршруту, меньше минимальной эксплуатационной скорости ВС самолетного типа. При этом время прохождения маршрута равно 183 с. Использование переменной скорости полета позволяет уменьшить время прохождения по маршруту на 17% до 138 с за счет разгона ВС на отдельных участках до 276 км/ч при минимальной скорости на траектории 185 км/ч (рисунок 103). Отметим примерно одинаковый диапазон изменения перегрузки (0,081...2.3) и наклона траектории (-32...+43.8) при реализации траекторий с постоянной и переменной скоростями.

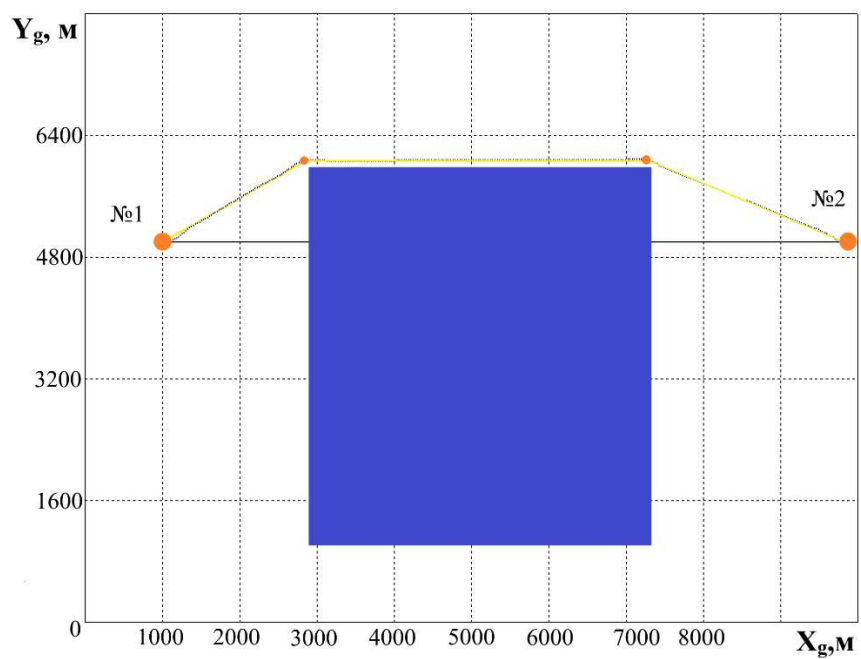


Рисунок 95 – Маршрут и траектория полета (маршрут №1, $V=\text{const}$)

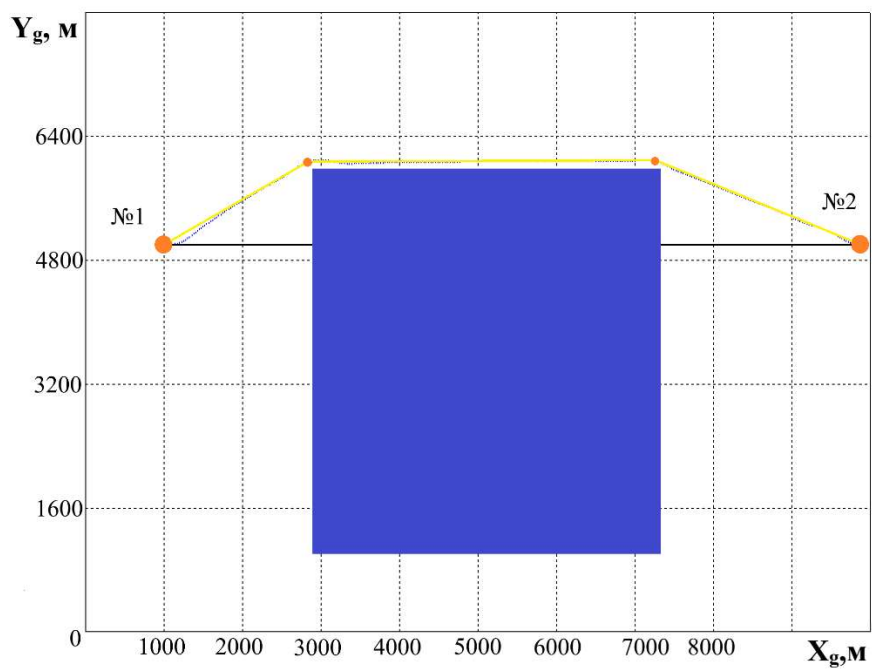


Рисунок 96 – Маршрут и траектория полета (маршрут №1, $V=\text{var}$)

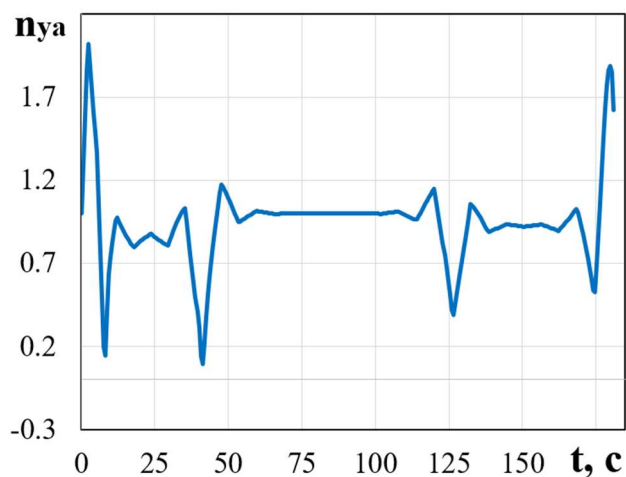


Рисунок 97 – Изменения нормальной перегрузки (маршрут №1, $V=\text{const}$)

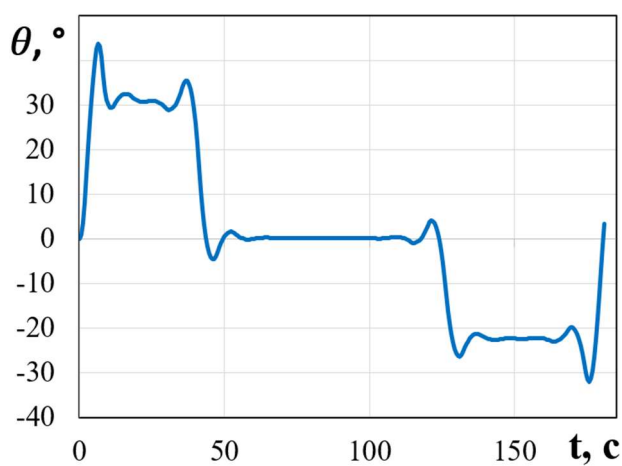


Рисунок 98 – Изменение угла наклона траектории (маршрут №1, $V=\text{const}$)

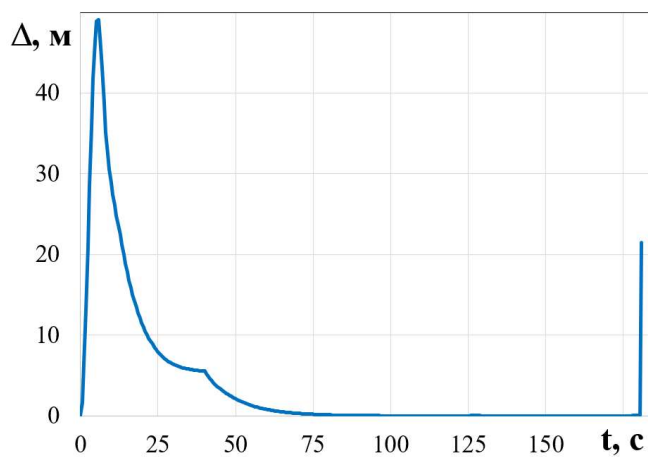


Рисунок 99 – Отклонение траектории от маршрута №1 ($V=\text{const}$)

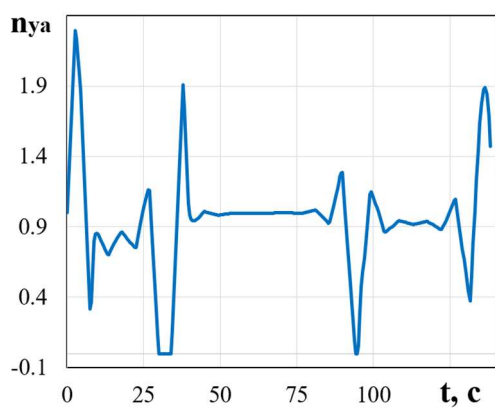


Рисунок 100 – Изменения нормальной перегрузки (маршрут №1, $V=\text{var}$)

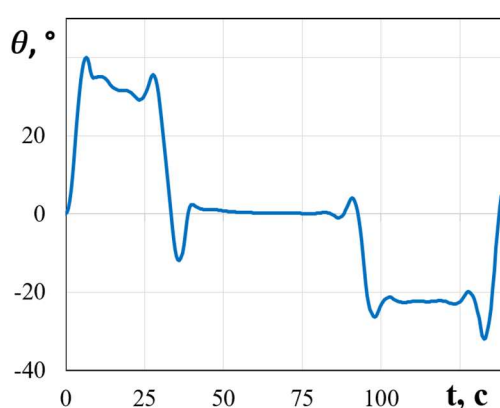


Рисунок 101 – Изменение угла наклона траектории (маршрут №1, $V=\text{var}$)

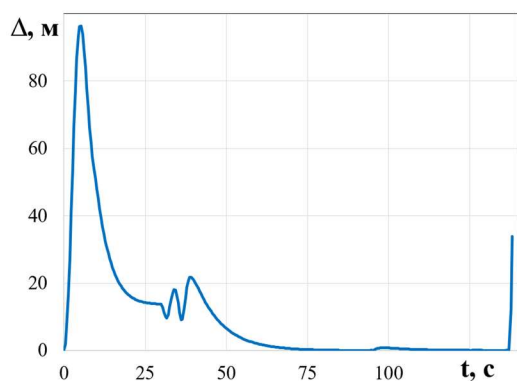


Рисунок 102 – Отклонение

траектории от маршрута №1 ($V=var$)

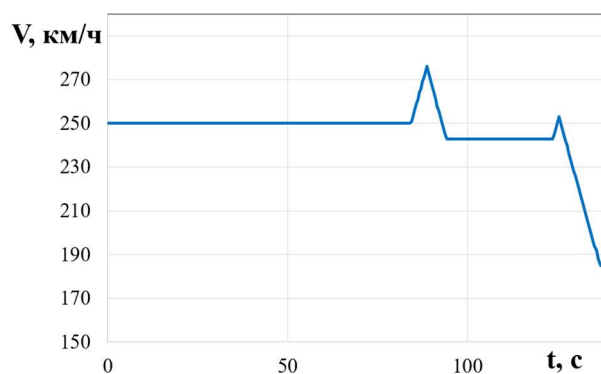


Рисунок 103 – Изменение скорости

при пролете по маршруту №1

Маршрут полета при реализации **маршрута №2** показан красным цветом на рисунке 104 (полет с постоянной скоростью) и на рисунке 105 (полет с переменной скоростью), синим цветом на обоих рисунках показаны траектории полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла наклона траектории) от времени полета для траектории с постоянной скоростью показаны на рисунках 106 и 107, для траектории с переменной скоростью – на рисунках 109 и 110. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с постоянной скоростью представлена на рисунке 108, для траектории с переменной скоростью – на рисунке 111.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете с переменной скоростью связан с выходом ВС на ограничение по нормальной перегрузке ($n_{ya \text{ макс}}=2$). Полет с предельной перегрузкой реализуется примерно в течении 0.5 с.

Максимальная постоянная скорость пролета по маршруту №2 составляет 107 км/ч. Полет по данному маршруту возможен только на ВС вертолетного типа, из-за того, что полученная величина скорости, обеспечивающая безопасный полет по маршруту, меньше минимальной эксплуатационной скорости ВС самолетного типа. При этом время прохождения маршрута равно 474 с. Использование переменной

скорости полета позволяет уменьшить время прохождения по маршруту на 12% до 418 с за счет разгона ВС на отдельных участках до 165 км/ч при минимальной скорости на траектории 107 км/ч (рисунок 112). Отметим примерно одинаковый диапазон изменения перегрузки ($0 \dots 1.47$) и угла наклона траектории ($-86 \dots +72$) при реализации траекторий с постоянной и переменной скоростями.

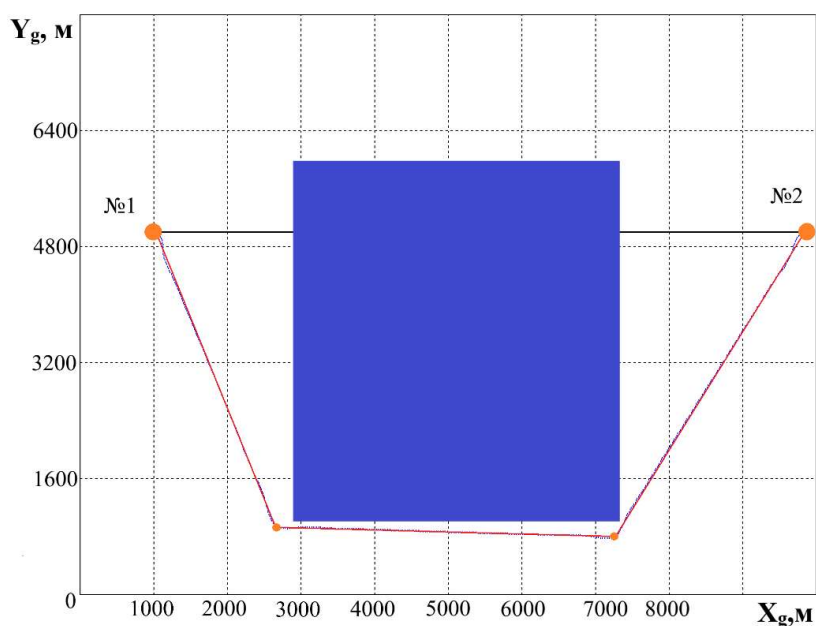


Рисунок 104 – Маршрут и траектория полета (маршрут №2, $V=\text{const}$)

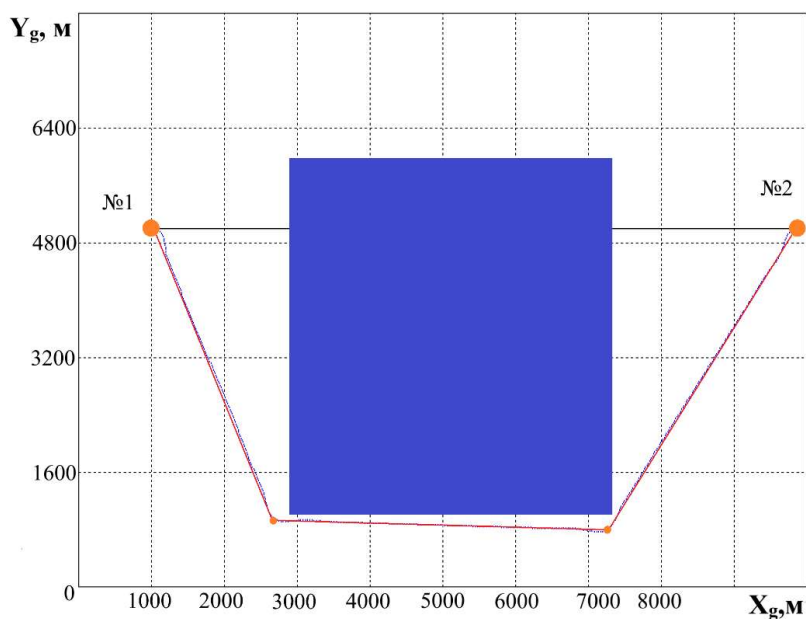


Рисунок 105 – Маршрут и траектория полета (маршрут №2, $V=\text{var}$)

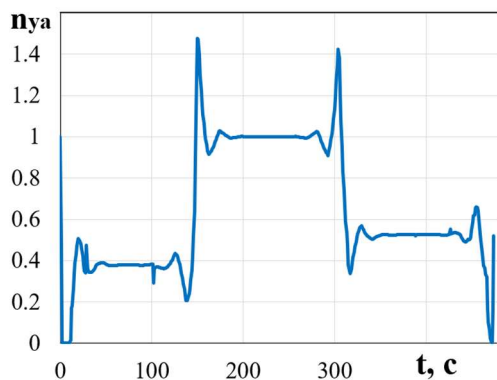


Рисунок 106 – Изменения
нормальной перегрузки (маршрут
№2, $V=\text{const}$)

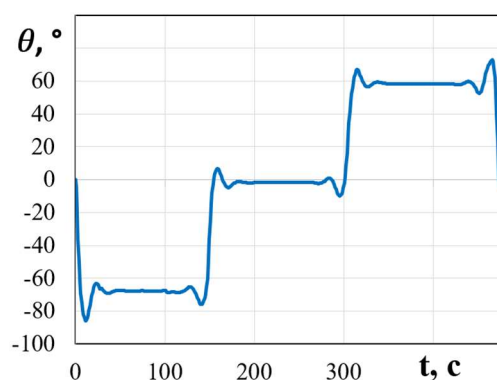


Рисунок 107 – Изменение угла
наклона траектории (маршрут №2,
 $V=\text{const}$)

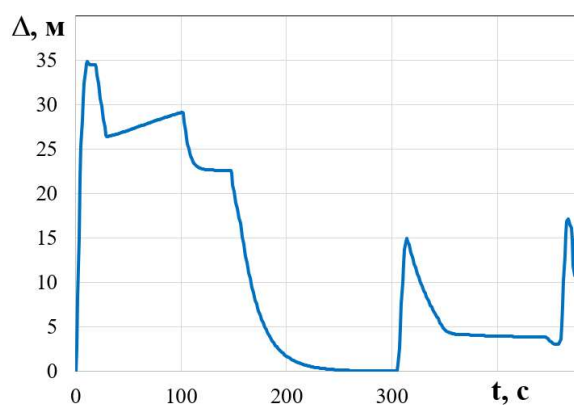


Рисунок 108 – Отклонение траектории от маршрута №2 ($V=\text{const}$)

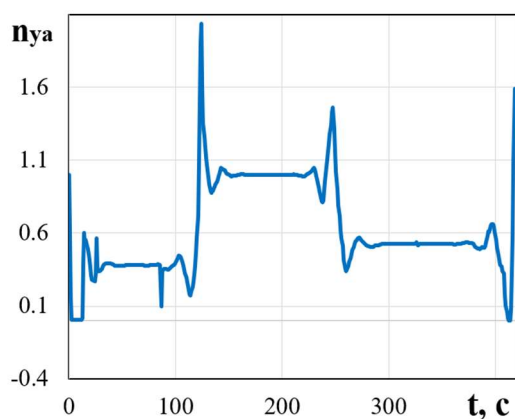


Рисунок 109 – Изменения
нормальной перегрузки (маршрут
№2, $V=\text{var}$)

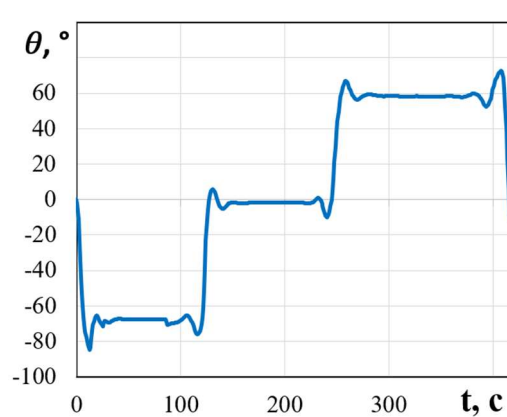


Рисунок 110 – Изменение угла наклона
траектории (маршрут №2, $V=\text{var}$)

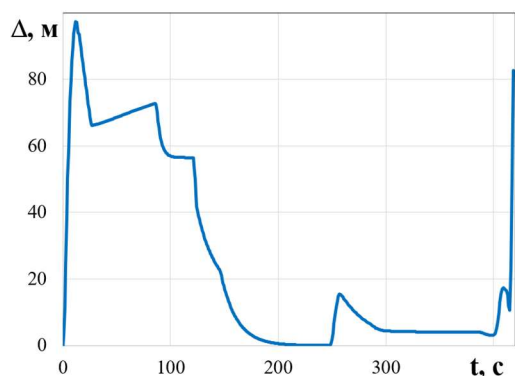


Рисунок 111 – Отклонение траектории от маршрута №2 ($V=var$)

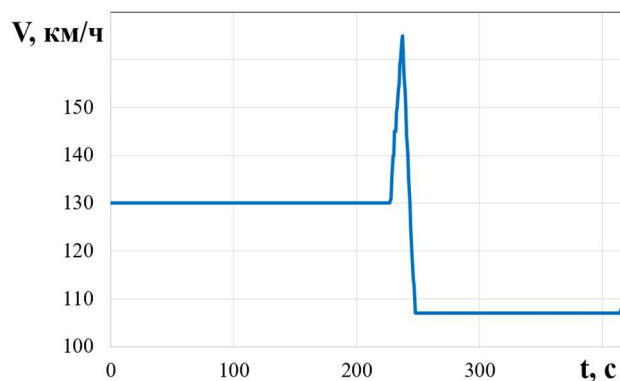


Рисунок 112 – Изменение скорости при пролете по маршруту №2

Исходя из проведенных исследований видно, что первый маршрут обладает минимальной протяженностью и временем пролета по нему ВС, но также увеличенной перегрузкой на некоторых участках маршрута до двух, в отличие от максимального значения в полтора достигаемого на маршруте номер 2.

2.5 Выводы по главе 2

1. Разработана методика, обеспечивающая оперативную реконфигурацию маршрута полета.
2. Разработан алгоритм оперативной реконфигурации маршрута полета, обеспечивающий на основе данных о текущем маршруте полета, координатах препятствия;
 - оценку безопасности маршрута полета;

– расчет множества альтернативных безопасных и реализуемых данным ВС маршрутов полета с выделением оптимальных по выбранным критериям маршрутов облета препятствий.

3. Представлены численные примеры решения тестовых задач, подтверждающие достоверность:

– разработанной модели динамики полета ВС, включающей способ задания траектории полета кубическими сплайнами, способ синтеза управления, необходимого для реализации траектории полета на основе решения обратной задачи динамики полета, способ реализации ограничений на управляющие функции, способ возвращения ВС на исходный маршрут полета после отклонения ВС от него из-за выхода управляющих функций на ограничения;

– достоверность разработанной методики и алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета, в частности, для облета одиночных и групповых, наземных и воздушных препятствий в горизонтальной и вертикальной плоскостях.

ГЛАВА 3. Разработка бортового алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета

3.1 Анализ состояния и перспективы развития бортового оборудования в части возможности реализации оперативной реконфигурации маршрута полета

КБО ВС представляют собой совокупность различных систем, установленных на борту, чтобы обеспечить его безопасное и эффективное функционирование.

В настоящее время современные и перспективные КБО, строятся согласно двум основным концепциям [97, 98, 99, 100]:

- с точки зрения архитектуры КБО используется концепция интегрированной модульной авионики (ИМА);
- с точки зрения информационно-управляющего поля кабины экипажа используется концепция «стеклянной кабины».

Под ИМА понимается концепция построения КБО, базирующаяся на открытой сетевой архитектуре и единой вычислительной платформе [43]. Вычислительная платформа реализуется в виде базовой конструкции (крейта) с набором сменных электронных модулей (процессорных модулей, модулей памяти, модулей сетевого коммутатора, модулей электропитания). Конструкция модуля строится на базе единого стандарта, обеспечивающего принцип унификации и взаимозаменяемости. Функции систем КБО в этом случае выполняют программные приложения, реализованные в виде функционального программного обеспечения (ФПО), разделяющие общие вычислительные и информационные ресурсы. Понятие функции является ключевым понятием ИМА. По сути функция – это те

функциональные возможности, которые обеспечивают аппаратные и программные средства систем, установленных на ВС, например, систем самолетовождения, связи, индикации.

Ключевыми особенностями ИМА являются:

- функциональная изоляция;
- совместное использование ресурсов;
- обновляемость и гибкость;
- унификация оборудования и ПО;
- повышенная надёжность и отказоустойчивость.

Функциональная изоляция заключается в том, что различные функции системы изолированы друг от друга и распределяются по отдельным модулям. Это снижает вероятность сбоев и ошибок, а также упрощает разработку и тестирование.

Совместное использование ресурсов заключается в том, что модули могут использовать общие аппаратные ресурсы (например, процессоры, память и коммуникационные шины), что снижает общую массу и сложность системы.

Обновляемость и гибкость подразумевает возможность модернизации или замены модулей без необходимости полной замены всей системы. Это особенно важно для интеграции новых технологий и функционала. В данном случае функционал КБО может расширяться за счет использования разработанного алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета именно благодаря этим качества архитектуры ИМА.

Унификация оборудования и ПО заключается в разработке модулей КБО по стандартам, которые позволяют использовать одно и то же оборудование и ПО для разных моделей ВС, что снижает затраты на разработку и техническое обслуживание.

Повышенная надёжность и отказоустойчивость реализуется за счёт распределённой архитектуры и возможности резервирования модулей.

Преимущества ИМА заключаются в следующем:

- снижение веса;
- снижение затрат на разработку и эксплуатацию;
- повышение надёжности;
- быстрая интеграция новых функций.

Снижение веса достигается за счет совместного использования ресурсов компонентами КБО. Это позволяет уменьшить массу и объём оборудования.

Унифицированные стандарты и возможность замены отдельных модулей снижают эксплуатационные и производственные расходы.

Резервирование и изоляция функций позволяют избежать распространения ошибок между модулями, тем самым достигается надёжность КБО.

Модули можно легко модернизировать или заменять новыми, что упрощает адаптацию системы под новые задачи и улучшения.

ИМА широко применяется в современных пассажирских и военных ВС, а также БАС. ИМА стала основой построения КБО таких современных ВС, как Airbus A380 и Boeing 787.

"Стеклянная кабина" (англ. glass cockpit) – это концепция построения КБО, при которой традиционные аналоговые приборы и механические элементы управления заменяются на цифровые дисплеи и сенсорные пульта [92, 93, 94, 95, 96]. Дисплеи, обычно выполненные на основе жидкокристаллических (LCD) или светодиодных (LED) технологий, предоставляют пилотам комплексную и гибкую информацию о состоянии ВС, параметрах полёта и системах на борту. "Стеклянная кабина" – это важная часть развития современной модульной и интегрированной авионики в части информационно-управляющего поля кабины экипажа.

Основными особенностями стеклянной кабины являются:

- цифровые дисплеи;
- интеграция данных;
- многофункциональность индикаторов;
- адаптивность интерфейсов;
- автоматизация и уменьшение рабочей нагрузки.

Цифровые дисплеи на основе жидкокристаллических (LCD) или светодиодных (LED) технологий предоставляют пилотам комплексную и гибкую информацию о состоянии ВС, параметрах полёта и системах на борту. В состав цифровых дисплеев входят дисплеи для отображения данных о полёте (Primary Flight Display, PFD), навигации (Navigation Display, ND), а также экраны для отображения информации о состоянии силовой установки, систем и предупреждений экипажу. Каждый цифровой дисплей является многофункциональным т.е. может отображать разные типы информации в зависимости от потребностей пилота и текущего этапа полета. Например, навигационный дисплей, показывающий маршрут полёта, может переключаться пилотом на карту погоды или информацию о системах ВС. Кроме того, содержание информации на цифровых дисплеях может изменяться автоматически в зависимости от этапа полета, возникновения неисправностей и отказов.

К преимуществам стеклянной кабины следует отнести:

- улучшение ситуационной осведомлённости;
- повышение безопасности;
- снижение утомляемости пилотов;
- повышенная точность и надёжность.

Интеграция информации и возможность быстрого доступа к данным помогают пилотам лучше понимать обстановку и быстрее реагировать на изменения, тем повышая ситуационную осведомленность. Уведомления о неисправностях, предупреждения о сближении с землёй или другими объектами и визуализация рисков (например, турбулентности или гроз) помогают избегать опасных ситуаций. Благодаря уменьшению необходимости следить за множеством отдельных приборов, пилоты меньше устают и могут сосредоточиться на ключевых задачах управления полётом. Современные цифровые системы более надёжны и точны по сравнению с аналоговыми приборами, имеют больший ресурс и за счет возможностей расширенного встроенного контроля позволяют существенно уменьшить стоимость эксплуатации. "Стеклянные кабины" используются как на

военных, так и гражданских ВС. «Стеклянные кабины» реализованы на Airbus A320neo, Boeing 787 Dreamliner, Embraer E-Jet, SSJ-100, MC-21. Концепция стеклянных кабин стала стандартом для новых ВС благодаря удобству, безопасности и эффективности таких систем.

КБО современных ВС включает следующие системы:

- навигационную, в состав которой могут входить спутниковая навигационная система (ГНСС), инерциальная навигационная система (ИНС), система радионавигации, радиодальномерная система (ДМЕ), маркерная система (МРК) и автоматический радиокompас (АРК);

- радиосвязное оборудование, включающее радиостанции для связи с диспетчерами воздушного движения и другими ВС, а также системы связи с пассажирами и членами экипажа. Также сюда относятся спутниковые широкополосные системы связи и передачи данных;

- систему самолетовождения, включающая вычислитель, реализующий функции построения и ведения по маршруту в директорном режиме, когда пилотам выводятся командные индексы, и в автоматическом режиме, когда происходит непосредственное управление ВС через рулевые приводы (РП), отклоняющие рулевые поверхности;

- систему индикации и регистрации, включающую многофункциональные индикаторы и сенсорные пульты управления, предназначенные для взаимодействия экипажа с системами ВС;

- систему предупреждения внешних угроз, к которой относятся системы предотвращения столкновения с землей GPWS (Ground Proximity Warning System) и EGPWS (Enhanced Ground Proximity Warning System), а также система предотвращения столкновения в воздухе TCAS (Traffic Collision Avoidance System).

Для реализации разработанного алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета на борту ВС необходимы следующие составляющие КБО:

- датчики;

- аэронавигационные базы данных и цифровые карты местности;
- вычислительные ресурсы;
- ФПО;
- исполнительные устройства.

3.1.1 Датчики

Для работы алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета необходимы датчики определения собственного местоположения, а также местоположения препятствий. К таким датчикам относятся:

- датчики системы улучшенного видения;
- метеолокаторы / штормоскопы/ лидары;
- навигационные датчики/ датчики пространственного положения.

Система улучшенного видения – это программно-аппаратная система, которая формирует изображение для системы индикации, представляющее собой визуально улучшенное изображение закабинного пространства по информации от оптико-электронных датчиков [44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51], пример представлен на рисунке 113.

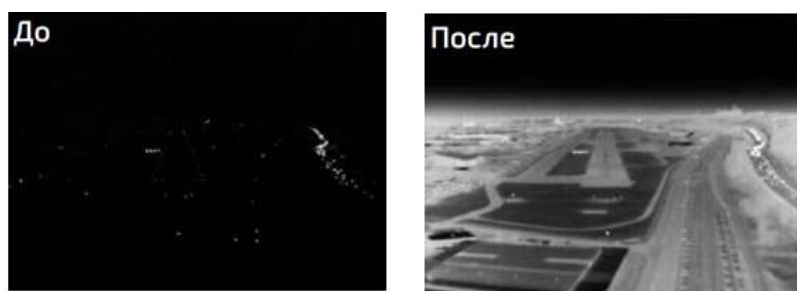


Рисунок 113 – Пример изображения системы улучшенного видения

Метеолокатор – это устройство, способное обнаруживать и отображать погодные явления вблизи ВС, такие как грозы, турбулентность и облачность [52, 53, 54]. Метеолокатор излучает радиоволны, которые отражаются от капель воды, снега и других частиц в атмосфере. Отражённый сигнал возвращается на антенну, где анализируется по интенсивности и частоте. Это позволяет определить наличие осадков, их интенсивность, направление движения и зоны турбулентности. Пример изображения погодной обстановки перед ВС, получаемого от метеолокатора приведен на рисунке 114.

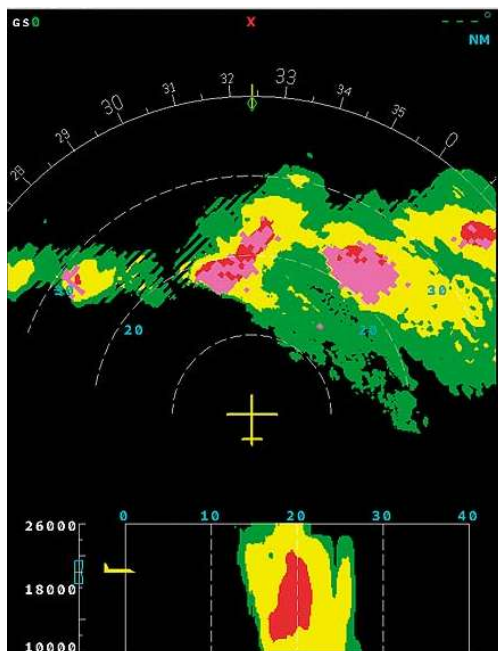


Рисунок 114 – Пример изображения погодной обстановки перед ВС

Штормоскоп – устройство схожее по функциям с метеолокатором. Отличие заключается в том, что, штормоскоп показывает не области с более высокой плотностью, как локатор, а зоны именно грозовой активности с разрядами молний. Штормоскоп работает на основе приёма радиочастотных сигналов, испускаемых молниями во время грозы [55]. Устройство анализирует частоту и интенсивность

этих сигналов, определяя направление и расстояние до грозовых очагов. Пример изображения получаемого от штормоскопа приведен на рисунке 115.

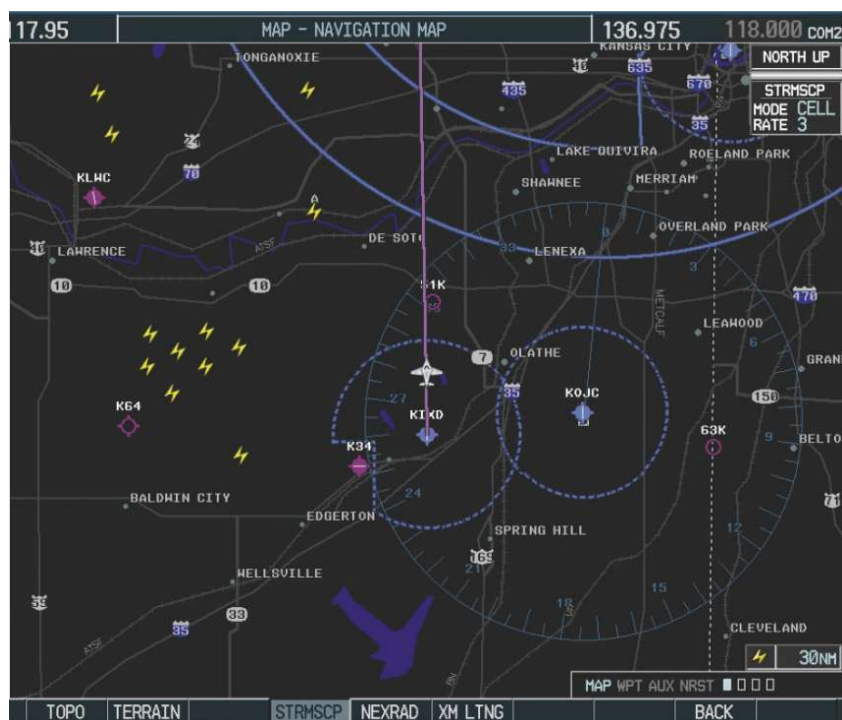


Рисунок 115 – Пример изображения, выводимого штормоскопом

Лидар – это устройство, которое использует лазеры для измерения расстояния до объектов. Лидар излучает лазерные импульсы, которые отражаются от поверхности объектов и возвращаются к приёмнику. Измеряя время, за которое сигнал вернулся, устройство определяет расстояние до объекта. Это позволяет создавать точные трёхмерные карты местности и обнаруживать препятствия [56, 57, 58, 59]. Примеры изображений полученных от лидара приведены на рисунках 116 и 117.

Указанные выше системы позволяют выявить препятствия (наземные и воздушные, естественные и искусственные) на маршруте следования ВС.

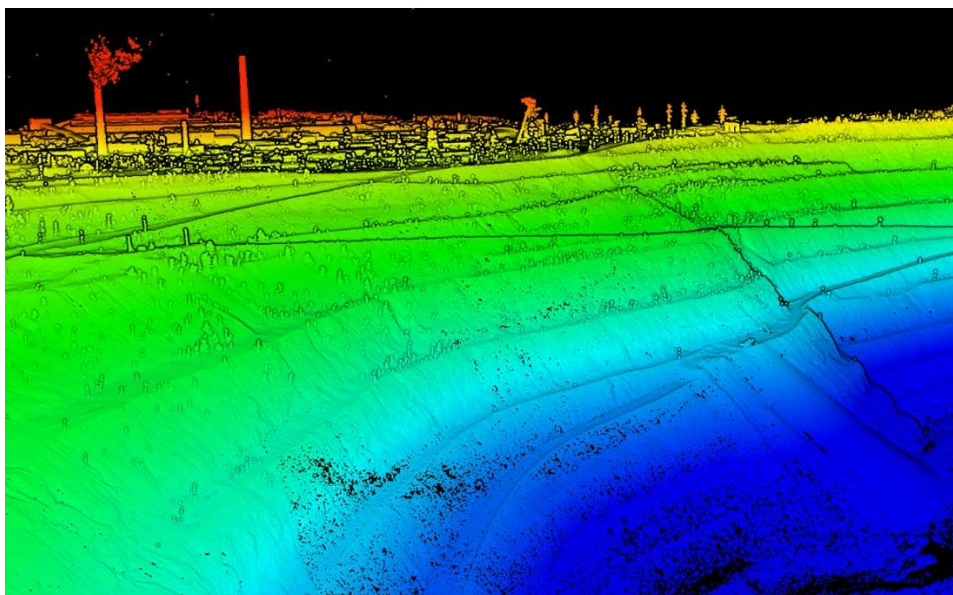


Рисунок 116 – Пример изображения, полученного от лидара

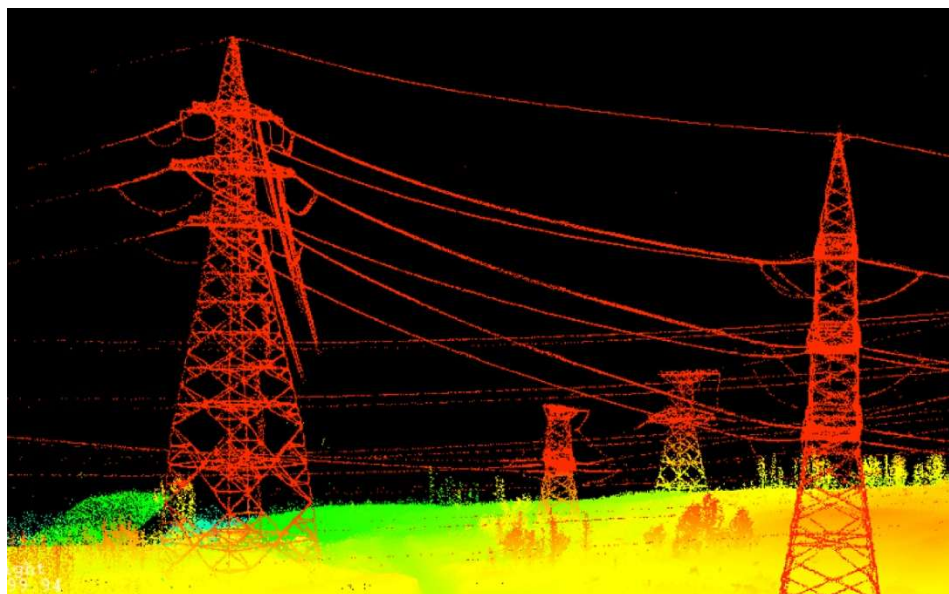


Рисунок 117 – Пример изображения, полученного от лидара

Навигационные датчики и датчики пространственного положения

В современных КБО в качестве навигационных датчиков и датчиков определения пространственного положения применяются следующие системы:

- системы спутниковой навигации;
- радионавигационное оборудование, работающее по наземным маякам (VOR, АРК, ДМЕ, МРК) [70, 71, 72, 73];

- инерциальные навигационные системы;
- аэрометрические системы или системы воздушных сигналов.

Системы спутниковой навигации играют ключевую роль в гражданской авиации [67], обеспечивая высокоточную навигацию, расчет местоположения и времени (PNT — Positioning, Navigation, Timing) в любой точке Земли независимо от наземных навигационных средств [61, 62, 64, 65]. Основными глобальными навигационными системами, применяемыми в авиации, являются GPS (США) [68], ГЛОНАСС (Россия) [63, 66, 69], Galileo (ЕС) и BeiDou (Китай). Для повышения точности и надежности навигации используются системы дифференциальной коррекции, такие как SBAS (Satellite-Based Augmentation System), включающие EGNOS (Европа), WAAS (США) [60], MSAS (Япония) и GAGAN (Индия). Использование спутниковых навигационных систем позволяет повысить безопасность полетов, сократить расход топлива за счет оптимизации маршрутов, а также снизить нагрузку на диспетчерские службы. Однако у спутниковой навигации есть ограничения, такие как зависимость от помех и подавления сигналов, а также от погодных условий и состояния ионосферы. В связи с этим в авиации продолжается развитие гибридных навигационных решений, комбинирующих данные от различных источников (ИНС, радионавигационные средства) для повышения надежности и точности позиционирования.

Радионавигационное оборудование

VOR – это радионавигационный маяк, который передает информацию о курсе относительно станции в виде радиосигнала в диапазоне УКВ. Он позволяет пилотам определять азимут (угол) между ВС и маяком.

Принцип работы **АРК** основан на действии радиомаяков, которые транслирует сигнал, без указания направления. На борту ВС используется приемник АРК, который показывает направление на маяк.

Радиодальномер – это система для измерения расстояния между ВС и наземной станцией (например, VOR/ДМЕ). Она работает путем измерения времени,

которое требуется радиосигналу для того, чтобы дойти от ВС до станции и вернуться обратно.

Когда используется сочетание VOR с ДМЕ, пилот получает как направление, так и расстояние до станции, что значительно улучшает точность навигации. Система позволяет определить точное местоположение ВС на плоскости.

Использование нескольких ДМЕ станций для определения положения через триангуляцию (по данным расстояний от нескольких станций) дает еще большую точность, поскольку данные о расстояниях с нескольких точек позволяют точно вычислить координаты.

Инерциальные навигационные системы

В настоящее время в составе бортового оборудования гражданских ВС применяются бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) [77,78, 79]. Точность таких навигационных систем зависит от типа применяемых в составе датчиков, а также от режима работы. Наиболее распространенными датчиками для БИНС являются волоконно-оптические (ВОГ) и микромеханические датчики (МЭМС) [74, 75, 76]. Также применяются гибридные режимы работы, когда выполняется коррекция работы БИНС по сигналам от спутниковой навигационной системы [80].

ВОГ измеряют угловые скорости вращения объекта, используя принцип интерференции света в оптическом волокне, что позволяет точно определять ориентацию [81, 82, 84, 85, 86]. Акселерометры системы измеряют ускорения, позволяя вычислять линейное движение объекта. С помощью интеграции данных о скорости и ускорении вычисляются координаты и ориентация ВС. БИНС на ВОГ не требует внешних сигналов, таких как ГНСС, что делает её независимой и подходящей для работы в условиях, где внешние источники недоступны. Основным ограничением является накопление ошибок в процессе интеграции, что требует использования дополнительных методов коррекции. Пример чувствительного элемента ВОГ БЧЕ-501 [83] приведен на рисунке 118.



Рисунок 118 – Блок чувствительных элементов БЧЭ-501

Микромеханические датчики включают гироскопы и акселерометры, которые измеряют угловые скорости и линейные ускорения. Гироскопы МЭМС используют принцип изменения колебаний или вращений элемента при угловом движении, что позволяет определять ориентацию объекта. Акселерометры МЭМС измеряют отклонения подвижной массы при линейных ускорениях, преобразуя их в электрические сигналы. Эти данные интегрируются для вычисления положения и углов ориентации объекта. МЭМС датчики компактны, энергоэффективны и относительно дешевы, что делает их идеальными для мобильных устройств и навигационных систем ВС и БВС. Однако, их точность может снижаться со временем из-за накопления погрешностей, что требует корректировки через внешние источники или фильтрацию. Пример чувствительного элемента МЭМС ADIS16445 приведен на рисунке 119.



Рисунок 119 – Блок чувствительных элементов ADIS16445

Аэрметрические системы/ системы измерения высотно-скоростных параметров

В современных самолетах используются системы измерения высотно-скоростных параметров (СИВСП) в виде комплексов воздушных сигналов, которые обрабатывают данные приемников воздушного давления (статического и полного), а также датчиков температуры торможения и передают их в бортовые системы управления и индикации. СИВП выдают потребителям следующие параметры [87, 88, 89, 90, 91]:

- абсолютная (относительно давления QNH) и относительная (относительно давлений QNE, QFE) барометрическая высота с учетом температурных поправок;
- приборная скорость IAS, скорректированная приборная скорость CAS, истинная воздушная скорость TAS;
- число Маха;
- вертикальная скорость;
- полное и статическое давление;
- температура торможения потока воздуха TAT и температура наружного воздуха SAT;
- углы атаки AOA и скольжения AOS;
- максимально допустимая приборная скорость/число Маха VMO/ММО.

Основным компонентом СИВСП является блок, воспринимающий воздушные данные. В современных КБО используются многофункциональные измерители воздушных данных, которые одновременно воспринимают и обрабатывают полное и статическое давление. Пример такого блока – МИВД-1 представлен на рисунке 120.

Измеритель МИВД-1 выполняет следующие функции:

- восприятие и измерение полного (P_n) и статического ($P_{ст}$) давлений;
- измерение температуры торможения воздуха;
- восприятие и измерение давлений для определения угла атаки ($P_{\alpha 1}$, $P_{\alpha 2}$);

- приём разовых команд, поступающих от взаимодействующих систем;
- приём цифровой информации, поступающей от взаимодействующих систем;
- вычисление и выдача во взаимодействующие бортовые системы высотно-скоростных параметров, аэродинамических углов атаки и скольжения, температуры наружного воздуха и температуры торможения;
- управление обогревом ПВД;
- проверку собственной работоспособности и выдачу результатов контроля.

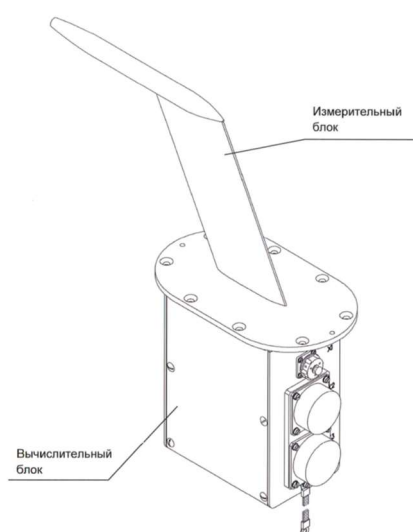


Рисунок 120 – Внешний вид измерителя воздушных данных МИВД-1

Надежность работы СИВСП критически важна для обеспечения безопасности полетов, поэтому в состав системы входят резервные датчики и алгоритмы коррекции ошибок. Основными ограничениями систем измерения высотно-скоростных параметров являются возможные погрешности, вызванные изменением атмосферных условий, а также необходимость регулярной калибровки и проверки оборудования. Помимо индикации указанных выше параметров, с помощью

системы воздушных сигналов возможно решать навигационную задачу, за счет обеспечения воздушного счисления пути.

3.1.2 Аэронавигационные базы данных и цифровые карты местности

Аэронавигационные базы данных (АНБД) — это цифровые хранилища информации, которые обеспечивают данными системы навигации и самолетовождения. Базы данных содержат сведения о воздушных трассах, аэропортах, навигационных средствах, ограничениях воздушного пространства и процедуре захода на посадку. Точность АНБД имеет решающее значение для обеспечения безопасности и эффективности полетов.

Основные компоненты аэронавигационных баз данных:

- данные маршрутов:
 - воздушные трассы и точки пути (waypoints);
 - высотные эшелоны и правила маршрутизации;
- данные аэропортов:
 - географические координаты ВПП, стоянок и рулежных дорожек;
 - обратные заходы и схемы руления;
- навигационные средства:
 - радионавигационные маяки (VOR, АРК, ДМЕ);
 - спутниковые навигационные системы (ГНСС с данными коррекции);
- зоны ограничения воздушного пространства:
 - запретные и опасные зоны;
 - зоны временных ограничений.

Для использования в рамках работы бортового алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета, исходные данные, получаемые от систем улучшенного видения, метеолокаторов, штормоскопов и лидаров, необходимо совместить с базами данных. Особенность заключается в том, что информация, получаемая от систем улучшенного видения, метеолокаторов, штормоскопов и лидаров представлена в виде облака точек на сетке с определенным шагом, описываемых тремя координатами в пространстве. Приведенные датчики замкнуты на экипаж ВС, так как передают полученную информацию на многофункциональные индикаторы или на индикаторы на лобовом стекле. При этом центральные вычислители не дополняют цифровую карту местности полученными данными, тем самым не позволяя нанести на неё дополнительные запретные зоны. Для работы алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета такая информация непригодна, так как алгоритм работает с замкнутыми областями, которые описывают препятствия или запретные зоны. Следовательно, для подготовки входных данных необходим инструментарий, который будет выполнять предварительную обработку полученных от датчиков данных. Разработка указанного инструментария выходит за рамки данной работы. Следует отметить, однако, что работы в данном направлении проводятся другими исследователями. Примером таких работ может быть статья Воробьева А.В., Леликова А.М., Стрый В.В [36], в которой предложен подход к аппроксимации препятствий параболоидом вращения с последующим использованием аппроксимирующих поверхностей для формировании траектории увода ВС от столкновения с земной поверхностью.

3.1.3 Функциональное программное обеспечение

К ФПО КБО относится система управления полетом Flight Management System (FMS), которая является ключевым элементом современных систем самолетовождения в гражданской авиации, обеспечивая автоматизированное планирование, ведение и контроль маршрута полета. FMS получает данные от различных навигационных источников, включая ГНСС, ИНС и радионавигационные системы, а также информацию о метеоусловиях и состоянии ВС. Основные функции FMS включают расчет оптимального маршрута с учетом воздушных трасс, эшелонов и ограничений, автоматическое ведение по маршруту с помощью автопилота, управление тягой для экономии топлива, а также расчет параметров захода на посадку. ФПО реализовано на вычислительной системе, результаты расчетов отображаются на многофункциональных индикаторах пилотов и передаются в систему автоматического управления полетом. Экипаж задает исходные параметры полета, после чего FMS автоматически строит маршрут полета, а автопилот управляет ВС при полете по заданному маршруту, минимизируя необходимость ручного вмешательства. Это повышает безопасность и снижает нагрузку на пилотов, позволяя им сосредоточиться на контроле за выполнением полета. Современные FMS поддерживают работу с обновляемыми навигационными базами данных и автоматизированную работу с системами управления воздушным движением, что способствует более эффективному использованию воздушного пространства.

Бортовой алгоритм оперативной реконфигурации маршрута полета, в соответствии с идеологией ИМА, необходимо реализовывать в виде отдельного ФПО. Разрабатываемое ФПО по своим требованиям схожа с ФПО самолетовождения. Как и ФПО самолетовождения, ФПО оперативной

реконфигурации маршрута полета будет выдавать результаты своих расчетов на индикаторы пилотов и в функцию автоматического управления полетом.

3.1.4 Вычислительные платформа

В настоящее время, в современных КБО самолетов и вертолетов, разработанных на основе принципов ИМА [43, 101, 0], используются вычислительные системы, которые состоят из набора модулей, на которых работает ФПО, отвечающее за функции самолетовождения, управления радиосвязным и радионавигационным оборудованием, а также хранятся различные базы данных. СРІОМ (Common Processing Input/Output Module) — это универсальный модуль обработки данных и ввода-вывода, который используется на борту ВС для объединения различных функций авионики. СРІОМ работает как центральный процессор и коммутатор между различными бортовыми системами, такими как навигация, связь, системы управления полетом и автопилот.

3.1.5 Исполнительные устройства

Для реализации полета по маршруту в автоматическом режиме необходимо осуществлять управление рулевыми поверхностями с помощью рулевых приводов, управляемых автопилотом. В ВС с тросовой системой управления для этого

используются рулевые машинки или сервоприводы. На рисунке 121 приведен пример такого сервопривода GSA 80 КБО Garmin G1000. Такие сервоприводы устанавливаются в системе управления крена для отклонения элеронов, и тангажа для отклонения руля высоты. Управляются сервоприводы, как уже отмечалось выше, командами автопилота, на который в свою очередь поступают команды от системы самолетовождения.



Рисунок 121 – Сервопривод GSA 80 КБО Garmin G1000

На ВС с ЭДСУ полет по маршруту в автоматическом режиме реализуется с помощью контура автопилота и КСУ. Автопилот в данном случае управляет не исполнительными устройствами в виде рулевых машинок, а подает команды в КСУ, которая в свою очередь управляет работой рулевых приводов.

Исходя из представленного выше анализа, предлагаемый алгоритм оперативной реконфигурации маршрута полета может быть реализован на перспективных воздушных судах, использующих концепцию ИМА. Реализация маршрута полета, рассчитанного с использованием алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета, принципиально не отличается от реализации FMS заранее заданного маршрута полета и может выполняться, как уже ранее отмечалось, в автоматическом или директорном режимах. На рисунке 122 приведена возможная архитектура КБО, а также каналы информационного обмена, необходимые для работы алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета.

Сам алгоритм оперативной реконфигурации маршрута полета обозначен на схеме как «Reroute», реализован в виде ФПО и выполняется на СРІОМ вычислительной системы.

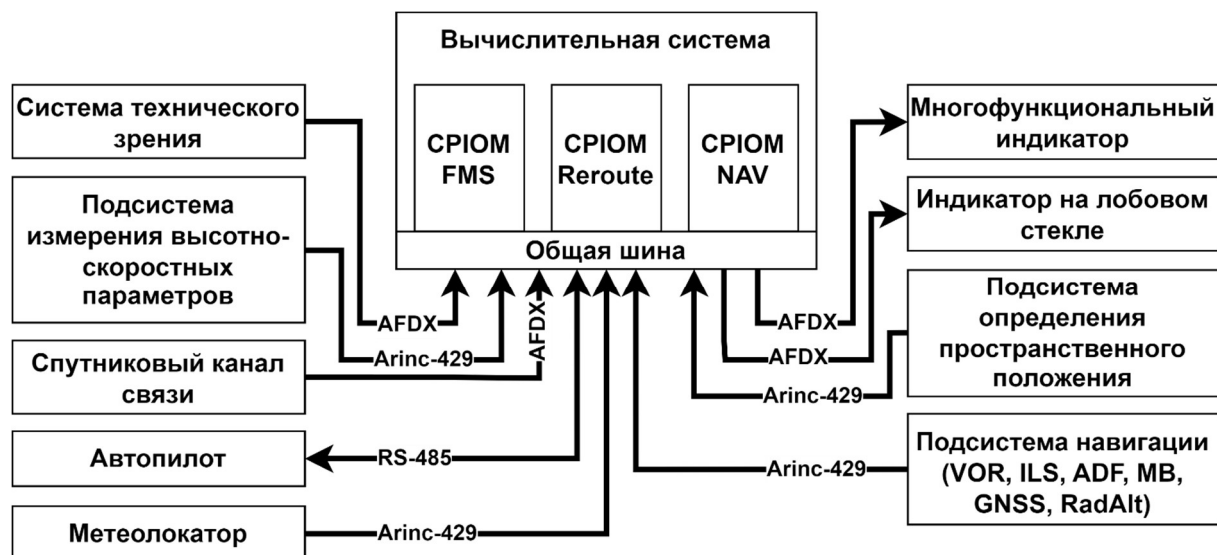


Рисунок 122 – Общая схема компонентов КБО

Далее рассмотрим примеры существующих КБО для ВС нормальной и транспортной категорий с точки зрения возможности реализации в них алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета.

3.2 Анализ комплекса бортового оборудования ВС нормальной категории в части возможности реализации оперативной реконфигурации маршрута полета

В качестве КБО, устанавливаемого на ВС нормальной категории, рассмотрим интегрированный КБО G1000NXi, разработанный компанией Garmin (мировой

лидер в разработке КБО для самолетов нормальной категории) для легких одномоторных и многомоторных ВС. В перечень ВС, на которые устанавливается данный КБО входят:

– одномоторные самолеты:

- Cessna 172 Skyhawk;
- Cessna 182 Skylane;
- Cirrus SR22;
- Diamond DA40;
- Piper PA-28 Cherokee;
- Beechcraft Bonanza G36;

– многомоторные самолеты:

- Beechcraft Baron G58;
- Piper PA-34 Seneca;
- Diamond DA42 Twin Star;

– вертолеты:

- Bell 407GX;
- Leonardo AW109;
- MD Helicopters MD 600N;
- Robinson R44 Raven II.

Внешний вид кабины экипажа самолета Embraer Phenom 100 с Garmin G1000NXi представлен на рисунке 123.



Рисунок 123 – Внешний вид кабины экипажа самолета Embraer Phenom 100

Отличительными особенностями системы G1000NXi являются:

- многофункциональные дисплеи PFD (Primary Flight Display) и MFD (Multi-Function Display), которые предоставляют пилоту информацию о пилотажных параметрах, навигации, двигателе, системах самолета и другие данные в реальном времени.
- навигационные функции, такие как GPS, WAAS, VOR, ILS и Required Navigation Performance (RNP), обеспечивающие точную навигацию и возможность выполнения различных типов подходов и полетов.
- интегрированный автопилот, который облегчает управление самолетом и уменьшает нагрузку на пилота.
- система предупреждения о сближении с землей TAWS и другие функции безопасности, которые помогают пилоту избегать опасных ситуаций и принимать правильные решения.
- интеграция с другими системами и компонентами самолета, такими как двигатель, топливная система, система обогрева и кондиционирования, что обеспечивает наличие в Garmin G1000NX полной информации о состоянии ВС.

Архитектура КБО Garmin G1000NXi приведена на рисунке 124.

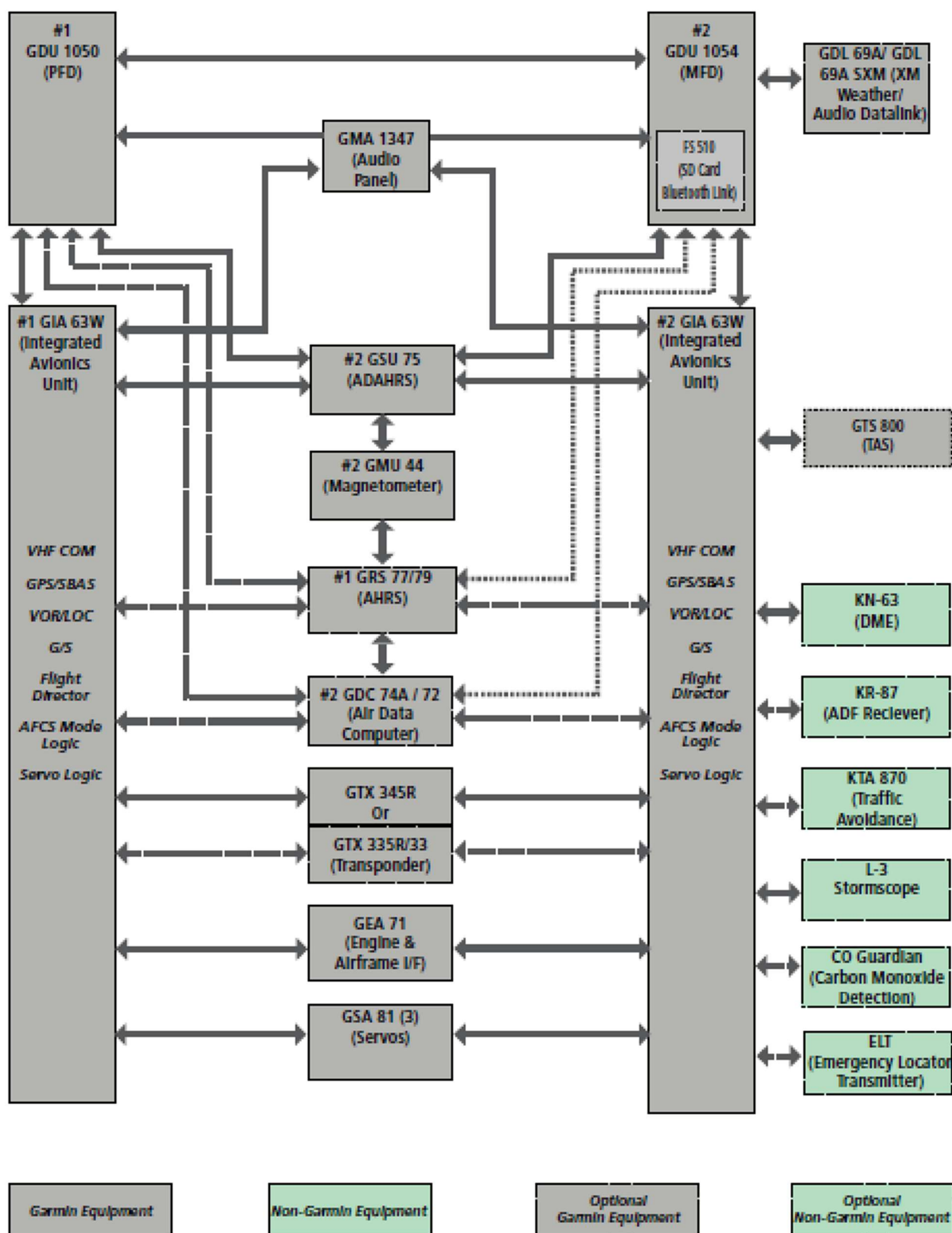


Рисунок 124 – Структура КБО G1000NXi Garmin

В состав данного КБО входят следующие ключевые компоненты:

– GDU 1050 (PFD/MFD) – многофункциональный дисплей, отображающий пилотажную или навигационную информацию. С его помощью настраивается КБО, программируется маршрут и настраиваются режимы работы автопилота. В режиме основного или пилотажного экрана (PFD) отображается пилотажная информация и синтезированное изображение местности. В режиме многофункционального или навигационного индикатора (MFD) выводятся данные о системах ВС, навигационная карта с различными слоями, а также программируется и отображается маршрут полета.

– GIA 63W – блок ИМА, обеспечивающий навигацию по радионавигационным средствам VOR/ILS и навигационным спутникам с поправками, голосовую радиосвязь через встроенную УКВ радиостанцию. Кроме того, обеспечивает возможность подключения опциональных навигационных средств типа АРК и DME. Реализует самолетовождение в директорном и автоматическом режимах, передавая команды по цифровым шинам на сервоприводы.

– GSU 75 – блок курсовертикали, который предоставляет информацию о положении и курсе самолета через интерфейс ARINC-429 на PFD, MFD и GIA. GSU 75 содержит датчики (включая акселерометры и датчики скорости), взаимодействует с GMU 44 для получения информации о магнитном поле и с GIA для получения информации GPS, а также обрабатывает данные от аэрметрического блока GDC 72/74A и датчика температуры – GTP 59 для предоставления системе информации о высоте давления, скорости полета, вертикальной скорости и температуры наружного воздуха.

– GDC 72/74A – аэрметрический блок, обрабатывающий данные приемников полного и статического давления, а также температуры наружного воздуха. GDC 74A поддерживает полеты в воздушном пространстве с RVSM.

– GRS 77/79 – опциональный блок, представляющий информацию о пространственном положении и курсе ВС на оба многофункциональных дисплея и оба блока ИМА GIA 63W. GRS 77/79 взаимодействует с GMU 44 для получения информации о магнитном поле, с GDC 74A для получения данных о воздухе и с обоими GIA 63/63W для получения информации GPS.

– GEA 71 – блок концентратора данных, принимающий и обрабатывающий сигналы от датчиков силовой установки (СУ) и систем ВС для отображения пилотам.

– GMU 44 – блок, измеряющий локальное магнитное поле. Данные передаются в блок GRS для обработки для определения магнитного курса ВС.

– GMA 1347 – блок внутренней связи, обеспечивающий коммутацию внутренних и внешних потребителей аудиосвязи. Подключается к гарнитурам пилотов, пассажиров, радионавигационным и радиосвязным средствам. Обеспечивает внутреннюю связь членов экипажа и пассажиров, а также выход на внешнюю радиосвязь и прослушивание радионавигационных средств экипажем.

– GTX 335R/345R/33ES – блок транспондера, обеспечивающий работу в режимах А, С, S. Дополнительная GTX 345R также обеспечивает вход/выход ADS-B. Транспондером можно управлять с PFD. Транспондер взаимодействует с обоими GIA 63W.

– GSA 81 и GSM 86 – сервоприводы GSA 81, являющиеся исполнительными устройствами для автоматического управления креном, тангажом и триммером руля высоты. Эти устройства взаимодействуют с каждым GIA 63W.

– GSM 86 – серворедуктор, отвечающий за передачу выходного крутящего момента сервопривода GSA 81 на механическую связь поверхности управления полетом.

– GDL 69A / GDL 69A SXM – опциональный блок спутникового радиоприемника, принимающий информацию о погоде, в том числе и о зонах с опасными метеоявлениями и передающий ее на многофункциональные дисплеи.

GDL 69A SXM обменивается данными с MFD через соединение HSDB. Для включения функции GDL 69A SXM требуется подписка на службы SiriusXM Weather или SiriusXM Satellite Radio.

– GTS 800 – блок, информирующий об окружающем трафике, использует активные запросы транспондеров режима S и режима C для предоставления пилоту рекомендаций для предотвращения столкновений независимо от системы управления воздушным движением.

– L3 – опциональный блок штормоскопа, определяющий на дальностях до 200 морских миль (зависит от модели) вспышки молний, и позволяет выделять области воздушного пространства, которые необходимо обойти для исключения попадания в грозовую фронт.

Из представленной выше структурной схемы видно, что компоненты системы имеют датчики необходимые для работы алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета в виде инерциальных датчиков, системы воздушных сигналов и блоков радионавигации, а также приемников погоды и штормоскоп для выявления запретных для полета зон, внесенных в цифровую карту местности. В системе есть вычислители, интегрированные в многофункциональные дисплеи и блоки ИМА, в которых реализованы режимы работы системы самолетовождения, позволяющие строить маршрут полета, а также выполнять полет в ручном, полуавтоматическом и полностью автоматических режимах. Также есть сервоприводы для реализации полета в автоматическом режиме. Все элементы КБО соединены цифровыми интерфейсами. Особенностью КБО Garmin является отсутствие автомата тяги, что означает наличие возможности только ручного управления скоростью ВС.

Таким образом, рассмотренный КБО Garmin содержит набор основных датчиков, исполнительных устройств и вычислительные ресурсы для реализации ФПО оперативной реконфигурации маршрута полета с целью облета препятствий и запретных зон, внесенных в цифровую карту местности, с последующей реализацией маршрута полета в директорном или в автоматическом режимах с выдерживанием требуемой скорости полета в директорном режиме.

3.3 Анализ архитектуры комплекса бортового оборудования ВС транспортной категории в части возможности реализации оперативной реконфигурации маршрута полета

В качестве примера КБО, устанавливаемого на самолеты транспортной категории, рассмотрим КБО SSJ-NEW. Структурная схема КБО самолета SSJ-NEW представлена на рисунке 125. Особенностью ВС SSJ-New является электродистанционная система управления (ЭДСУ), в которой управление рулевыми поверхностями осуществляется с помощью электроприводов, команды на отклонение, которым дает вычислитель комплексной системы управления (КСУ). То есть пилот отклоняет ручку управления самолетом, вычислитель КСУ обрабатывает это отклонение, учитывает текущие условия полета и дает команду на отклонение соответствующему каналу.

В состав КБО самолета SSJ-NEW входят системы:

- центрального вычислителя;
- навигации и самолетовождения;
- измерения высотно-скоростных параметров;
- определения пространственного положения;
- индикации и сигнализации;
- средств предупреждения экипажа о возникновении особых ситуаций в полете;
- радиосвязи;
- предупреждения внешних угроз;
- видеонаблюдения.

Подсистемы автоматического управления полетом и тягой, технического обслуживания и контроля и система управления информацией, традиционно не входят в состав КБО.

Взаимодействие с самолётными системами и потребителями информации осуществляется по линиям связи в соответствии с ARINC 429, ARINC 818, ARINC 825, ARINC 646 или по ADN согласно ARINC 664.

КБО взаимодействует со следующими системами самолета:

- комплексной системой управления;
- бортовой системой технического обслуживания;
- системой регистрации;
- системой электроснабжения;
- гидравлической системой;
- системами управления двигателями;
- системой измерения вибраций двигателей;
- системой управления реверсом тяги;
- топливной системой и системой измерения количества топлива;
- системой управления вспомогательной силовой установкой;
- противообледенительными системами предкрылков и воздухозаборников двигателей;
- системами шасси;
- комплексной системой кондиционирования воздуха и системой регулирования давления в кабине;
- оборудованием салона и грузовых отсеков;
- кислородной системой;
- противопожарной системой;
- системой пультов кабины экипажа;
- системой внешнего светового оборудования;
- системой нейтрального газа;

- самолетными концентраторами данных;
- системой накопления видеоинформации;
- системой развлечения пассажиров;
- бортовой информационной системой.

Перечень функциональных приложений (ФП), устанавливаемых в модификациях вычислительной системы БВС-1-10-СК1:

В БВС-1-10-СК1 №1 устанавливаются:

- МФПО самолётовождения (МФПОС);
- МФПО навигационной базы данных (МФПОНБД);
- МФПО ввода-вывода (МФПОВВ).

В БВС-1-10-СК1 №2 устанавливаются:

- МФПО самолётовождения (МФПОС);
- МФПО навигационной базы данных (МФПОНБД);
- МФПО ввода-вывода (МФПОВВ).

В БВС-1-10-СК1 №3 устанавливаются:

- МФПО предупреждения критических режимов полета (МФПОПКР);
- МФПО сигнализации параметров двигателя и самолетных систем (МФПОКИСС);

- МФПО управления речевой сигнализацией (МФПОУРС);
- МФПО бортовой системы технического обслуживания (МФПОБСТО);
- МФПО ввода-вывода (МФПОВВ).

В БВС-1-10-СК1 №4 устанавливаются:

- МФПО предупреждения критических режимов полета (МФПОПКР);
- МФПО сигнализации параметров двигателя и самолетных систем (МФПОКИСС);

- МФПО управления речевой сигнализацией (МФПОУРС);
- МФПО бортовой системы технического обслуживания (МФПОБСТО);
- МФПО ввода-вывода (МФПОВВ).

В БВС-1-10-СК1 №5 устанавливаются:

- МФПО управления и маршрутизации радиосвязи (МФПОУМР-М);
- МФПО управления МВ-радиостанциями (МФПОУМР-МВ);
- МФПО управления ДКМВ-радиостанциями (МФПОУМР-ДКМВ);
- сетевой коммутатор.

В БВС-1-10-СК1 №6 устанавливаются:

- МФПО управления и маршрутизации радиосвязи (МФПОУМР-М);
- МФПО управления МВ-радиостанциями (МФПОУМР-МВ);
- МФПО управления ДКМВ-радиостанциями (МФПОУМР-ДКМВ);
- сетевой коммутатор.

БВС-1-10-СК1 №7 – сетевой коммутатор.

БВС-1-10-СК1 №8 – сетевой коммутатор.

В многофункциональных индикаторах (15,4”) ИМ-21-2 №1-5 устанавливаются:

- МФПО индикации PFD, ND и SD (DA);
- МФПО индикации WXR и TAWS (WTA);
- МФПО управления реконфигурацией дисплеев и взаимодействия с пультами управления (CONF);
- МФПО мониторинга функционирования индикатора (MA);
- МФПО системы навигации по аэродрому (ANF);
- МФПО сервера ARINC 661(A-661 Server).

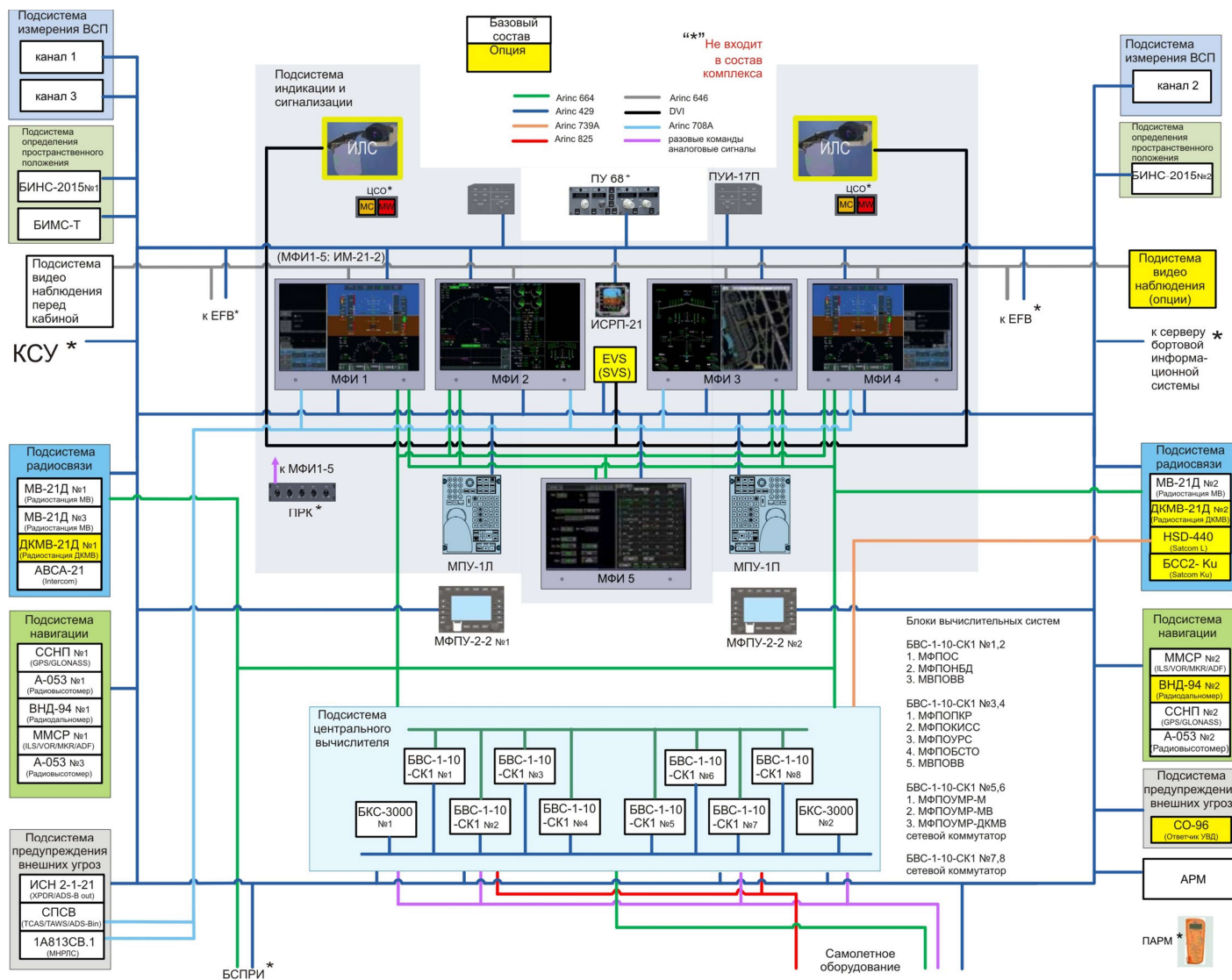


Рисунок 125 – Структура КБО самолета SSJ-NEW

Функциональные возможности системы управления полетом в SSJ-NEW значительно превосходит возможности Garmin G1000. В то время как в G1000 FMS выполняет базовые задачи по маршрутизации и навигации, система FMS в SSJ-NEW полноценно интегрирована с автопилотом и системами УВД, что позволяет выполнять автоматизированные расчетные процедуры захода на посадку, оптимизировать расход топлива и управлять тягой двигателей, что позволяет выдерживать необходимую скорость полета в автоматическом режиме, что недоступно в КБО Garmin G1000.

Таким образом, рассмотренный КБО SSJ-New содержит весь набор требуемых датчиков, исполнительных устройств и вычислительные ресурсы для полноценно реализации ФПО оперативной реконфигурации маршрута полета для облета препятствий и запретных зон, внесенных в цифровую карту местности.

3.4 Требования к бортовому алгоритму оперативной реконфигурации маршрута полета

3.4.1 Функциональные требования к бортовому алгоритму оперативной реконфигурации маршрута полета

На точность работы бортового алгоритма будут влиять следующие факторы:

- точность навигационных датчиков;
- точность датчиков, определяющих опасные препятствия;
- точность аэронавигационных баз данных;

– точность выдерживания заданного маршрута полета.

Точность навигации гражданских ВС определяется возможностью ВС поддерживать заданную траекторию полета с минимальными отклонениями. Современные навигационные системы ВС используют комбинацию различных источников информации, таких как спутниковые навигационные системы, инерциальные навигационные системы, радионавигационные системы (АРК, VOR, МРК, ДМЕ) и другие. Эти системы позволяют определять координаты ВС в пространстве с установленной точностью, что обеспечивает возможность полета по маршруту в заданных пределах по высоте и боковому отклонению.

Точность современных ГНСС является одним из ключевых показателей их эффективности и использования в различных отраслях. Для решения навигационных задач применяются системы различных производителей. Каждая из этих систем имеет свои особенности и уровни точности, которые могут зависеть от множества факторов, включая качество приемника, условия окружающей среды, и дополнительные коррекции.

Сравнение точности спутниковых навигационных систем приведена в таблице 2.

Таблица 2 Сравнение точности спутниковых навигационных систем

Система	Гражданская точность	Военная/коммерческая точность	Дифференциальная точность
GPS	3-10 м	1 м и лучше	0,5-2 м
ГЛОНАСС	5-10 м	1 м и лучше	1 м
Galileo	1 м	20 см	<1 м
BeiDou	3-10 м	1 м и лучше	<1 м
NavIC	5-20 м	1-5 м	N/A

Применяемые в составе современных КБО бесплатформенные инерциальные навигационные системы делятся на два основных типа в соответствии с применяемыми чувствительными элементами, а именно БИНС на ВОГ и БИНС на МЭМС. Точность БИНС на ВОГ приведена в таблице 3.

Таблица 3 Точность БИНС на ВОГ

Наименование параметра		Значение (не более)
в режиме коррекции от GPS/ГЛОНАСС	Погрешность определения углов крена и тангажа, град (3б)	0.05
	Погрешность определения угла истинного курса, град (3б)	0.1
	Погрешность определения плановых координат, м (3б)	15
	Погрешность определения высоты, м (3б)	20
	Погрешность определения путевой скорости, м/с (3б)	0.3
в автономном режиме за 1 час	Погрешность определения углов крена и тангажа, град (3б)	0.1
	Погрешность определения угла истинного курса, град (3б)	0.2
	Погрешность определения плановых координат, км (3б)	4
	Погрешность определения высоты, м (3б)	20
	Погрешность определения путевой скорости, м/с (3б)	1.5
	Погрешность определения угла магнитного курса (при устраненной магнитной девиации), град (3б)	1.5

Точность БИНС на МЭМС приведена в таблице 4.

Таблица 4 Точность БИНС на МЭМС

Наименование параметра	В режиме коррекции от СНС	В автономном режиме за 30 мин.
Погрешность определения горизонтальных координат, м (3σ)	15	3000
Погрешность определения высоты над эллипсоидом, м (3σ)	20	-
Погрешность определения земной скорости, м/с (3σ)	0.3	5
Погрешность определения угла магнитного курса (при устраненной магнитной девиации), град (3σ)	1.5	

Сравнение точности работы разных радиотехнических средств, а также их комбинации приведены в таблице 5.

Таблица 5 Точность радиотехнических средств

Навигационное средство	Точность	Комментарий
VOR	$\pm 1-2^\circ$ (до 100–200 км), $\pm 0,5^\circ$ (на малых расстояниях)	Точность зависит от расстояния и внешних условий (погода, рельеф).
АРК	$\pm 5^\circ$	Точность ограничена влиянием помех и условий ионосферы.
ДМЕ	$\pm 200-400$ м	Высокая точность в измерении расстояния, зависит от условий атмосферы.
VOR-ДМЕ	$\pm 0,5-1$ км	Совмещение VOR (азимут) и ДМЕ (расстояние) повышает точность.
ДМЕ-ДМЕ	$\pm 0,1-0,5$ км	Наиболее точная система, использующая несколько ДМЕ для триангуляции.

Точность датчиков, определяющих препятствия

Современная авиация активно использует метеолокаторы и лидары (Light Detection and Ranging) для обеспечения безопасности полетов и повышения эффективности навигации. Эти системы играют ключевую роль в обнаружении погодных явлений и препятствий на пути ВС. Ниже рассмотрены основные аспекты точности этих технологий.

Метеолокаторы

Метеолокаторы имеют следующие параметры точности:

- диапазон обнаружения: до 300 км для современных метеолокаторов;
- разрешение: 1-5 км в зависимости от дальности и длины волны радара;
- точность оценки интенсивности осадков: зависит от длины волны (С-диапазон ~5 см, Х-диапазон ~3 см).

Факторы, влияющие на точность:

- затухание сигнала при прохождении через сильные осадки;
- ложные сигналы от наземных объектов или других ВС;
- турбулентность выявляется с ограниченной точностью на больших расстояниях.

Лидары

Лидары имеют следующие параметры точности:

- разрешение по дальности: до 10 метров;
- диапазон измерений: до 10-15 км в атмосфере;
- точность измерения скорости ветра: $\pm 0,5$ м/с.

Факторы, влияющие на точность:

- атмосферные условия: рассеивание света пылью и влагой может снижать точность.
- слабое отражение от чистого воздуха требует высокой чувствительности приемника.

Метеолокаторы обеспечивают надежное обнаружение осадков на больших дистанциях, в то время как лидары превосходят в измерении скорости ветра и детектировании турбулентности на ближних расстояниях. Также лидары имеют преимущества в определении наземных искусственных и естественных препятствий. Совместное использование этих систем позволяет повысить точность прогнозирования погодных условий и улучшить безопасность полетов.

3.4.2 Точность современных аэронавигационных баз данных

Параметры точности аэронавигационных баз данных (АНБД):

- географическая точность координат: АНБД обеспечивают точность до 0,001 угловой минуты (приблизительно 1,8 м на поверхности Земли). Это соответствует стандартам ICAO (Документ 8126);
- точность высотных данных: для данных о высоте эшелонов и рельефа минимальная погрешность обычно составляет $\pm 1-2$ метра;
- актуальность данных: обновления производятся каждые 28 дней в соответствии с циклом AIRAC (Aeronautical Information Regulation and Control), что обеспечивает актуальность и точность данных.

Существующие и перспективные способы организации воздушного движения

В настоящее время перспективным способом организации движения считается организация полетов по правилам RNP и Area Navigation (RNAV).

RNAV – это метод навигации, который позволяет ВС лететь по любой желаемой траектории в пределах покрытия наземных или спутниковых навигационных средств, или в пределах возможностей автономных бортовых

систем. Основное требование RNAV заключается в том, что ВС должно быть способно поддерживать заданные параметры навигации с определенной точностью, соответствующие требованиям, например, RNAV 1 или RNAV 5 (цифра указывает на требуемую точность в морских милях). Точностные требования для RNP приведены на рисунке 126.

RNP – это более продвинутая форма RNAV, которая включает требования к способности ВС самостоятельно оценивать свою точность навигации в реальном времени и при необходимости выдавать предупреждения о невозможности поддерживать заданную точность. RNP также включает требования по защите от отказов навигационной системы. Например, RNP 0.3 требует, чтобы ВС поддерживало точность навигации в пределах 0,3 морских миль в 95% времени. Отличие RNAV от «классической навигации» приведено на рисунке 127.

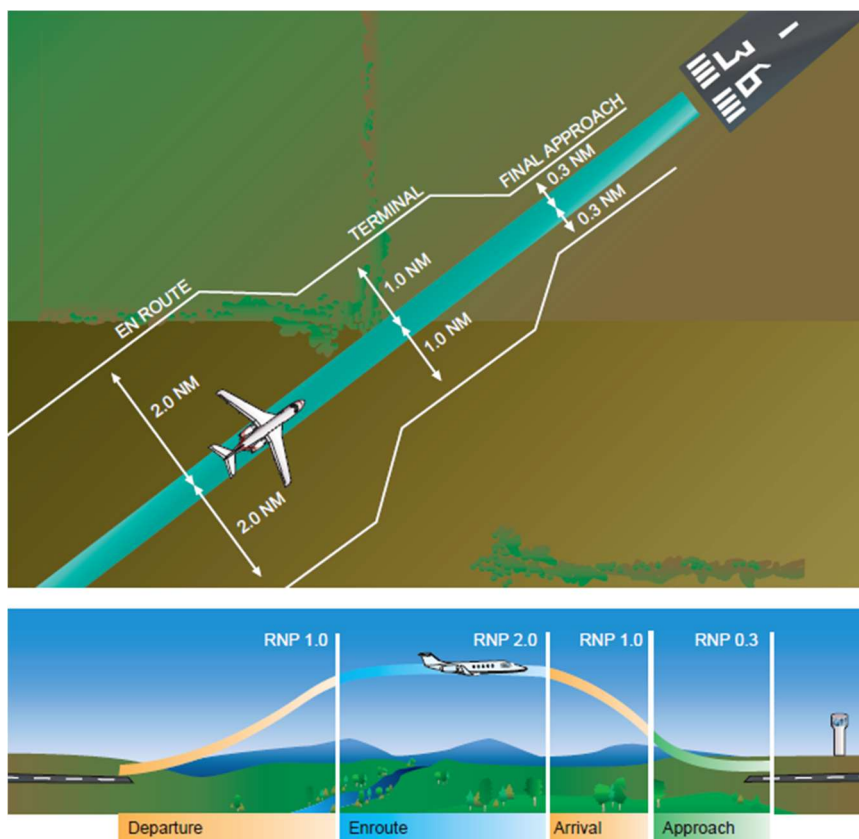


Рисунок 126 – Требования по точности для RNP

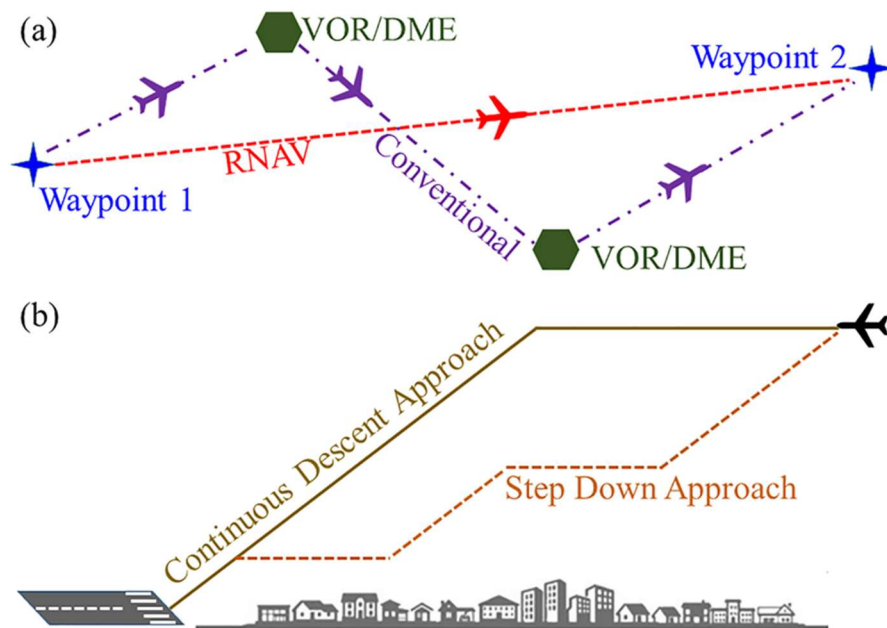


Рисунок 127 – Различия навигации RNAV и "классической навигации"

Основные различия между RNAV и RNP:

- **точность:** в обоих случаях требуемая точность задается числом, но RNP обычно предъявляет более строгие требования;
- **автономный мониторинг и предупреждение:** основное отличие RNP от RNAV заключается в том, что RNP включает обязательное требование к наличию системы автономного мониторинга и выдачи предупреждений о состоянии навигационной точности;
- **области применения:** RNP более широко используется в условиях ограниченного пространства и сложного рельефа местности, где требуется высокая точность и надежность, например, при посадках в аэропорты, расположенные в горных районах.

Характеристики RNP и RNAV варьируются в зависимости от этапа полета (например, маршрутный полет, заход на посадку, вылет). Ниже приведены основные спецификации для разных этапов полета:

1. Маршрутный полет (En-route)

- RNAV 10 (RNP 10):
 - **точность:** ± 10 морских миль (NM);
 - **применение:** используется для полетов в океанских и удаленных районах, где навигационное оборудование на земле ограничено или отсутствует.
- RNAV 5:
 - **точность:** ± 5 NM;
 - **применение:** широко применяется в континентальной части маршрутов, где есть хорошее покрытие наземными навигационными системами.

2. Терминальная зона (Terminal Area, TMA)

- RNAV 1:
 - **точность:** ± 1 NM;
 - **применение:** используется в терминальных зонах, где требуется высокая точность для выполнения схем вылета (SID) и захода на посадку (STAR).
- RNP 1:
 - **точность:** ± 1 NM;
 - **применение:** используется для терминальных зон, как и RNAV 1, но включает дополнительные требования по мониторингу и предупреждению.

3. Заход на посадку (Approach)

- RNP APCH (Approach):
 - **точность:** $\pm 0,3\text{--}0,1$ NM в зависимости от фазы захода на посадку;
 - **применение:** используется для некатегорированных заходов на посадку, может включать процедуры с вертикальным наведением (APV).
- RNP AR (Authorization Required) APCH:

- **точность:** от $\pm 0,3$ до $\pm 0,1$ NM или ниже;
 - **применение:** требует специального разрешения и используется для сложных заходов на посадку в горных районах или в условиях ограниченного воздушного пространства. Обеспечивает более точную траекторию и требует расширенных систем мониторинга.
4. Маршруты полет на малых высотах (Low-Level Routes)

– RNAV 2:

- **точность:** ± 2 NM;
- **применение:** используется для маршрутов полета на малых высотах, часто вблизи аэропортов, где необходимо точное наведение.

5. Переходные зоны (Transition Routes)

– RNP 2:

- **точность:** ± 2 NM;
- **применение:** используется на переходных маршрутах, особенно в районах с ограниченным радионавигационным покрытием или в сложных воздушных пространствах.

6. Зоны повышенной точности (High Precision Areas)

– RNP 0.3:

- **точность:** $\pm 0,3$ NM.
- **применение:** применяется в специальных зонах, где требуется очень высокая точность, таких как конечные сегменты захода на посадку в сложных рельефах.

Ключевые моменты:

- RNAV более универсальна и применяется в зонах с различным навигационным покрытием.
- RNP предъявляет более строгие требования и включает функцию мониторинга точности навигации.

Исходный маршрут, который рассматривается при перестроении, можно получить от бортовой функции самолетовождения. Данная функция, при построении маршрута, использует аэронавигационную бортовую базу данных. Для перестроения маршрута необходима информация о рельефе местности, а также о зонах ограничений. Информацию о рельефе предоставляет бортовая база данных рельефа. На аэронавигационных картах отображаются постоянные или долговременные запретные, ограниченные и опасные зоны, кратковременные зоны ограничений содержатся в извещениях передаваемых на борт через диспетчеров УВД с помощью голосовой радиосвязи или с помощью цифровых каналов связи.

Требования по точности выдерживания маршрута согласно правилам Required Navigation Performance (RNP) и Area Navigation (RNAV) должна составлять от 10 NM на маршруте до 0.1...0.3 NM при заходе на посадку. Следовательно, маршрут облета препятствий, ширина туннеля безопасности должны определяться, в том числе и указанными параметрами и зависеть от текущего этапа полета.

3.4.3 Аппаратно-технические требования к бортовой реализации алгоритма

Аппаратно-технические требования к бортовой реализации алгоритма включают:

- точность вычислений;
- производительность и быстродействие;
- отказоустойчивость и резервирование;
- устойчивость к внешним воздействиям;
- интерфейсы и интеграция с системами ВС;

- оптимизированное энергопотребление и тепловой режим
- кибербезопасность и защита данных;
- ремонтпригодность и обновляемость.

Точность вычислений заключается в поддержке высокоточных алгоритмов навигации и управления. Требуется минимальная погрешность при обработке данных от ГНСС, ИНС, радиолокационных и барометрических датчиков. Для данной функции требуется обеспечивать коррекцию траектории с точностью до $0,1^\circ$ для курса и до 1 метра для высоты. Точность вычислений должна учитываться при формировании размеров туннеля безопасности.

Производительность и быстродействие заключается в минимизации задержек при обработке данных (максимальное время реакции – до 1 мс). Для этого должна быть реализована поддержка параллельной обработки входных сигналов от нескольких каналов связи и навигации. Производительность процессора должна быть достаточной для многозадачной обработки данных (не менее 1 ГГц для критически важных задач).

Бортовой алгоритм оперативной реконфигурации маршрута полета по уровню критичности сопоставим с функцией самолетовождения. Соответственно, требования надежности, отказобезопасности, а также уровня гарантии проектирования функции оперативной реконфигурации маршрута полета должны соответствовать аналогичным требованиям к функции самолетовождения. Требования к **отказобезопасности** КБО ВС устанавливаются на основе вероятности отказов и их потенциальных последствий для безопасности полёта. Вероятность отказа обычно классифицируется в соответствии с уровнем критичности отказа и должна быть минимизирована в зависимости от возможного влияния на безопасность. Уровни отказобезопасности регламентируются международными авиационными стандартами, такими как ARP4761 и ARP4754 от SAE (Society of Automotive Engineers), а также стандартами RTCA DO-178C для ПО и DO-254 для аппаратных средств.

Для оценки отказобезопасности систем ВС часто используются пять основных уровней критичности отказов, каждый из которых связан с допустимой вероятностью отказа.

Катастрофический отказ (Catastrophic) - отказ, который приводит к гибели людей, потере ВС или разрушению конструкции. Допустимая вероятность отказа: не чаще 1 на 10 миллионов полётных часов (10^{-9} на час полета). Примеры катастрофических отказов: отказ системы управления, ведущий к потере управления, или полная потеря электроснабжения.

Критический отказ (Hazardous/Severe Major) – отказ, который может существенно снизить возможности пилотов управлять ВС, создаёт большие физические и психологические нагрузки и может привести к серьёзным травмам пассажиров и экипажа. Допустимая вероятность отказа: не чаще 1 на миллион полётных часов (10^{-7} на час полета). Примеры таких отказов – отказ двигательной установки или части бортовых систем, например - резкое снижение давления в кабине.

Серьёзный отказ (Major) - отказ, который существенно снижает безопасность полёта или увеличивает нагрузку на экипаж, но не представляет немедленной опасности для ВС и пассажиров. Допустимая вероятность отказа: не чаще 1 на 100 тысяч полётных часов (10^{-5} на час полета). Примеры таких отказов – частичная потеря управления навигационной системой или отказ одной из вспомогательных систем управления.

Минорный отказ (Minor) – отказ, который незначительно влияет на безопасность полёта и почти не повышает нагрузку на экипаж, не представляет угрозы для пассажиров. Допустимая вероятность отказа: не чаще 1 на 10 тысяч полётных часов (10^{-4} на час полета). Примеры таких отказов – отказ одного из несущественных приборов или незначительное отклонение в данных от второстепенных датчиков.

Незначительный отказ (No Safety Effect) – отказ, который не оказывает какого-либо влияния на безопасность полёта или нагрузку на экипаж. Допустимая

вероятность отказа: ограничений на частоту нет, так как отказ не влияет на безопасность. К этой категории можно отнести незначительный сбой в развлекательной системе для пассажиров или в системах, не связанных с безопасностью.

Чтобы соответствовать этим требованиям, бортовые системы проектируются с избыточностью и резервированием. Наиболее критичные системы имеют несколько резервных контуров, которые автоматически активируются при отказе основного канала. Эти меры могут включать:

- резервирование оборудования;
- системы самодиагностики и прогнозирования отказов;
- изолированные каналы данных и питания.

Одной из ключевых функций в КБО ВС является – функция самолетовождения. Для функции самолетовождения (или управления траекторией полёта, flight path management) в КБО современных ВС требования к отказобезопасности являются очень строгими, поскольку эта функция относится к категории критичных для безопасности. Допустимая вероятность отказа для функции самолетовождения соответствует катастрофическому отказу и не должна превышать 10^{-9} на час полёта.

Для обеспечения столь низкой вероятности отказа в системах самолетовождения применяется многоканальное резервирование, детализированная система диагностики и самопроверки, а также дополнительные уровни защиты, чтобы снизить риски даже при отказе одного или нескольких компонентов системы.

Резервирование оборудования заключается в использование нескольких экземпляров важного оборудования для дублирования и повышения надёжности.

Система самодиагностики предназначена для выявления потенциальных проблем до проявления критических последствий отказа.

Изолирование каналов данных и обеспечение резервирования питания позволяет предотвратить каскадные отказы из-за проблем в одной из подсистем. Эти

меры помогают поддерживать необходимые уровни отказобезопасности и выполнять требования авиационных регуляторов.

Устойчивость к внешним воздействиям заключается в работоспособности в диапазоне рабочих температур: от -55 °C до +85 °C, а также устойчивость к вибрациям (не менее 2 г в диапазоне 10-2000 Гц) и перегрузкам до 9 единиц. Должно обеспечиваться соответствие стандартам DO-160G (устойчивость авиационного оборудования внешним воздействующим факторам) и DO-178C (авиационное ПО).

Так как бортовой алгоритм будет работать в составе КБО, должна быть реализована поддержка таких **интерфейсов**, как: ARINC 429, ARINC 664 и MIL-STD-1553 для интеграции с автопилотом, системами управления полетом, связи, двигателями и системой управления воздушным движением. Также требуется реализация возможности подключения внешних датчиков и каналов связи без необходимости модификации основной архитектуры.

ВС ограничено по энергопотреблению, так как это напрямую влияет на вес и экономическую целесообразность использования конкретного ВС для той или иной задачи. В связи с этим требуется оптимизированное энергопотребление и тепловой режим. Максимально допустимое потребление электроэнергии не более 100 Вт. Необходима эффективная система охлаждения: поддержка активного и пассивного охлаждения, способность поддерживать оптимальную рабочую температуру.

Бортовой алгоритм оперативной реконфигурации маршрута полета должен иметь защиту от несанкционированного доступа и помех, в соответствии с авиационными стандартами **кибербезопасности**. Также в алгоритме должны быть реализованы шифрование и аутентификация каналов связи, а также защиты от подмены данных.

Бортовая реализация должна иметь модульную конструкцию с возможностью быстрого доступа к основным элементам для упрощения **замены и обслуживания**, а также поддерживать обновление ПО через стандартные интерфейсы без демонтажа.

Таким образом, исходя из представленной выше информации, можно утверждать, что точность навигации существенно зависит от типа датчиков, используемых для навигации. Максимальную точность 1 м и лучше обеспечивают спутниковая навигационная система при использовании коррекции от наземных станций. Ошибки в определении собственного местоположения могут достигать 1 км при использовании радионавигационных систем типа VOR-DME. Ошибки в определении координат препятствий, получаемых от таких систем с применением лидаров могут достигать 10 метров, а при использовании метеолокаторов до 1-5 км. Следовательно, маршрут облета препятствий, ширина туннеля безопасности должны определяться в том числе и указанными параметрами т.е. зависеть от используемых на конкретном ВС систем навигации и датчиков для определения координат препятствий.

Требования по точности выдерживания маршрута согласно правилам Required Navigation Performance (RNP) и Area Navigation (RNAV) должна составлять от 10 NM на маршруте до 0.1...0.3 NM при заходе на посадку. Следовательно, маршрут облета препятствий, ширина туннеля безопасности должны определяться, в том числе и указанными параметрами и зависеть текущего этапа полета.

Аппаратно-технические требования обеспечиваются совокупностью следующих характеристик: точность вычислений, производительность и быстродействие, отказоустойчивость и резервирование, устойчивость к внешним воздействиям, интерфейсы и интеграция с системами ВС, оптимизированное энергопотребление и тепловой режим, кибербезопасность и защита данных, ремонтпригодность и обновляемость. Эти требования для функции оперативной реконфигурации маршрута полета аналогичны ФПО самолетовождения т.е. ФПО оперативной реконфигурации маршрута полета может работать на таких же вычислительных системах, на которых выполняется ФПО самолетовождения.

3.5 Разработка бортового алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета

Исходя из описанных выше требований схема бортового алгоритма должна быть реализована на СРІОМ в составе бортового вычислителя (рисунок 128).

Бортовой алгоритм получает данные о текущем положении ВС от навигационной системы, информацию об имеющихся метеообразованиях от метеолокатора (метеообразования, грозовые фронты), спутниковой системы и радиосвязи (погодные данные), а также данные о препятствиях от системы улучшенного видения. Принимает исходный маршрут от FMS, после этого оценивает безопасность маршрута, сравнивая исходный маршрут с расположением препятствий на этом маршруте, при этом учитывая ограничения ВС при реализации этого маршрута, получая ЛТХ, состояние ВС и ширину тоннеля безопасности от бортового сервера данных. Если маршрут безопасен, то бортовой алгоритм переходит к шагу оценки реализуемости маршрута и расчета скорости пролета по маршруту. Если исходный маршрут не реализуем, то выполняется расчет альтернативных маршрутов. После нахождения альтернативных маршрутов выполняется переход к оценке реализуемости и расчету скорости пролета по маршруту, если найденные маршруты не реализуемы, то алгоритм возвращается на шаг расчета альтернативных маршрутов с тем, чтобы произвести пересчет, например, за счет изменения параметров тоннеля безопасности. Если реализуемые маршруты найдены, то алгоритм переходит к шагу выбора оптимального маршрута, для чего реализуемые маршруты отображаются экипажу на многофункциональных индикаторах. Экипаж с помощью пульта управления выбирает оптимальный маршрут. Перестроенный маршрут передается в СРІОМ FMS и в дальнейшем отображается на многофункциональных дисплеях или на индикаторах на лобовом стекле в виде отклонения директорных планок или в виде дороги в небе,

упрощающей пилотируемое в сложных условиях для реализации полета в директорном режиме, а также поступает в виде управляющих команд в автопилот для реализации полета в автоматическом режиме.

Исходя из анализа состава и архитектуры современных КБО, устанавливаемых на ВС нормальной и транспортной категории, созданных с реализацией принципов ИМА и «стеклянной кабины», рассмотренных выше, видно, что указанные КБО включают основные компоненты, необходимые для работы алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета, а именно:

- навигационную систему;
- систему самолетовождения;
- бортовой сервер данных;
- функциональный контур, предоставляющий данные о препятствиях:
 - метеолокатор;
 - система улучшенного видения/ Лидар.

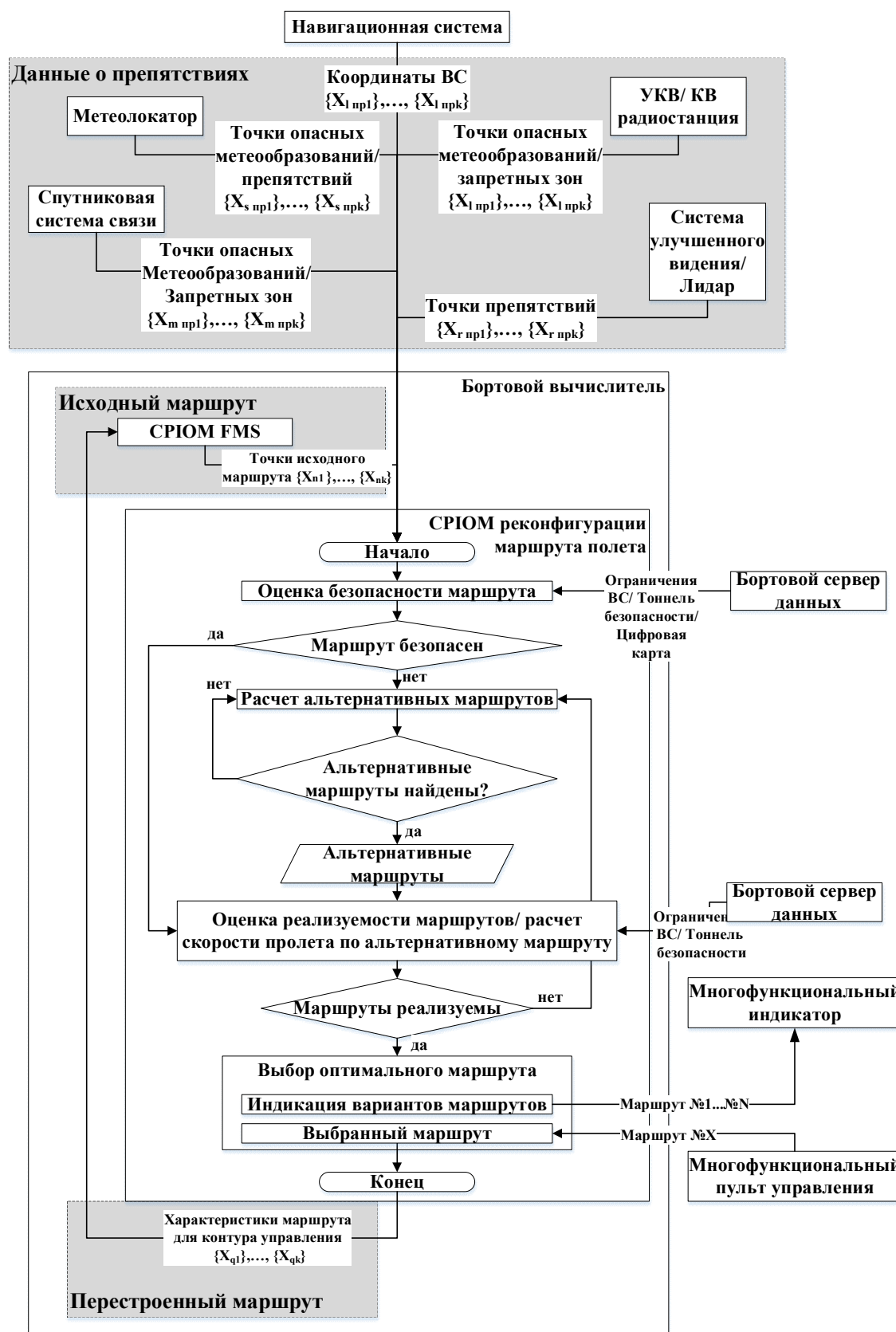


Рисунок 128 – Схема бортового алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета

Так как в КБО, построенных по принципам ИМА все элементы связаны между собой шинами информационного обмена, ФПО оперативной реконфигурации маршрута полета, работающее в составе бортового вычислителя, аналогично модулю, в котором реализовано ФПО самолетовождения, не потребует прокладки дополнительных проводов, так как вся требуемая информация уже поступает в вычислитель. Также не потребуются доработка блоков, обеспечивающих ФПО входными данными, так как выдаваемой информации достаточно для работы алгоритма. Отсюда мы можем сделать вывод, что вся аппаратная составляющая КБО обеспечивает требуемый функционал для работы алгоритма и ФПО его реализующего.

Рассмотрим необходимые программные доработки на примере двух КБО, рассмотренных ранее. Архитектура КБО ВС нормальной категории на примере комплекса Garmin G1000, доработанная для реализации ФПО оперативной реконфигурации маршрута полета представлена на рисунке 129.

Основные функции сосредоточены в индикаторах GDU 1050, частично выполняющих роль центрального вычислителя. В данных блоках реализованы, помимо непосредственно функции индикации, также функции самолетовождения, а также загрузки и хранения баз данных. За функции автопилота, а также комплексирования данных от средств навигации в данной архитектуре отвечает блок интегрированной авионики – GIA 63. Остальные устройства являются поставщиками входных данных для работы алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета. Функции уже реализованные на борту ВС в составе КБО для решения задачи оперативной реконфигурации маршрута полета с целью облета препятствий обозначены не закрашенными блоками, функции, рассматриваемые в рамках текущей работы закрашены темно-серым цветом, функции, выходящие за рамки данной работы закрашены светло-серым цветом.

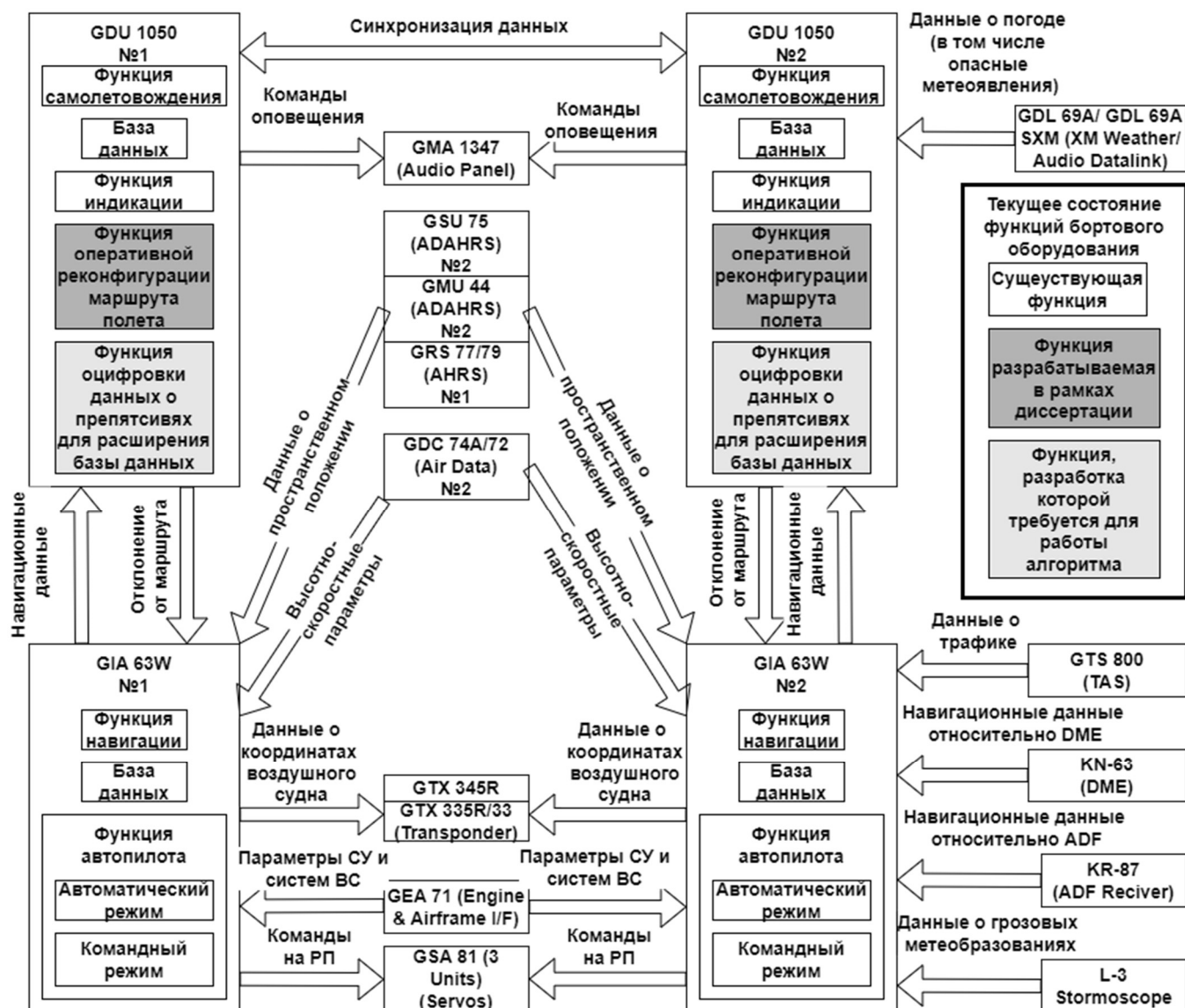


Рисунок 129 – Доработка КБО для ВС нормальной летной категории

Архитектура КБО ВС транспортной категории на примере комплекса самолета SSJ-NEW, доработанная для реализации ФПО оперативной реконфигурации маршрута полета представлена на рисунке 130.

В отличие от КБО G1000, в архитектуре КБО для самолета SSJ-NEW, функции вычислителя вынесены в отдельную подсистему – подсистему центрального вычислителя, с распределением по нескольким вычислительным устройствам. За функции навигации, связи и т.д. отвечают отдельные подсистемы. Такое решение позволяет упростить дополнение функционала для решения задачи оперативной реконфигурации маршрута полета с целью облета препятствий.



Рисунок 130 – Доработка КБО для ВС транспортной категории

3.6 Выводы по главе 3

1. Показано, что разработанный алгоритм оперативной реконфигурации маршрута полета в составе современных КБО, созданных с реализацией принципов ИМА и «стеклянной кабины» необходимо реализовывать в виде функции.
2. Выполненный анализ современных КБО ВС нормальной и транспортной категории показал, что в составе КБО имеется вся номенклатура аппаратных

компонентов, которые необходимы для работы функции оперативной реконфигурации маршрута полета.

3. Для обеспечения работоспособности функции оперативной реконфигурации маршрута полета необходима разработка алгоритма подготовки данных и интеграции координат препятствий, выявленных бортовыми датчиками (метеолокаторами, лидарами, штормоскопами) в цифровую карту, используемую в качестве исходных данных при работе алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета.

4. Сформированы требования к бортовой реализации алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета, в частности функциональные требования к бортовому алгоритму, к точности исходных данных, а также аппаратно-технические требования к бортовой реализации алгоритма.

5. Разработан бортовой алгоритм оперативной реконфигурации маршрута полета.

6. Разработаны рекомендации по доработке типовых КБО для ВС нормальной и транспортной категорий с целью использования ФПО оперативной реконфигурации маршрута полета.

ГЛАВА 4. Оценка работоспособности бортового алгоритма (функции) оперативной реконфигурации маршрута полета

Проверка адекватности бортового алгоритма (функции) оперативной реконфигурации маршрута полета проводилась при решении тестовых задач, предполагающих облет:

- наземных естественных препятствий в виде горного массива;
- воздушных препятствий в виде грозового фронта.

Для демонстрации адаптивности методики и алгоритма к характеристикам ВС оперативная реконфигурация маршрута полета проводилась для ВС двух типов: вертолета транспортной категории типа Ми-8 и самолета транспортной категории типа МС-21.

Моделирование выполнялось с использованием цифровой карты типа SRTM (Shuttle Radar Topography Mission) [38].

4.1 Содержание плана исследований

Исходные данные:

1) маршрут полета в виде координат точек маршрута $X_i(x_{gi}, y_{gi}, z_{gi})$ в нормальной земной системе координат [37]:

- начальной X_1 ;
- промежуточных (поворотных) $X_2, X_3, \dots, X_{n-1}$;

- конечной X_n ;
- 2) ограничение по минимальной высоте полета над поверхностью Земли (в расчетах принято 100 м);
- 3) допустимое отклонение от маршрута полета (в расчетах принято 200 м);
- 4) препятствия (наземные, в виде грозового фронта, запретной зоны полетов) в виде массива координат точек их ограничивающих поверхностей $X_{пр\ 1}, \dots, X_{пр\ m}$.
- 5) карта местности типа SRTM с разрешением 30 метров (рисунок 131);
- 6) рассматриваются ВС:
 - а. вертолета транспортной категории типа Ми-8 со следующими характеристиками и ограничениями [39]:
 - эксплуатационный диапазон изменения нормальной перегрузки $-0.5...2.5$;
 - эксплуатационный диапазон изменения угла крена $-30^\circ...30^\circ$;
 - максимальная скорость изменения перегрузки не более 1 ед/с;
 - максимальная скорость полета по маршруту 240 км/ч;
 - минимальная скорость горизонтального полета 70 км/ч;
 - максимальная скорость изменения крена 24 градуса/с;
 - б. самолета транспортной категории типа МС-21 со следующими характеристиками и ограничениями (общими для пассажирского самолета транспортной категории):
 - эксплуатационный диапазон изменения нормальной перегрузки $-1...2.5$;
 - эксплуатационный диапазон изменения угла крена $-30^\circ...30^\circ$;
 - максимальная скорость изменения перегрузки не более 0.25 ед/с;
 - максимальная скорость полета по маршруту 600 км/ч;
 - минимальная скорость горизонтального полета 310 км/ч;
 - максимальная скорость изменения крена 9 градусов/с.

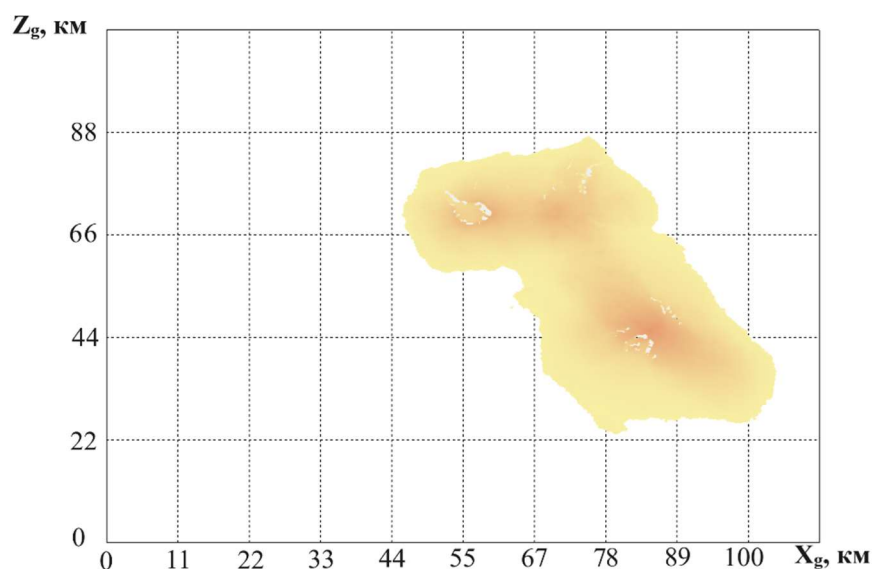


Рисунок 131 – Цифровая карта местности

Необходимо:

- 1) оценить безопасность исходного маршрута полета исходя из минимально допустимого расстояния между маршрутом полета и препятствием в процессе полета и, если исходный маршрут полета не безопасен, рассчитать альтернативные безопасные маршруты полета из начальной в конечную точку маршрута;
- 2) определить возможные скорости полета по альтернативным безопасным маршрутам;
- 3) выбрать альтернативный безопасный маршрут, оптимальный по установленному критерию.

Выше дана общая формулировка задачи исследования. Далее представлено содержание начальных и конечных условий шести решаемых задач.

Задача №1: построить маршрут облета препятствия в горизонтальной плоскости для случая, когда исходный маршрут полета задан двумя точками (рисунок 132), высота полета 300 м, критерий оптимальности – минимальное время полета по маршруту.

Задача №2: построить маршрут облета препятствия в вертикальной плоскости для случая, когда исходный маршрут полета задан двум точками (рисунок 133),

исходная высота полета 300 м, критерий оптимальности – минимальное время полета по маршруту.

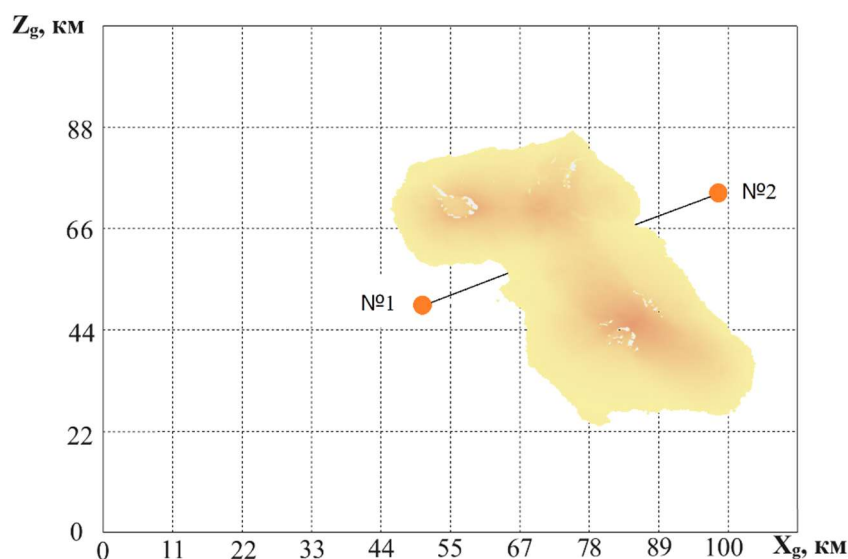


Рисунок 132 – Маршрут полета на цифровой карте местности в горизонтальной плоскости

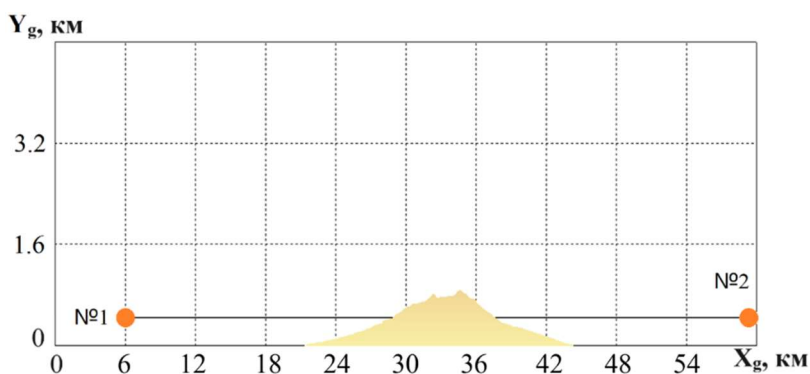


Рисунок 133 – Маршрут полета на цифровой карте местности в вертикальной плоскости

Задача №3: построить маршрут облета в горизонтальной плоскости грозового фронта, представленного в виде нескольких многоугольников, расположенных друг над другом на высотах 2000...4000 м для случая, когда исходный маршрут полета

задан двум точками (рисунок 134), исходная высота полета 2500 м, критерий – минимальное время полета по маршруту.

Задача №4: построить маршрут облета в вертикальной плоскости грозового фронта, представленного в виде нескольких многоугольников, расположенных друг над другом на высотах 2000...4000 м для случая, когда исходный маршрут полета задан двум точками (рисунок 135), исходная высота полета 2500 м, критерий оптимальности – минимальное время полета по маршруту.

Задача №5: построить маршрут облета в горизонтальной плоскости грозового фронта, представленного в виде нескольких многоугольников, расположенных друг над другом на высотах 1600...3500 м для случая, когда исходный маршрут полета задан двум точками (рисунок 136), исходная высота полета 2500 м, нижний край грозового фронта касается земной поверхности (правый нижний угол грозового фронта рисунок 136). Критерий оптимальности – минимальное время полета по маршруту.

Задача №6: построить маршрут облета в вертикальной плоскости грозового фронта, представленного в виде нескольких многоугольников, расположенных друг над другом на высотах 1600...3500 метров для случая, когда исходный маршрут полета задан двум точками (рисунок 137), исходная высота полета 2000 м, нижний край грозового фронта местами касается земной поверхности (правый нижний угол грозового фронта рисунок 136). Критерий оптимальности – минимальное время полета по маршруту.

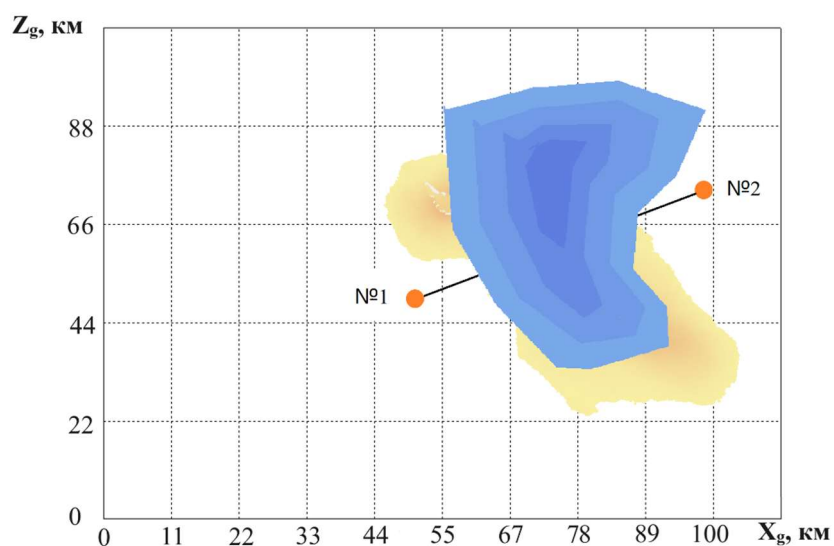


Рисунок 134 – Маршрут на цифровой карте местности в горизонтальной плоскости с грозным фронтом на высотах 2000...4000 метров

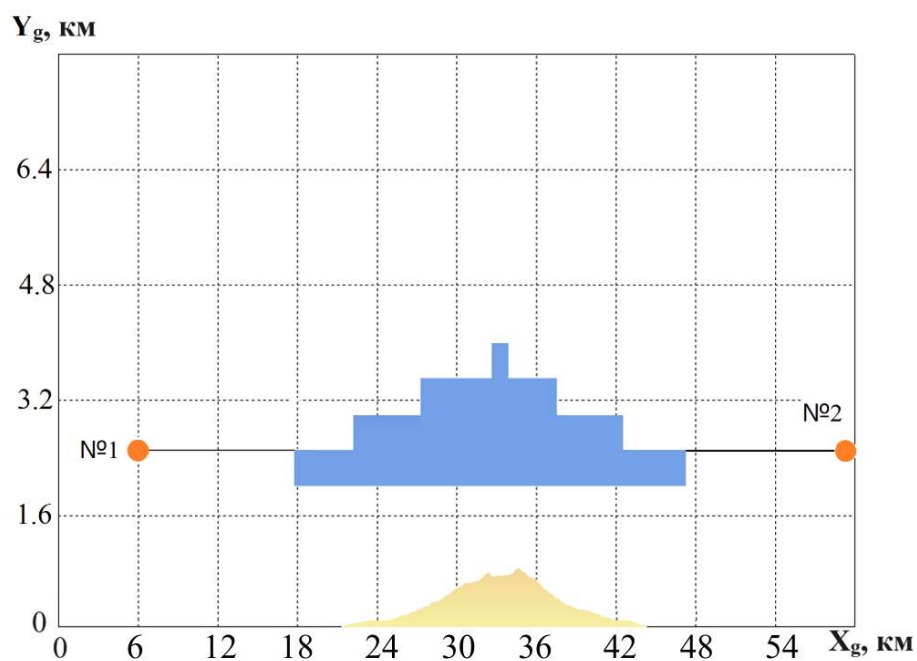


Рисунок 135 – Маршрут на цифровой карте местности в вертикальной плоскости с грозным фронтом на высотах 2000...4000 метров

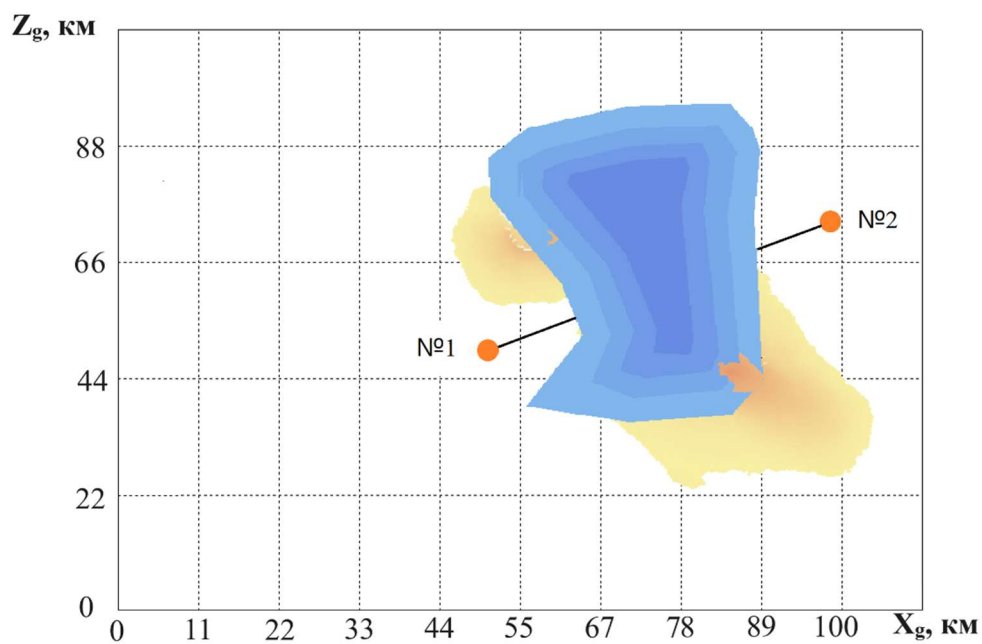


Рисунок 136 – Маршрут на цифровой карте местности в горизонтальной плоскости с грозным фронтом на высотах 1600...3500 метров

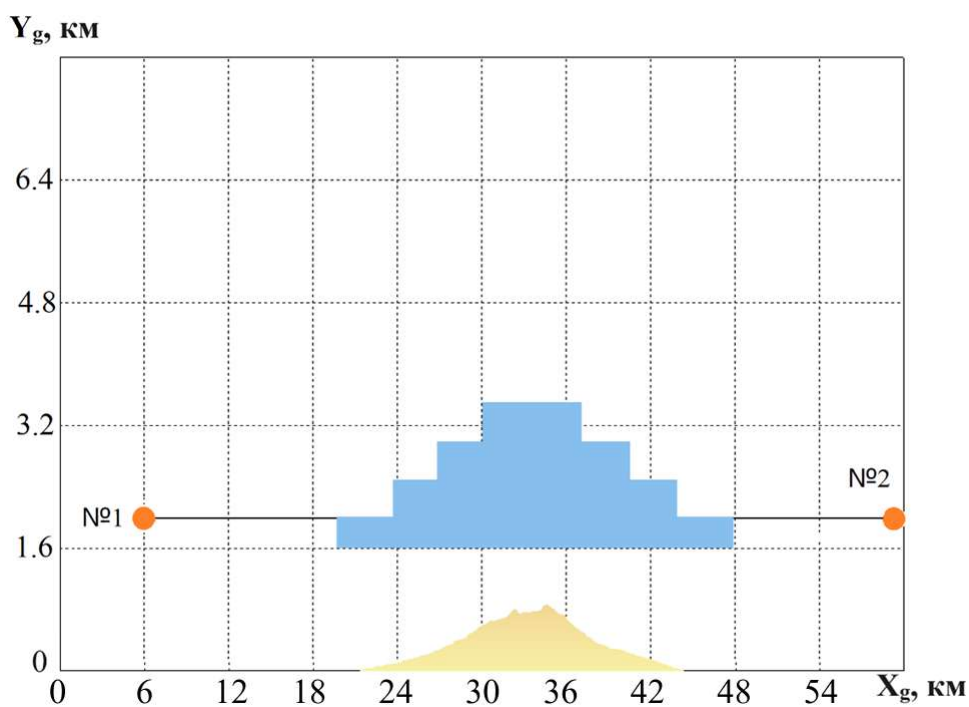


Рисунок 137 – Маршрут на цифровой карте местности в вертикальной плоскости с грозным фронтом на высотах 1600...3500 метров

4.2 Оперативная реконфигурация маршрута полета вертолета транспортной категории при полете над сложным рельефом местности и наличии грозового фронта

Задача №1

Результаты решения задачи №1 в виде альтернативных безопасных маршрутов облета препятствия в горизонтальной плоскости представлены на рисунке 138.

Альтернативные безопасные маршруты облета препятствий в горизонтальной плоскости имеют следующие характеристики:

- 1) №1 (желтая линия на рисунке 138) – 80544 м;
- 2) №2 (красная линия на рисунке 138) – 99258 м.
- 3)

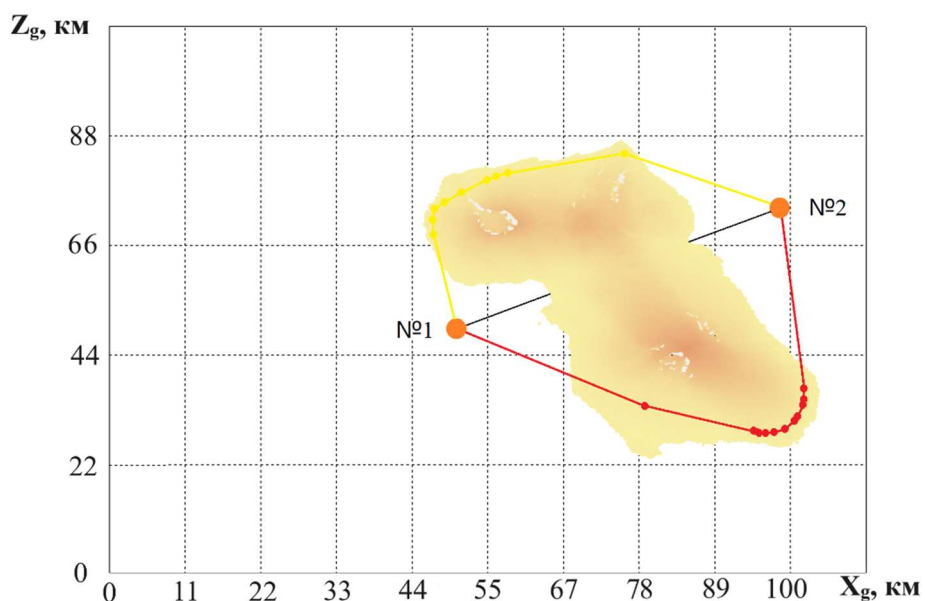


Рисунок 138 – Альтернативные безопасные маршруты полета на цифровой карте местности в горизонтальной плоскости для ВС типа Ми-8

Маршрут полета при реализации **маршрута №1** показан желтым цветом на рисунке 139, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих

параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета представлена на рисунках 140 и 141. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 142.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете связан с выходом ВС на ограничение по углу крена ($\gamma_{\text{макс}} = \pm 30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 20 с.

Время прохождения маршрута составило – 1377 с, при этом скорость изменялась в диапазоне - 79...240 км/ч (рисунок 143).

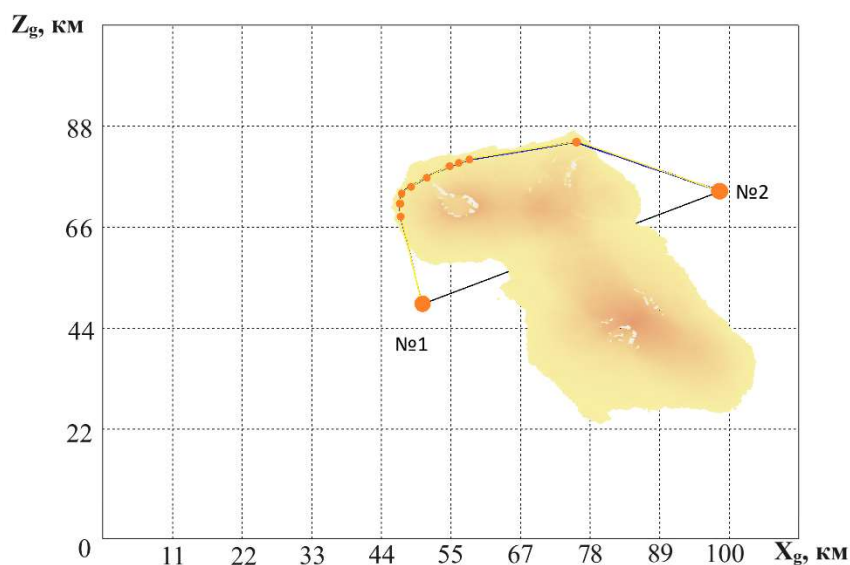


Рисунок 139 – Маршрут и траектория полета №1

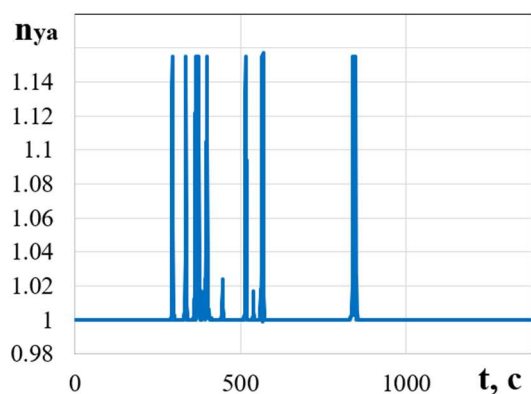


Рисунок 140 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №1

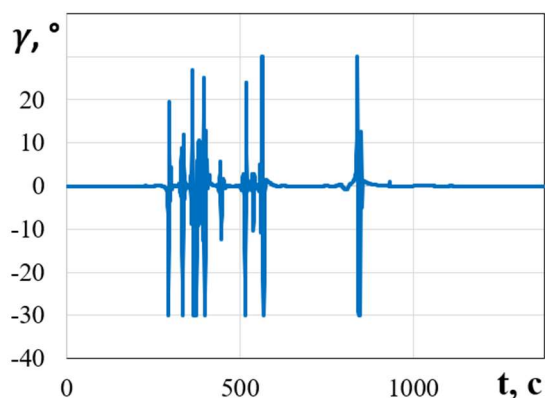


Рисунок 141 – Изменение угла крена при полете по маршруту №1

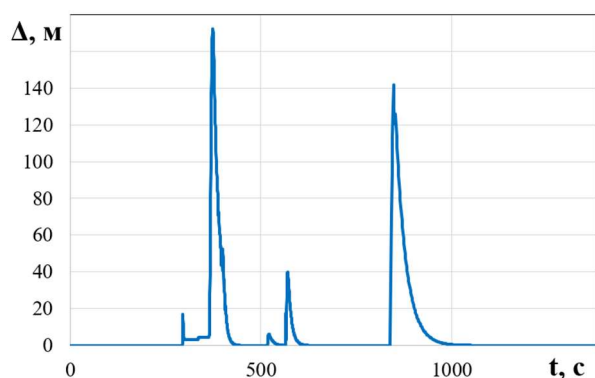


Рисунок 142 – Отклонение траектории от маршрута №1

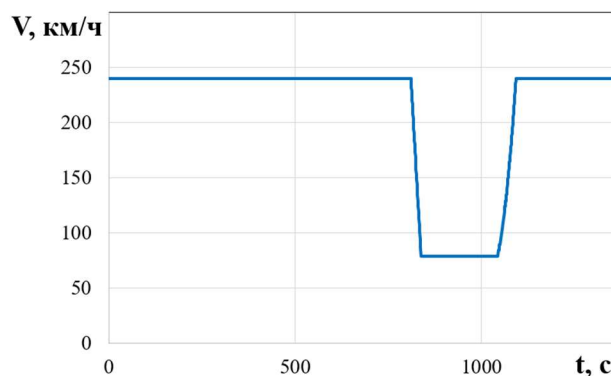


Рисунок 143 – Изменение скорости при пролете по маршруту №1

Маршрут полета при реализации **маршрута №2** показан красным цветом на рисунке 144, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета представлена на рисунках 145 и 146. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 147.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете связан с выходом ВС на ограничение по углу крена ($\gamma_{\text{макс}} = \pm 30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 7 с.

Время прохождения маршрута составило – 1489 с, при этом скорость составила – 240 км/ч (рисунок 148).

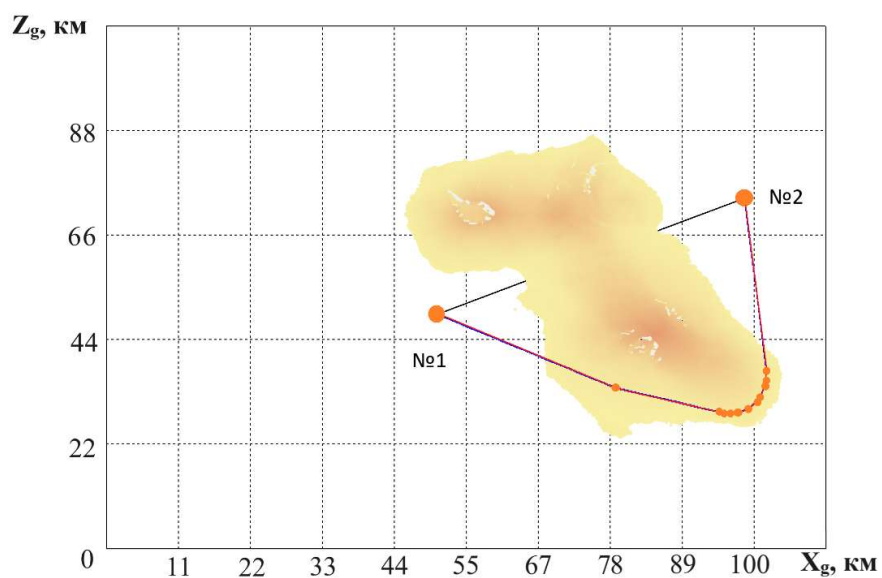


Рисунок 144 – Маршрут и траектория полета №2

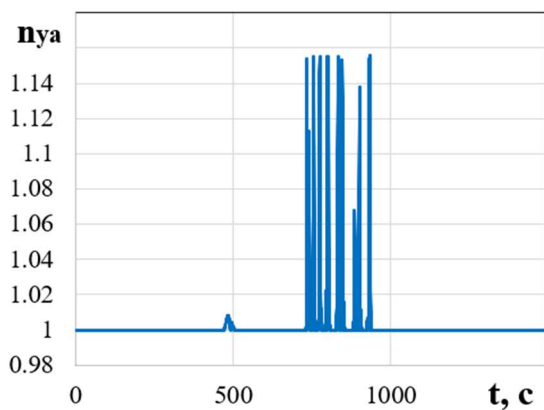


Рисунок 145 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №2

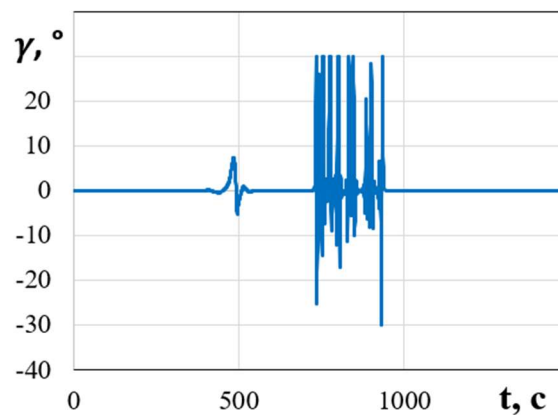


Рисунок 146 – Изменение угла крена при полете по маршруту №2

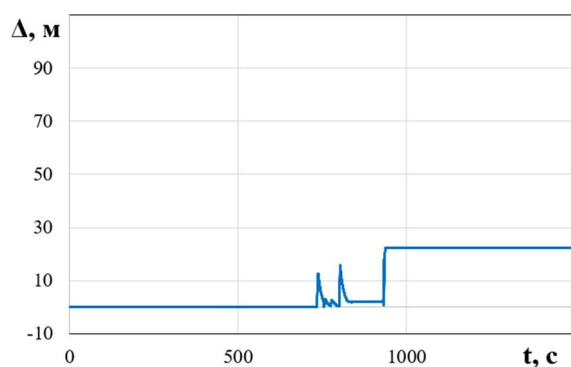


Рисунок 147 – Отклонение траектории от маршрута №2

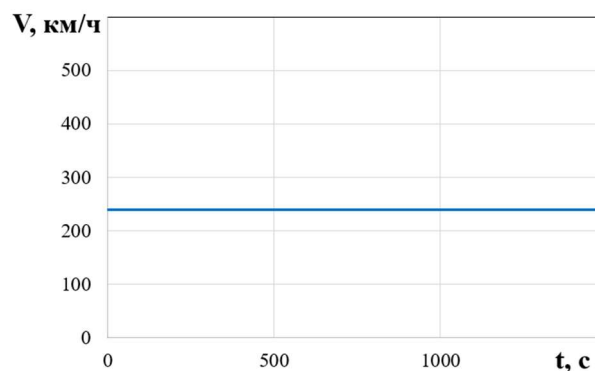


Рисунок 148 – Изменение скорости при пролете по маршруту №2

Таким образом, оптимальным, с точки зрения протяженности и времени прохождения, является маршрут №1.

Задача №2

Результаты решения задачи №2 в виде альтернативного безопасного маршрута облета препятствия в вертикальной плоскости представлены на рисунке 149.

Альтернативный безопасный маршрут облета препятствий в вертикальной плоскости имеет протяженность – 53559 м.

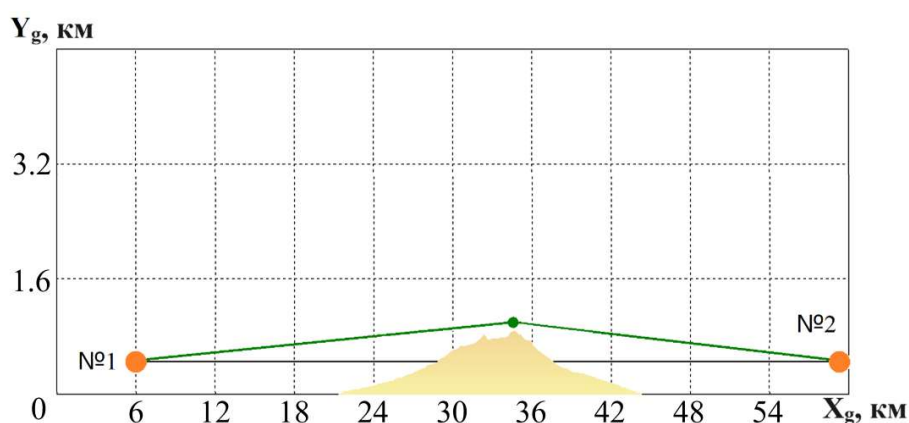


Рисунок 149 – Альтернативный маршрут полета на цифровой карте местности в вертикальной плоскости для ВС типа Ми-8

Маршрут полета показан зеленым цветом на рисунке 150, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла наклона траектории) от времени полета представлена

на рисунках 151 и 152. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 153.

Время прохождения маршрута составило – 804 с, при этом скорость составила – 240 км/ч (рисунок 154).

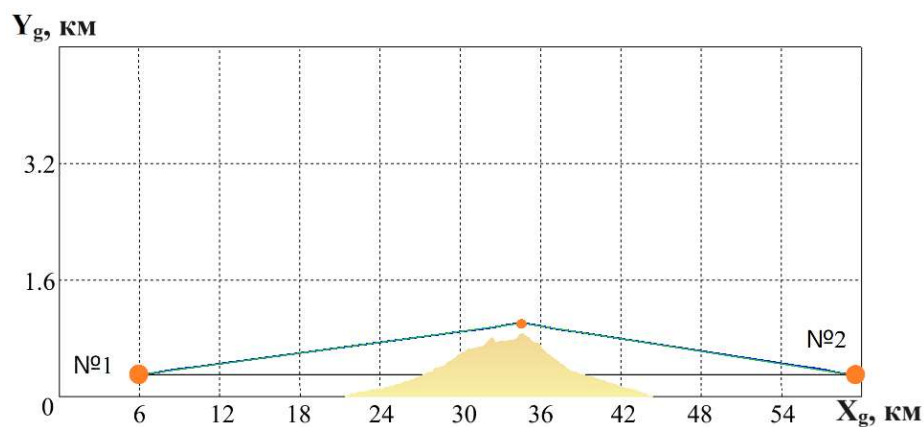


Рисунок 150 – Маршрут и траектория полета

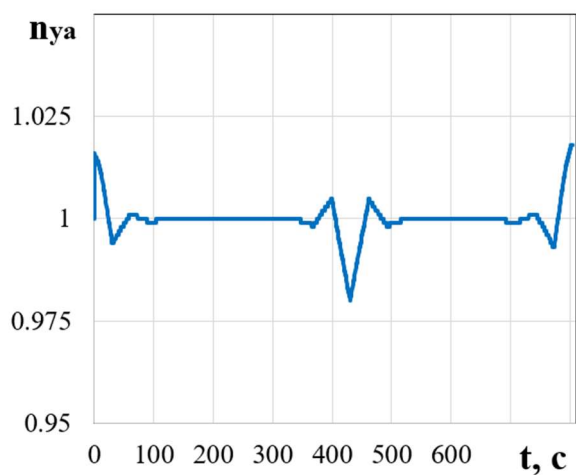


Рисунок 151 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту

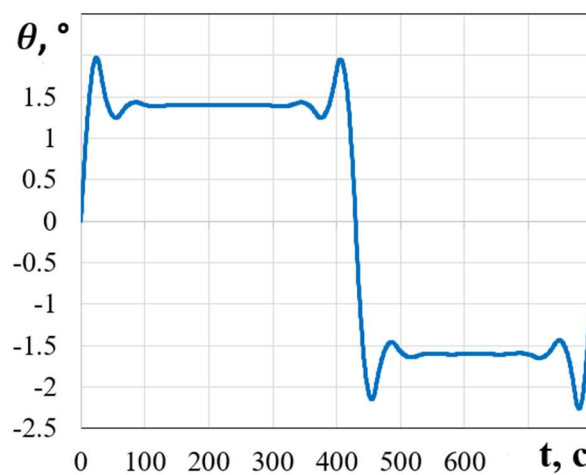


Рисунок 152 – Изменение угла наклона траектории при полете по маршруту

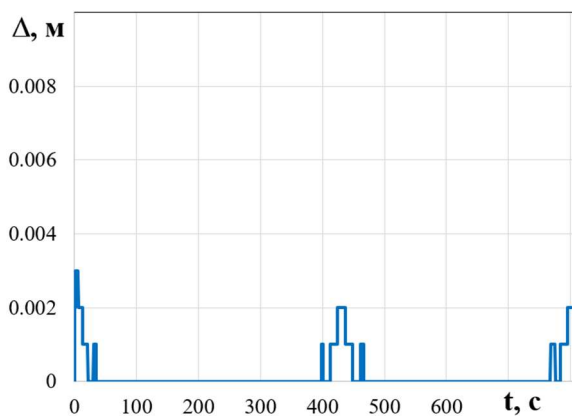


Рисунок 153 – Отклонение траектории от маршрута

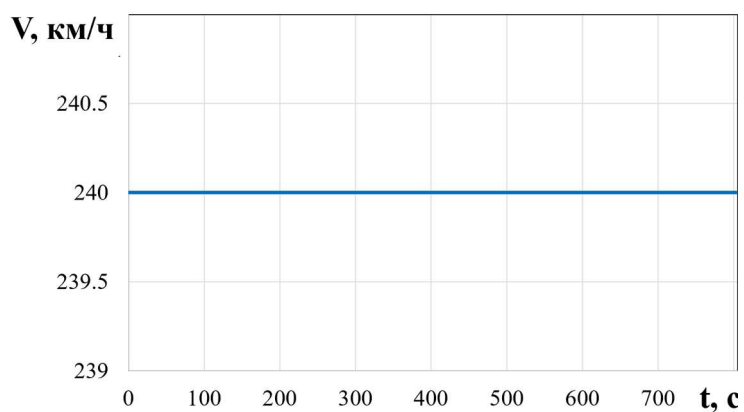


Рисунок 154 – Изменение скорости при пролете по маршруту

Задача №3

Результаты решения задачи №3 в виде альтернативных безопасных маршрутов облета грозового фронта в горизонтальной плоскости представлены на рисунке 155.

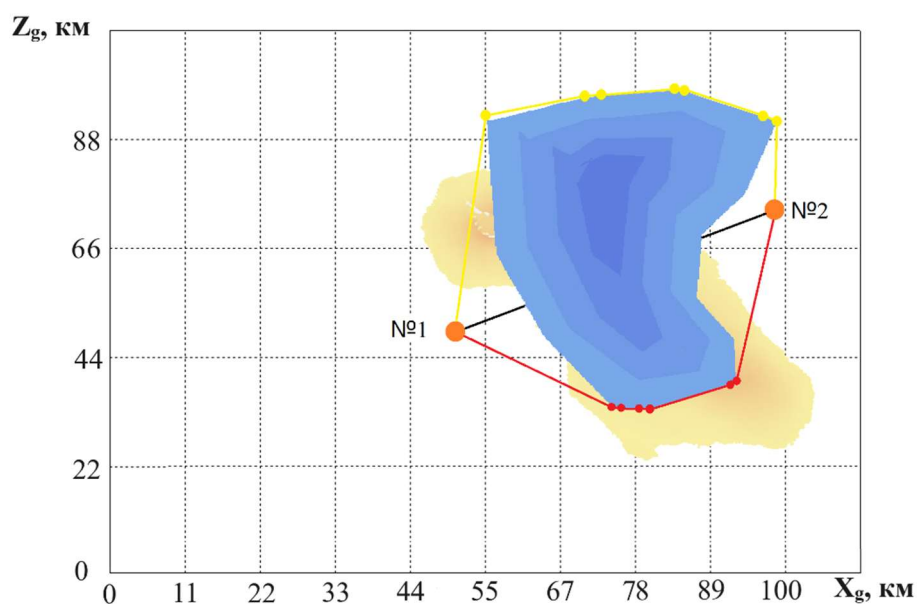


Рисунок 155 – Альтернативные маршруты полета на цифровой карте местности в горизонтальной плоскости при облете грозового фронта для ВС типа Ми-8

Полученные с использованием разработанного алгоритма альтернативные безопасные маршруты облета препятствий имеют следующие протяженности:

1. №1 (желтая линия на рисунке 155) – 107360 м;
2. №2 (красная линия на рисунке 155) – 83439 м.

Маршрут полета при реализации **маршрута №1** показан желтым цветом на рисунке 156, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета представлена на рисунках 157 и 158. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 159.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете связан с выходом ВС на ограничение по углу крена ($\gamma_{\text{макс}} = \pm 30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 33 с.

Время прохождения маршрута составило – 1792 с, при этом скорость изменялась в диапазоне - 155...240 км/ч (рисунок 160).

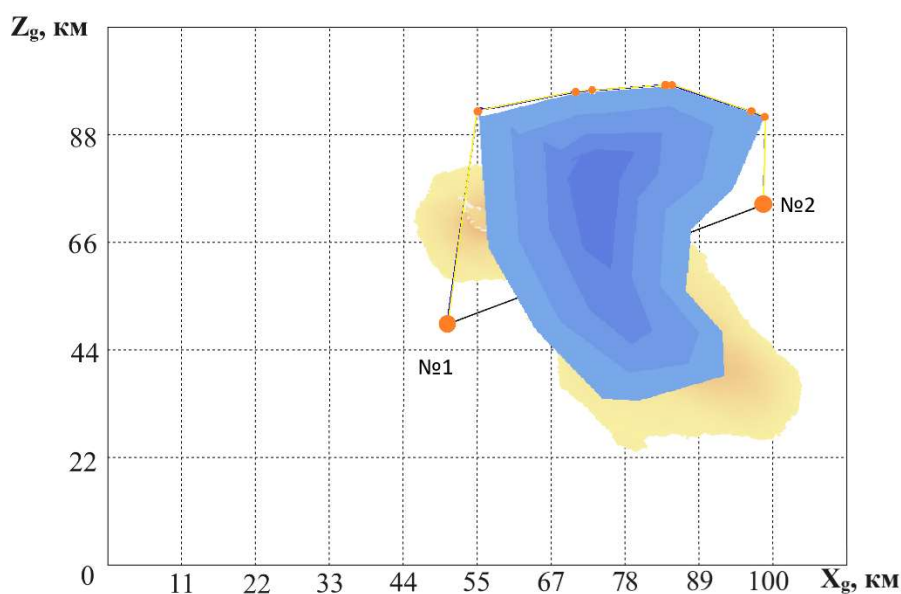


Рисунок 156 – Маршрут и траектория полета №1

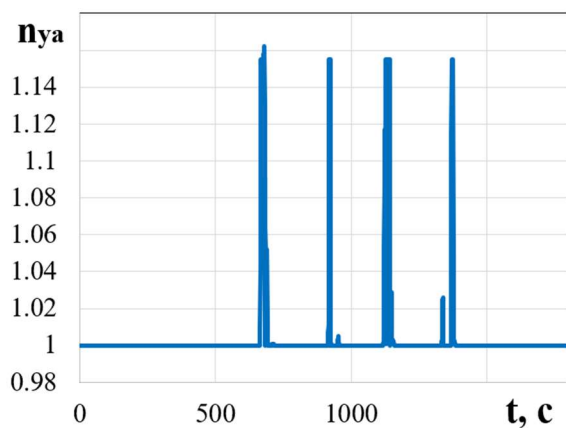


Рисунок 157 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №1

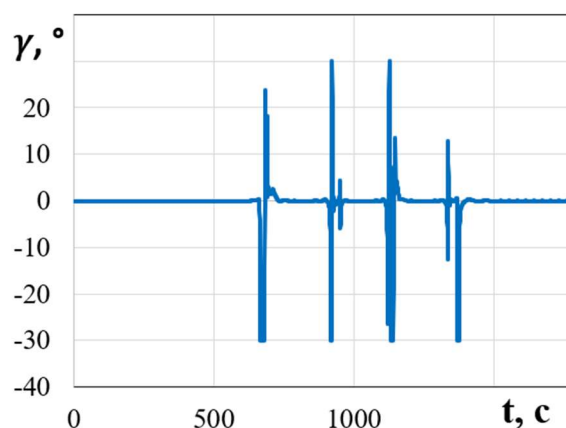


Рисунок 158 – Изменение угла крена при полете по маршруту №1

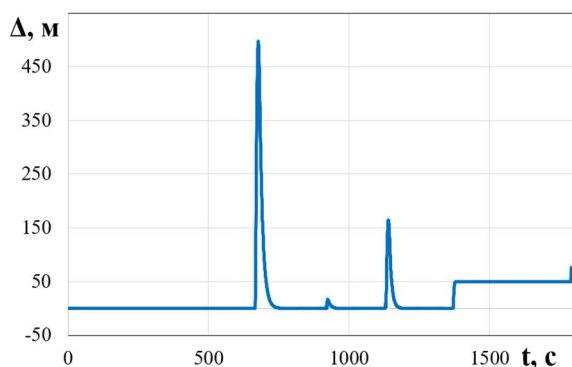


Рисунок 159 – Отклонение траектории от маршрута №1

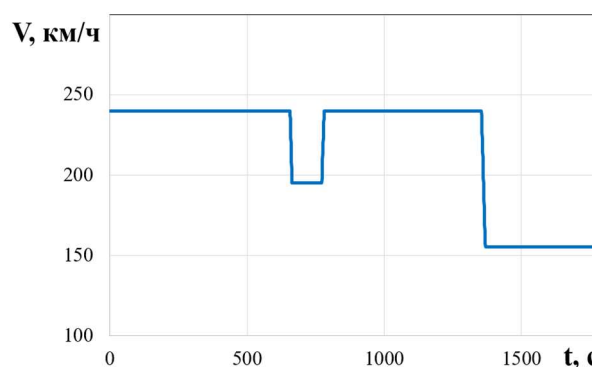


Рисунок 160 – Изменение скорости при полете по маршруту №1

Маршрут полета при реализации **маршрута №2** показан красным цветом на рисунке 161, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета представлена на рисунках 162 и 163. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 164.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете связан с выходом ВС на ограничение по углу крена ($\gamma_{\text{макс}} = \pm 30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 10 с.

Время прохождения маршрута составило – 1681 с, при этом скорость изменялась в диапазоне – 134...240 км/ч (рисунок 165).

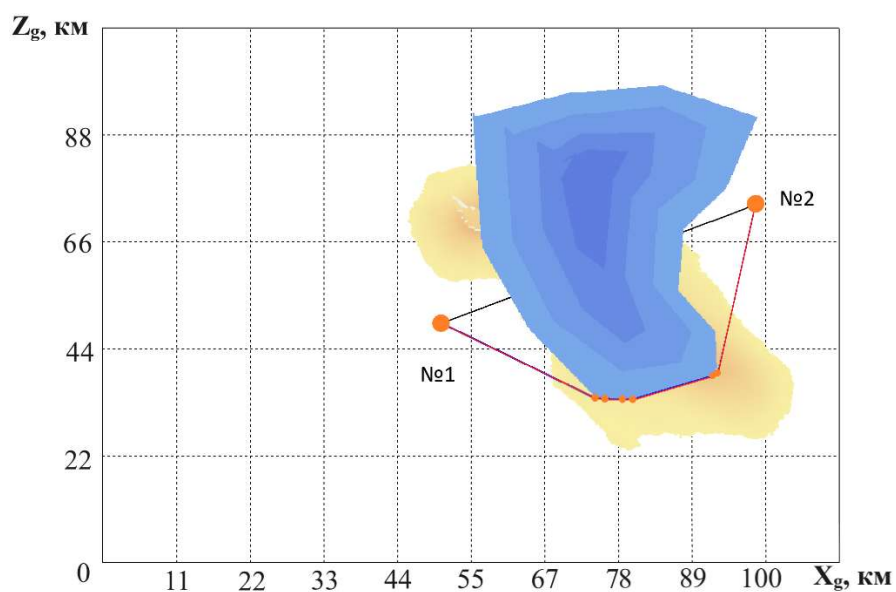


Рисунок 161 – Маршрут и траектория полета №2

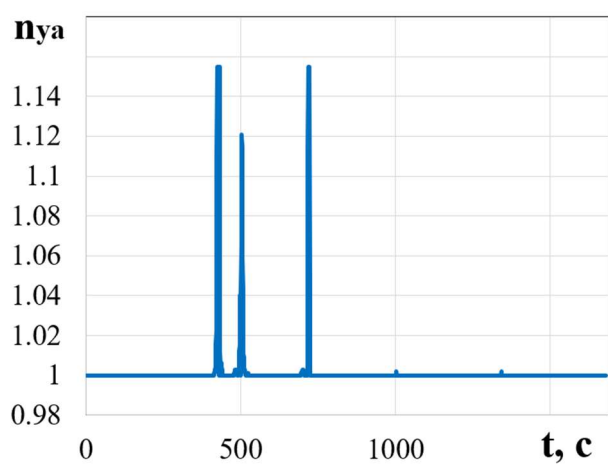


Рисунок 162 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №2

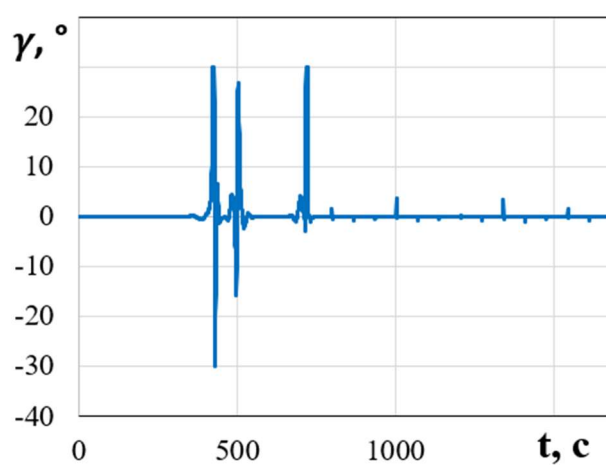


Рисунок 163 – Изменение угла крена при полете по маршруту №2

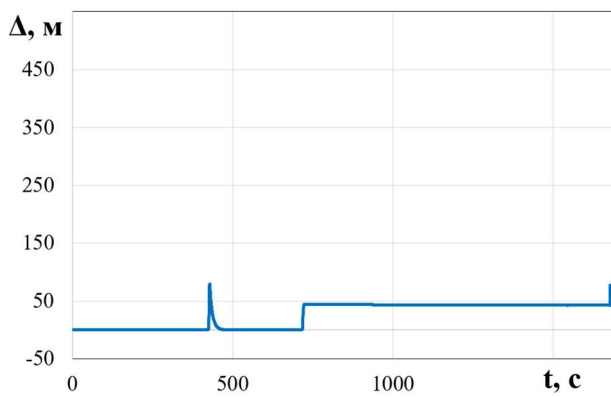


Рисунок 164 – Отклонение траектории от маршрута №2

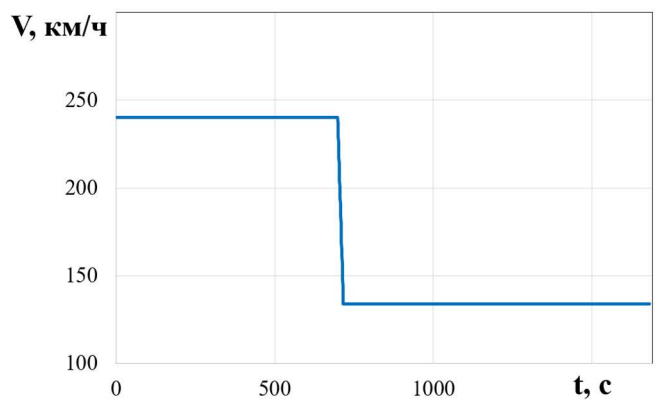


Рисунок 165 – Изменение скорости при пролете по маршруту №2

Таким образом, оптимальным, с точки зрения протяженности и времени прохождения, является маршрут №2.

Задача №4

Результаты решения задачи №4 в виде альтернативного безопасного маршрута облета грозового фронта в вертикальной плоскости представлены на рисунке 166.

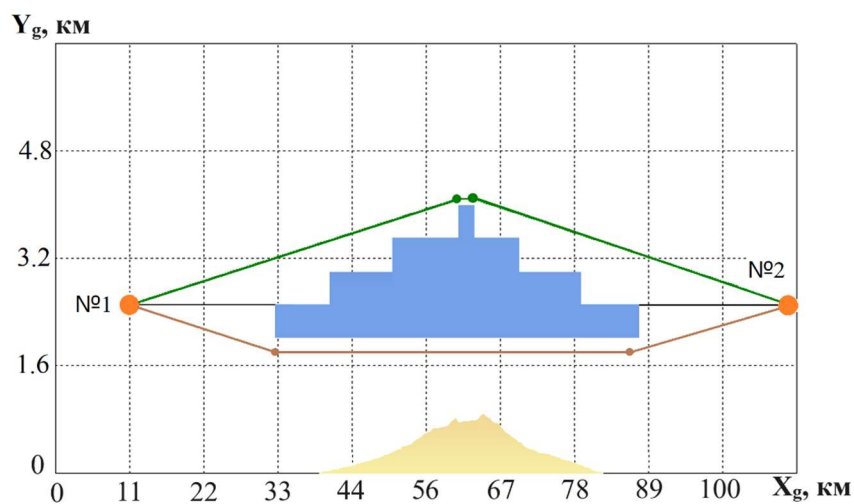


Рисунок 166 – Альтернативные маршруты полета на цифровой карте местности в вертикальной плоскости при облете грозового фронта на высотах 2000...4000 метров для ВС типа Ми-8

Альтернативные безопасные маршруты облета грозового фронта в горизонтальной плоскости имеют следующие протяженности:

- 1) №1 (зеленая линия на рисунке 166) – 53559 м;
- 2) №2 (коричневая линия на рисунке 166) – 53656 м.

Маршрут полета при реализации **маршрута №1** показан зеленым цветом на рисунке 167, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла наклона траектории) от времени полета представлена на рисунках 168 и 169. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 170.

Время прохождения маршрута составило – 804 с, при этом скорость составила – 240 км/ч (рисунок 171).

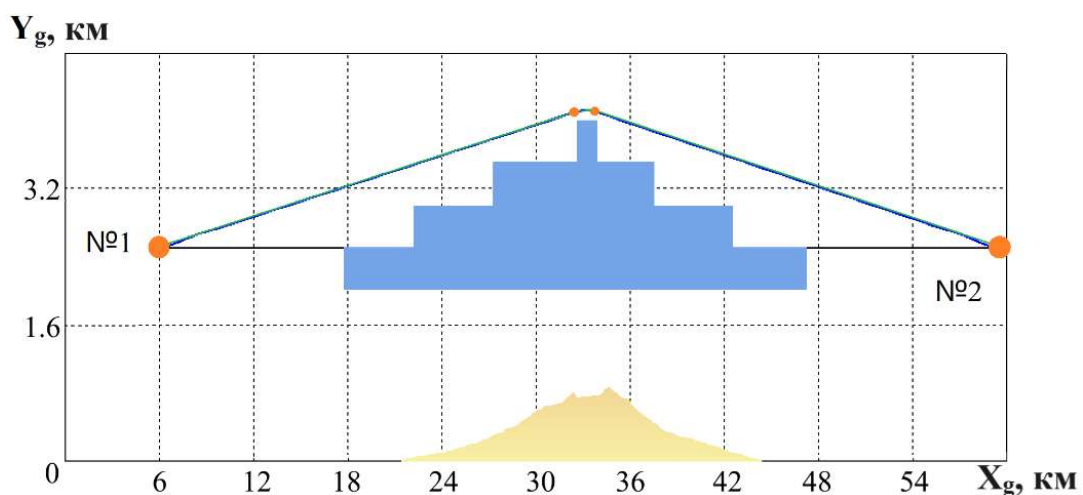


Рисунок 167 – Маршрут и траектория полета №1

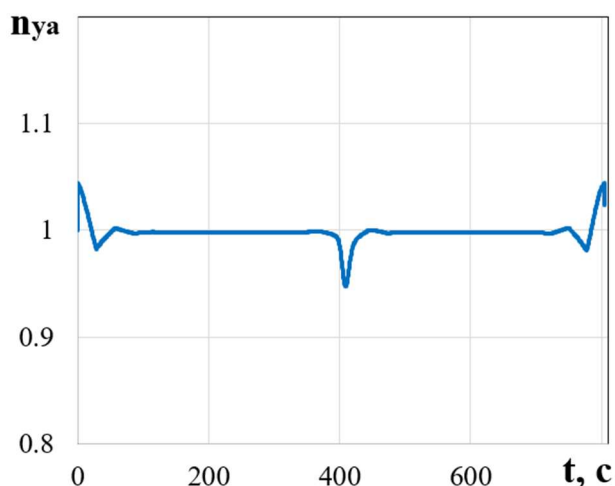


Рисунок 168 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №1

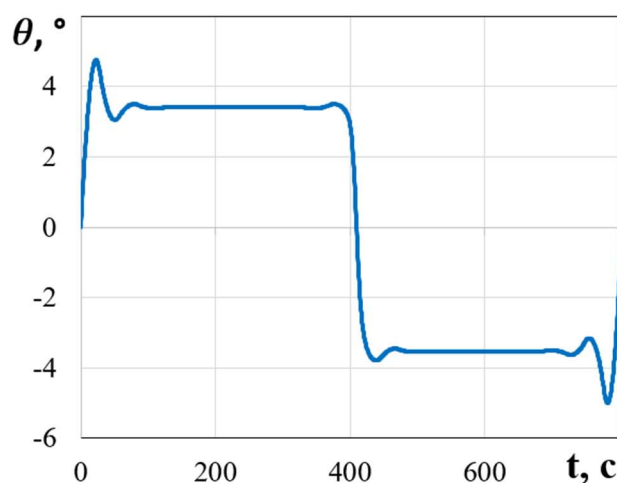


Рисунок 169 – Изменение угла наклона траектории при полете по маршруту №1

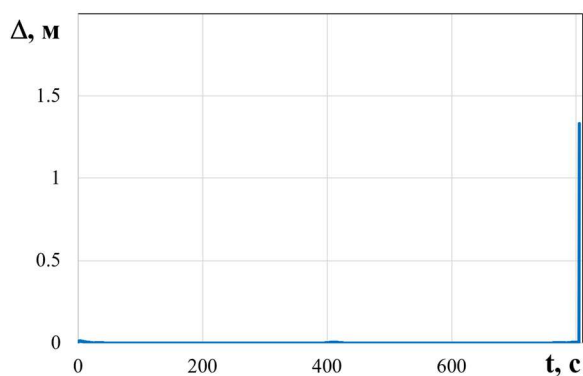


Рисунок 170 – Отклонение траектории от маршрута №1

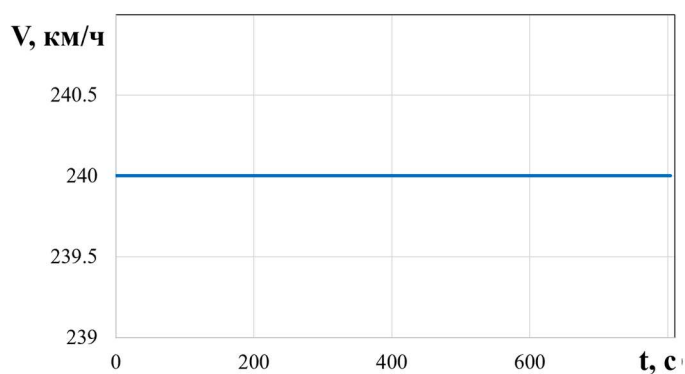


Рисунок 171 – Изменение скорости при пролете по маршруту №1

Маршрут полета при реализации **маршрута №2** показан коричневым цветом на рисунке 172, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла наклона траектории) от времени полета представлена на рисунках 173 и 174. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 175.

Время прохождения маршрута составило – 805 с, при этом скорость составила – 240 км/ч (рисунок 176).

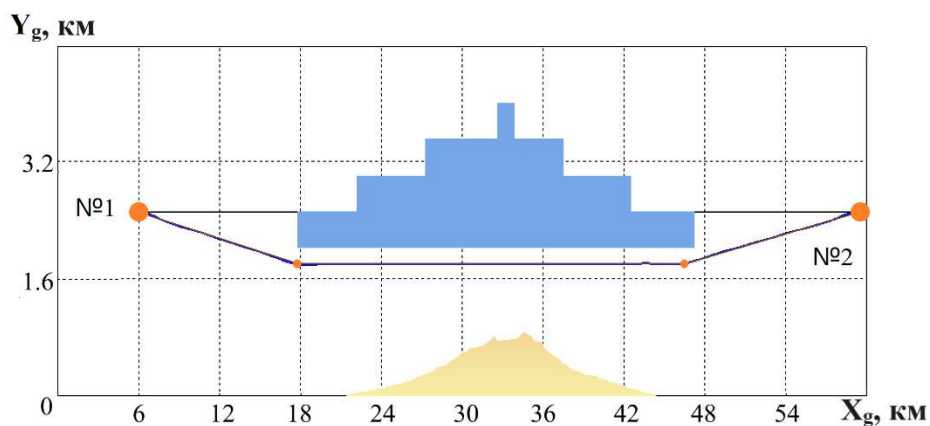


Рисунок 172 – Маршрут и траектория полета №2

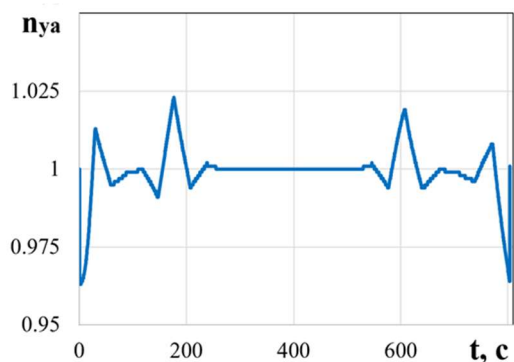


Рисунок 173 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №2

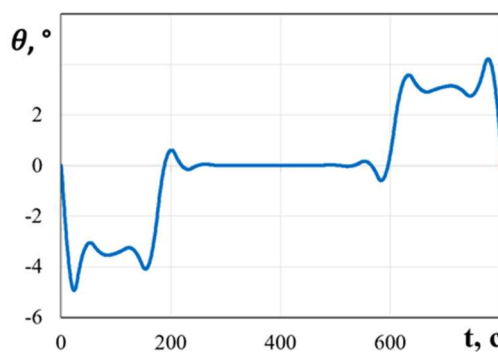


Рисунок 174 – Изменение угла наклона траектории при полете по маршруту №2

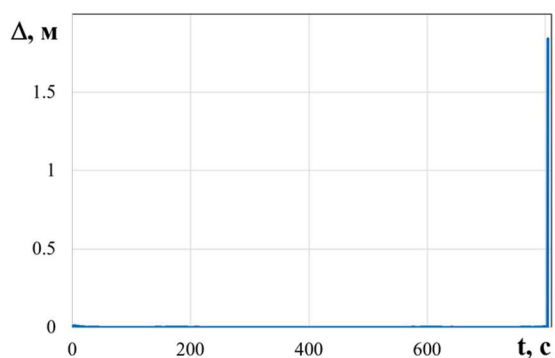


Рисунок 175 – Отклонение траектории от маршрута №2

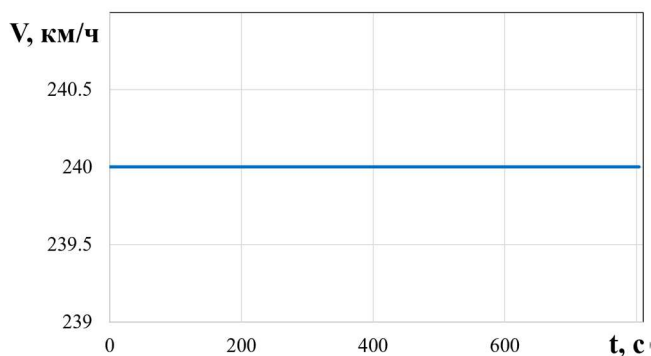


Рисунок 176 – Изменение скорости при полете по маршруту №2

Таким образом, оптимальным, с точки зрения протяженности и времени прохождения, является маршрут №1.

Задача №5

Результаты решения задачи №6 в виде альтернативных безопасных маршрутов облета грозового фронта в горизонтальной плоскости представлены на рисунке 177.

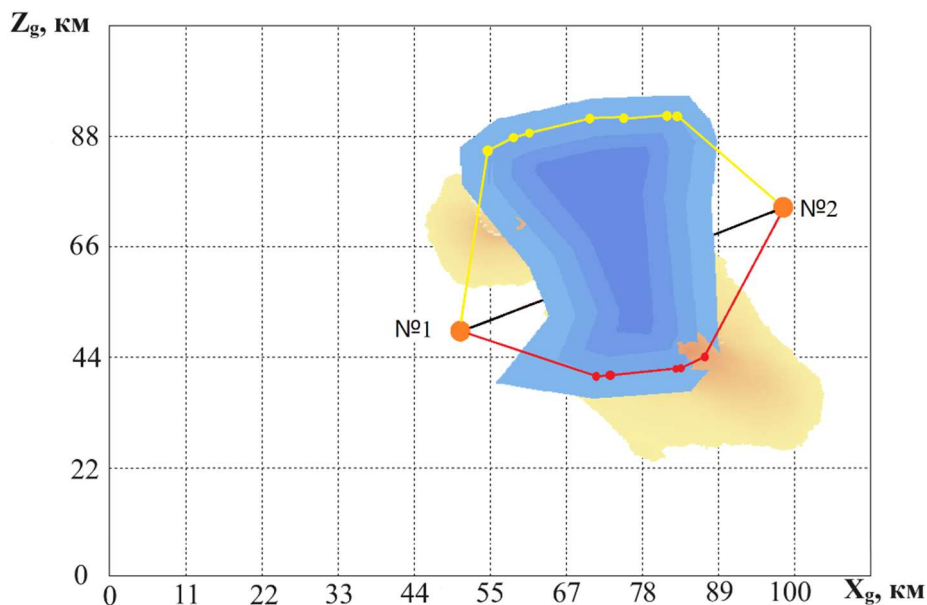


Рисунок 177 – Альтернативные маршруты полета на цифровой карте местности в горизонтальной плоскости при облете грозового фронта на высотах 1600...3500 метров для ВС типа Ми-8

Альтернативные безопасные маршруты облета грозового фронта в горизонтальной плоскости имеют следующие протяженности:

- 1) №1 (желтая линия на рисунке 177) – 89618 м;
- 2) № 2 (красная линия на рисунке 177) – 70803 м.

Маршрут полета при реализации **маршрута №1** показан желтым цветом на рисунке 178, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета

представлена на рисунках 179 и 180. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 181.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете связан с выходом ВС на ограничение по углу крена ($\gamma_{\text{макс}} = \pm 30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 12 с.

Время прохождения маршрута составило – 1548 с, при этом скорость изменялась в диапазоне – 119 ... 240 км/ч (рисунок 182).

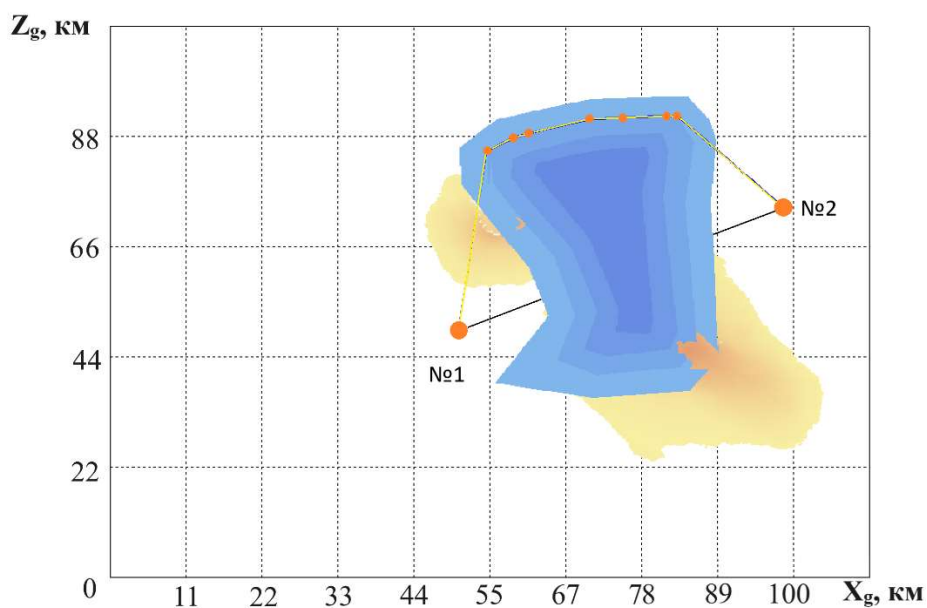


Рисунок 178 – Маршрут и траектория полета №1

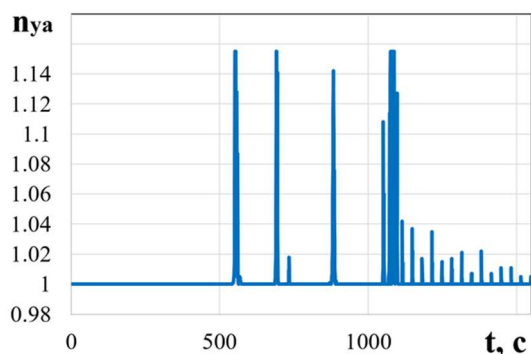


Рисунок 179 – Изменения
нормальной перегрузки при полете
по маршруту №1

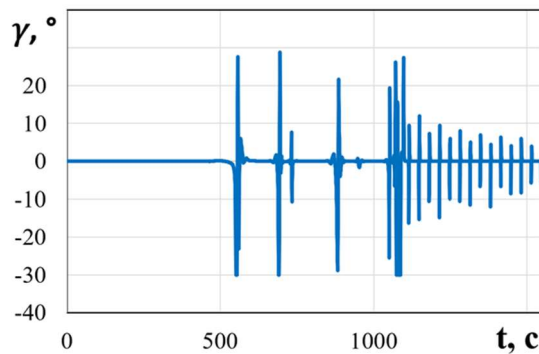


Рисунок 180 – Изменение угла крена
при полете по маршруту №1

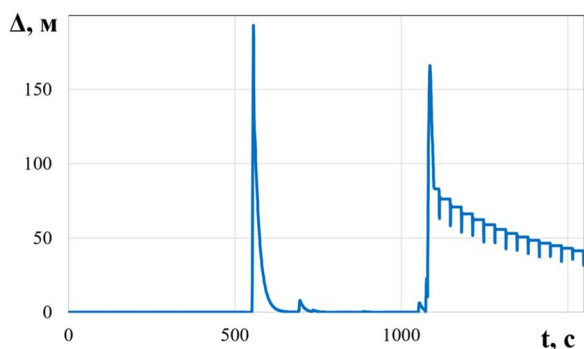


Рисунок 181 – Отклонение траектории от маршрута №1

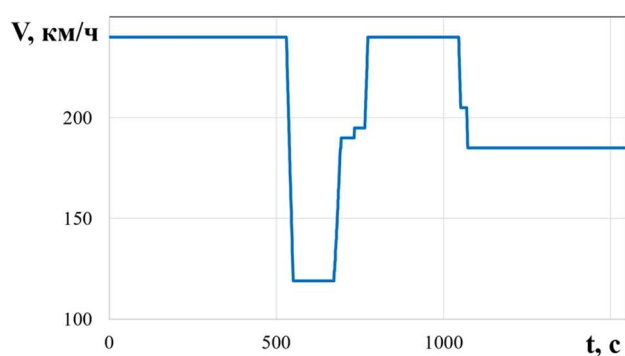


Рисунок 182 – Изменение скорости при пролете по маршруту №1

Маршрут полета при реализации **маршрута №2** показан красным цветом на рисунке 183, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета представлена на рисунках 184 и 185. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 186.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете связан с выходом ВС на ограничение по углу крена ($\gamma_{\text{макс}} = \pm 30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 13 с.

Время прохождения маршрута составило – 1453 с, при этом скорость изменялась в диапазоне – 134...240 км/ч (рисунок 187).

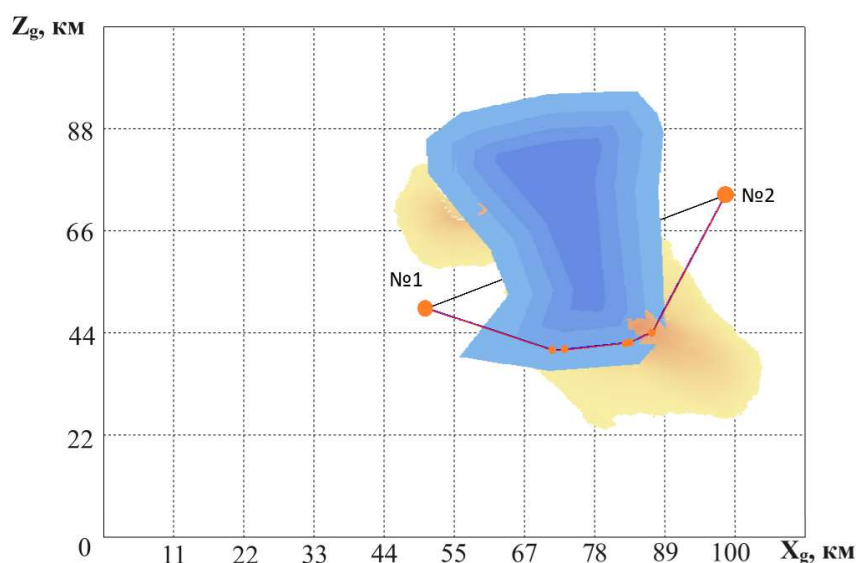


Рисунок 183 – Маршрут и траектория полета №2

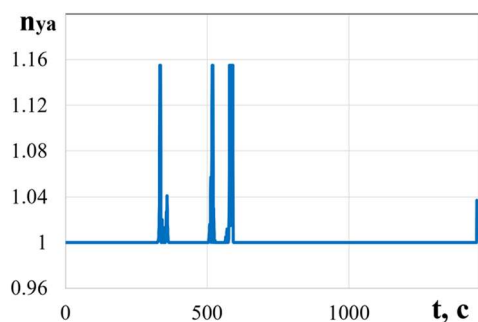


Рисунок 184 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №2

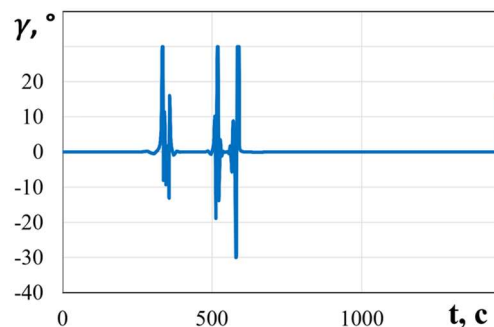


Рисунок 185 – Изменение угла крена при полете по маршруту №2

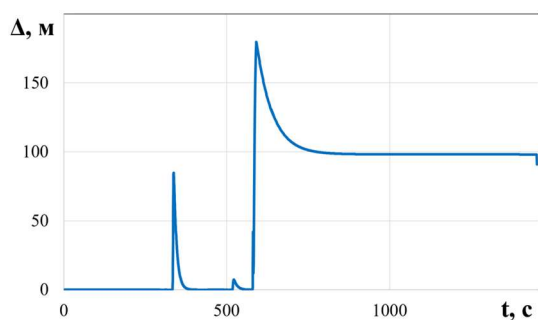


Рисунок 186 – Отклонение траектории от маршрута №2

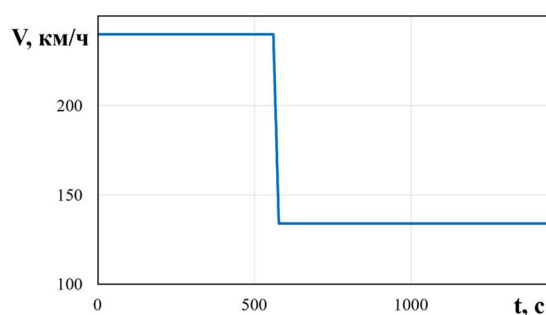


Рисунок 187 – Изменение скорости при пролете по маршруту №2

Таким образом, оптимальным, с точки зрения протяженности и времени прохождения, является маршрут №1.

Задача №6

Результаты решения задачи №6 в виде альтернативных безопасных маршрутов облета грозового фронта в вертикальной плоскости представлены на рисунке 188.

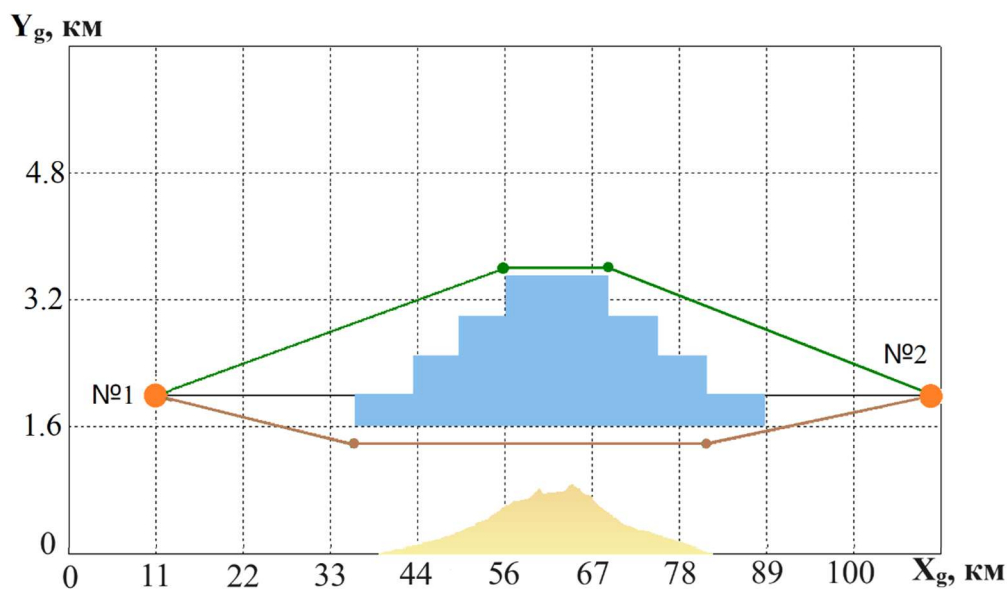


Рисунок 188 – Альтернативные маршруты полета на цифровой карте местности в вертикальной плоскости при облете грозового фронта на высотах 1600...3500 метров для ВС типа Ми-8

Альтернативные безопасные маршруты облета грозового фронта в вертикальной плоскости имеют следующие протяженности:

- 1) №1 (верхний зеленая линия на рисунке 188) – 53669 м;
- 2) №2 (коричневая линия на рисунке 188) – 53586 м

Маршрут полета при реализации **маршрута №1** показан зеленым цветом на рисунке 189, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла наклона траектории) от времени полета представлена на рисунках 190 и 191. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 192.

Время прохождения маршрута составило – 805 с, при этом скорость составила – 240 км/ч (рисунок 193).

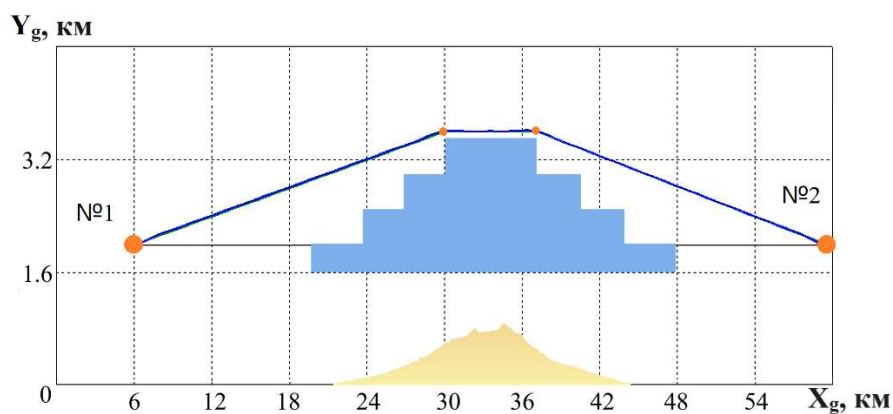


Рисунок 189 – Маршрут и траектория полета №1

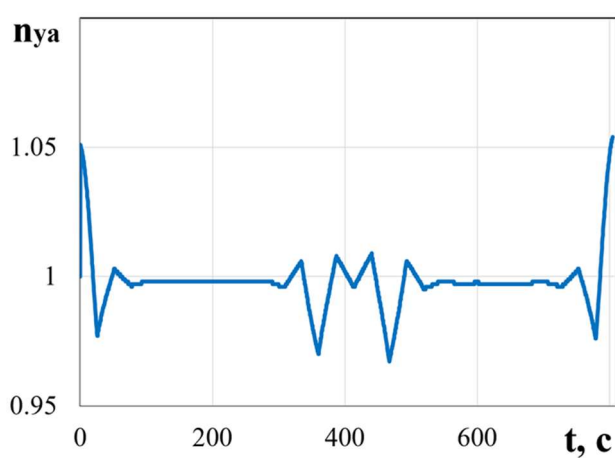


Рисунок 190 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №1

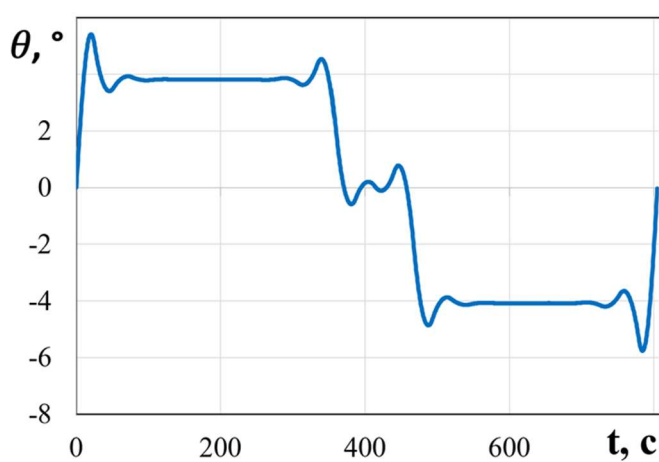


Рисунок 191 – Изменение угла наклона траектории при полете по маршруту №1

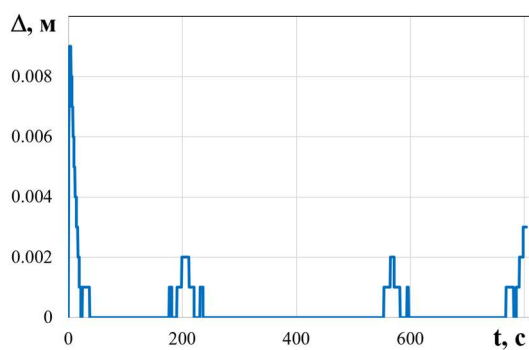


Рисунок 192 – Отклонение траектории от маршрута №2

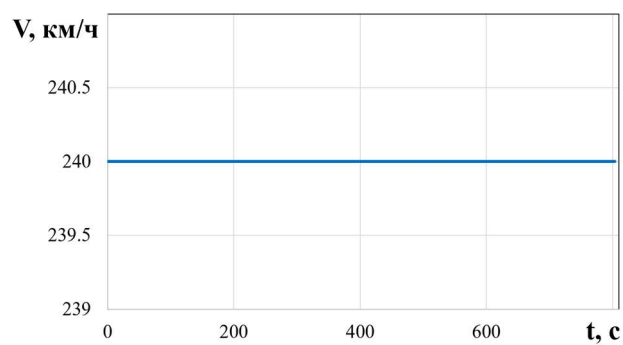


Рисунок 193 – Изменение скорости при пролете по маршруту №2

Маршрут полета при реализации **маршрута №2** показан коричневым цветом на рисунке 194, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла наклона траектории) от времени полета представлена на рисунках 195 и 196. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 197.

Время прохождения маршрута составило – 805 с, при этом скорость составила – 240 км/ч (рисунок 198).

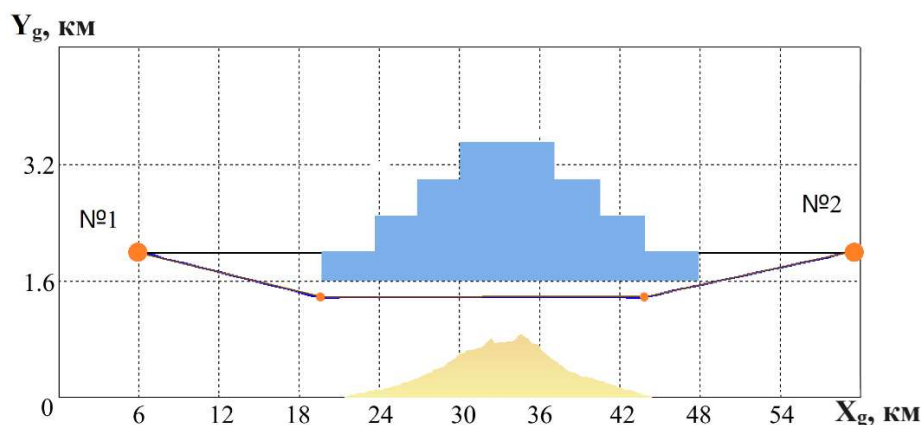


Рисунок 194 – Маршрут и траектория полета №2

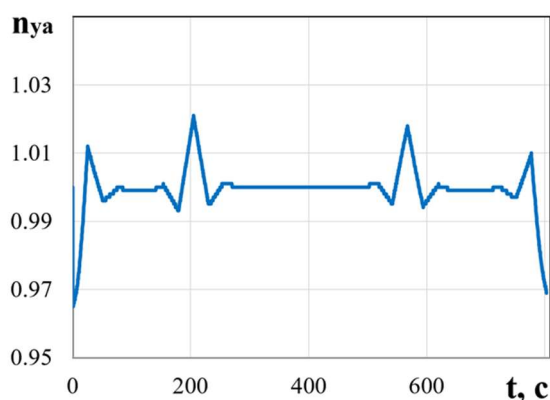


Рисунок 195 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №2

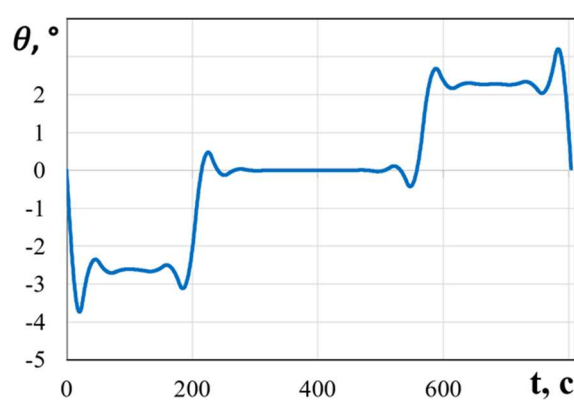


Рисунок 196 – Изменение угла наклона траектории при полете по маршруту №2

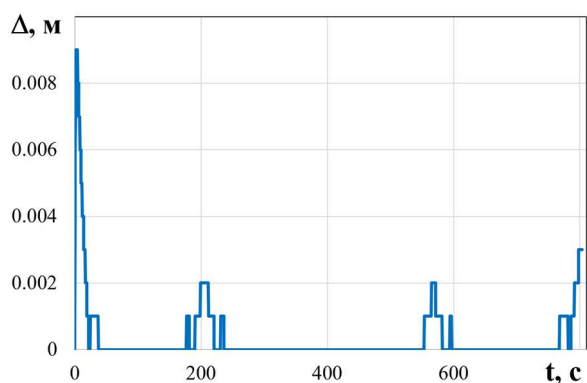


Рисунок 197 – Отклонение траектории от маршрута №2

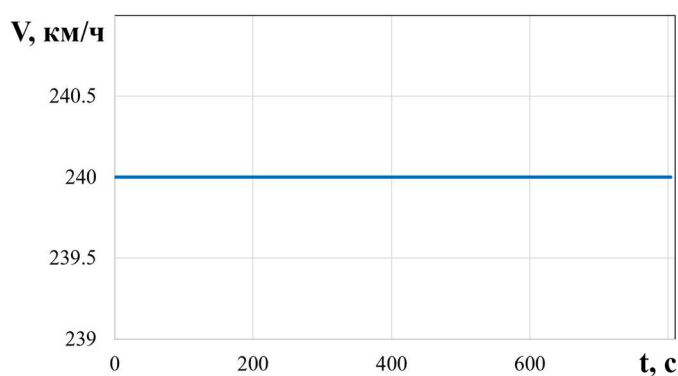


Рисунок 198 – Изменение скорости при пролете по маршруту №2

Таким образом, оптимальным, с точки зрения протяженности и времени прохождения, является маршрут №2.

4.3 Оперативная реконфигурация маршрута полета самолета транспортной категории при полете над сложным рельефом местности и наличии грозового фронта

Задача №1

Результаты решения задачи №1 в виде альтернативных безопасных маршрутов облета препятствия в горизонтальной плоскости представлены на рисунке 199.

Альтернативные безопасные маршруты облета препятствий в горизонтальной плоскости имеют следующие характеристики:

- 1) №1 (желтая линия на рисунке 199) – 80544 м;
- 2) №2 (красная линия на рисунке 199) – 99258 м.

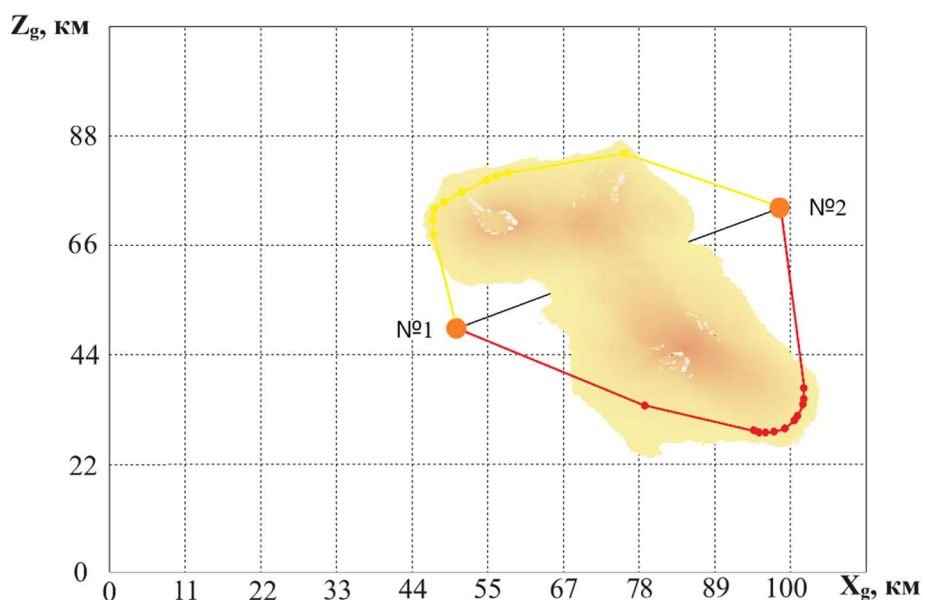


Рисунок 199 – Альтернативный маршрут полета на цифровой карте местности в горизонтальной плоскости для ВС типа МС-21

Маршрут полета при реализации **маршрута №1** показан желтым цветом на рисунке 200, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета представлена на рисунках 201 и 202. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 203.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете связан с выходом ВС на ограничение по углу крена ($\gamma_{\text{макс}} = \pm 30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 134 с.

Время прохождения маршрута составило – 572 с, при этом скорость изменялась в диапазоне – 340...600 км/ч (рисунок 204).

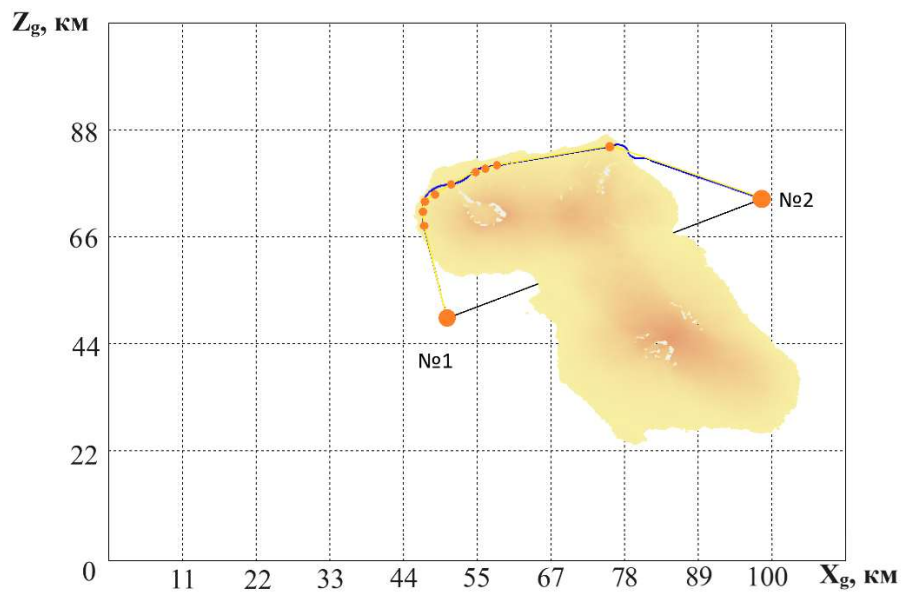


Рисунок 200 – Маршрут и траектория полета №1

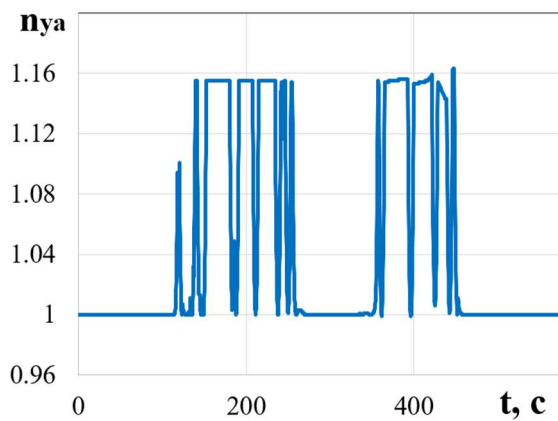


Рисунок 201 – Изменения
нормальной перегрузки при полете
по маршруту №1

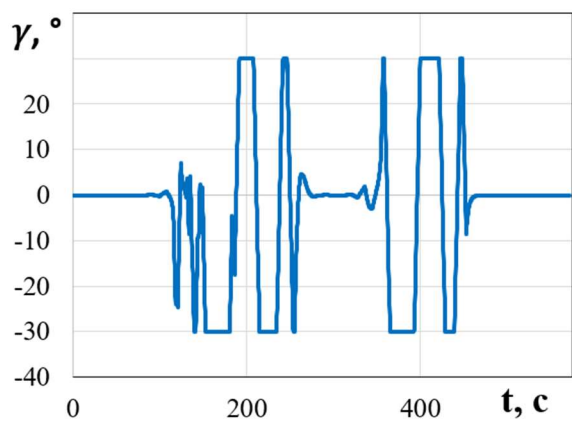


Рисунок 202 – Изменение угла крена
при полете по маршруту №1

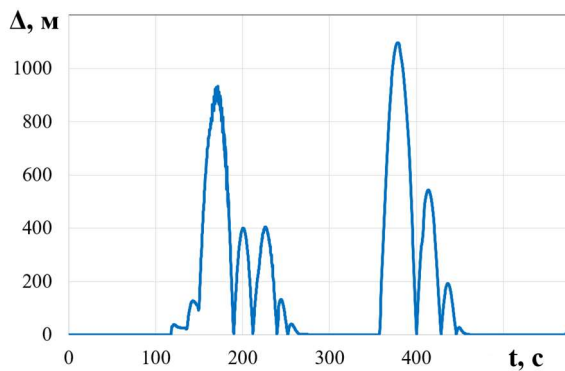


Рисунок 203 – Отклонение траектории от маршрута №1

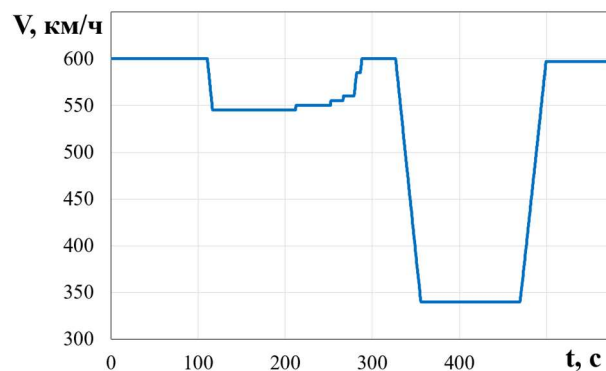


Рисунок 204 – Изменение скорости при пролете по маршруту №1

Маршрут полета при реализации **маршрута №2** показан зеленым цветом на рисунке 205, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета представлена на рисунках 206 и 207. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 208.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете связан с выходом ВС на ограничение по углу крена ($\gamma_{\text{макс}} = \pm 30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 41 с.

Время прохождения маршрута составило – 682 с, при этом скорость изменялась в диапазоне – 457...600 км/ч (рисунок 209).

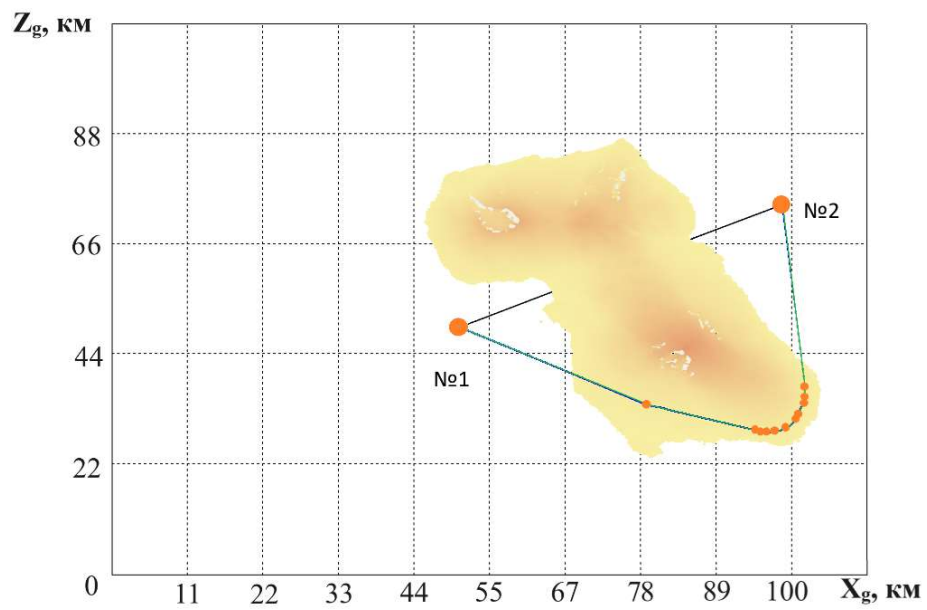


Рисунок 205 – Маршрут и траектория полета №2

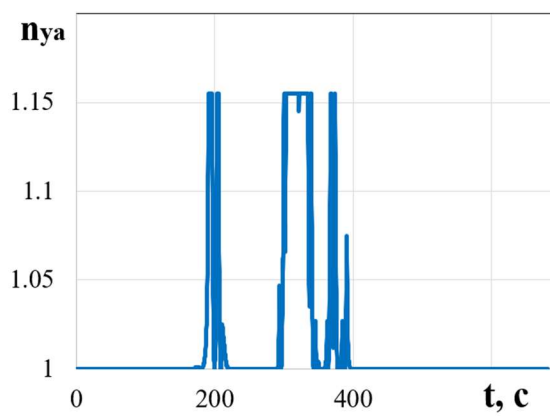


Рисунок 206 – Изменения
нормальной перегрузки при полете
по маршруту №2

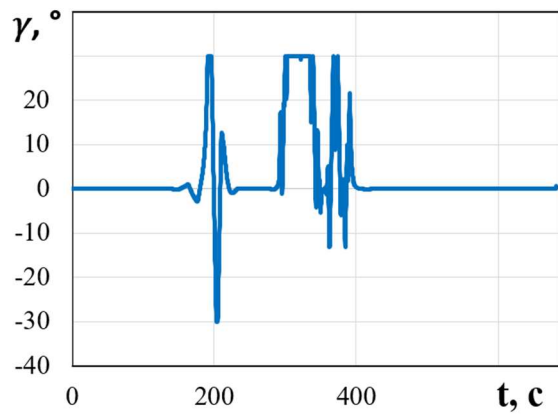


Рисунок 207 – Изменение угла крена
при полете по маршруту №2

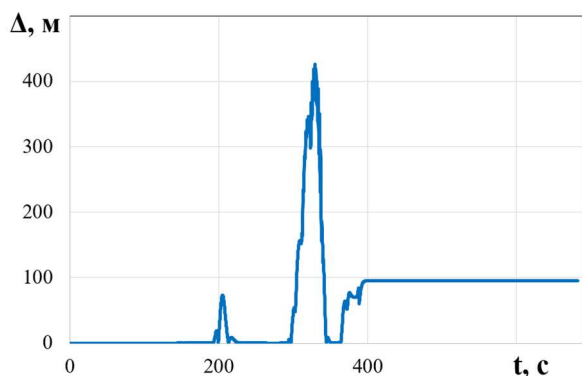


Рисунок 208 – Отклонение траектории от маршрута №2

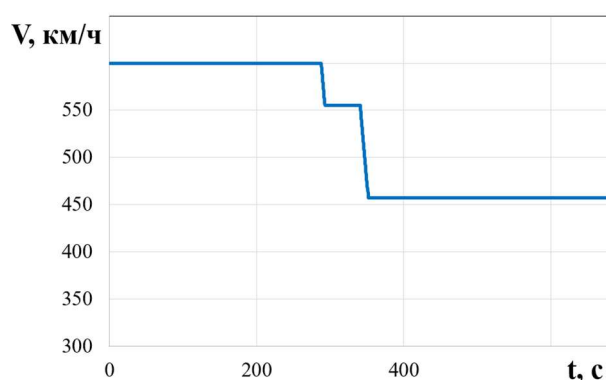


Рисунок 209 – Изменение скорости при пролете по маршруту №2

Таким образом, оптимальным, с точки зрения протяженности и времени прохождения, является маршрут №1.

Задача №2

Результаты решения задачи №2 в виде альтернативного безопасного маршрута облета препятствия в вертикальной плоскости представлены на рисунке 210.

Альтернативный безопасный маршрут облета препятствий в вертикальной плоскости имеет протяженность – 53559 м.

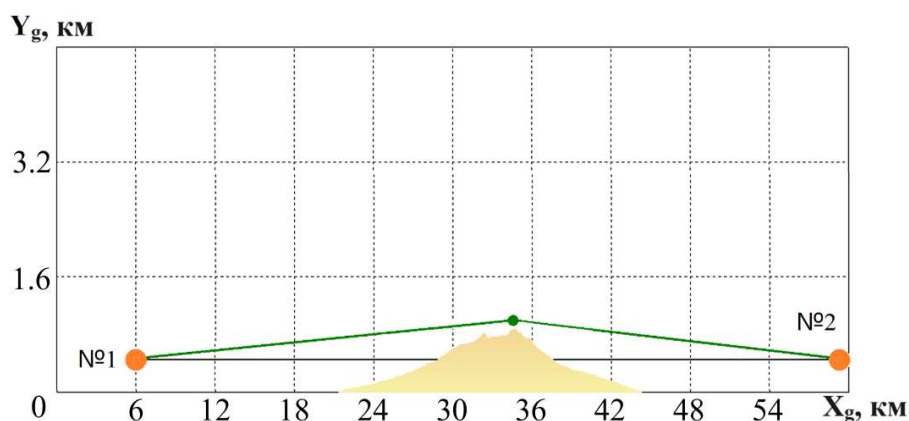


Рисунок 210 – Альтернативный маршрут полета на цифровой карте местности в вертикальной плоскости для ВС типа MC-21

Маршрут полета при реализации **маршрута** показан зеленым цветом на рисунке 211, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих

параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла наклона траектории) от времени полета представлена на рисунках 212 и 213. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 214.

Время прохождения маршрута составило – 321 с, при этом скорость изменялась в диапазоне – 610...310 км/ч (рисунок 215).

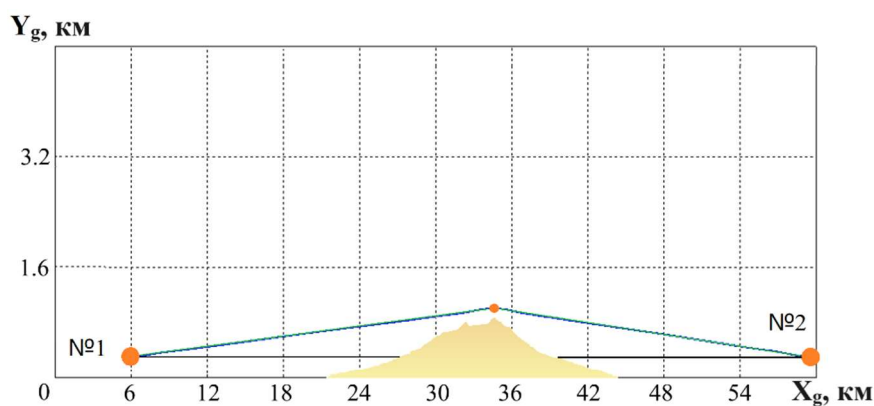


Рисунок 211 – Маршрут и траектория полета

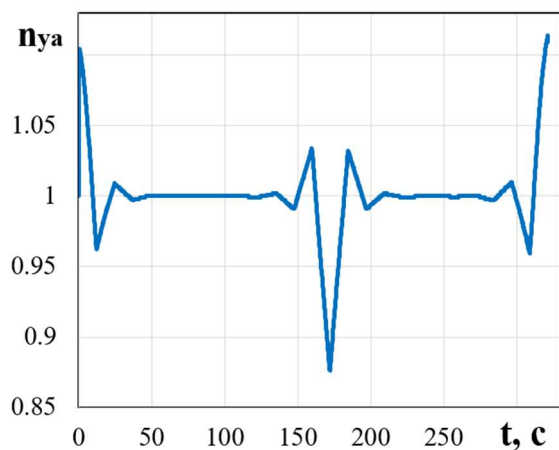


Рисунок 212 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту

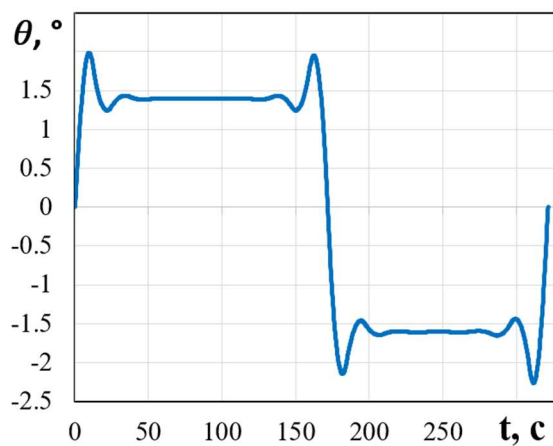


Рисунок 213 – Изменение угла наклона траектории при полете по маршруту

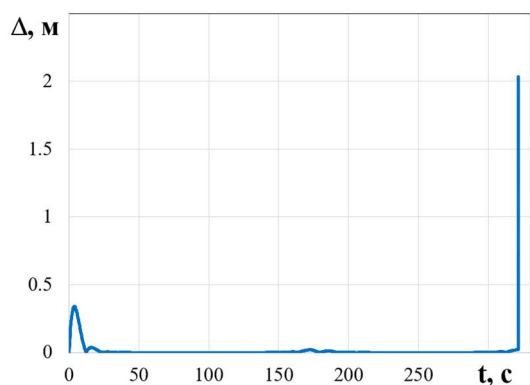


Рисунок 214 – Отклонение траектории от маршрута

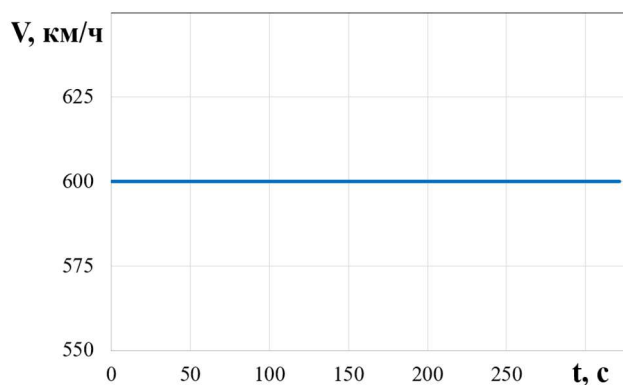


Рисунок 215 – Изменение скорости при пролете по маршруту

Задача №3

Результаты решения задачи №3 в виде альтернативных безопасных маршрутов облета грозового фронта в горизонтальной плоскости представлены на рисунке 216.

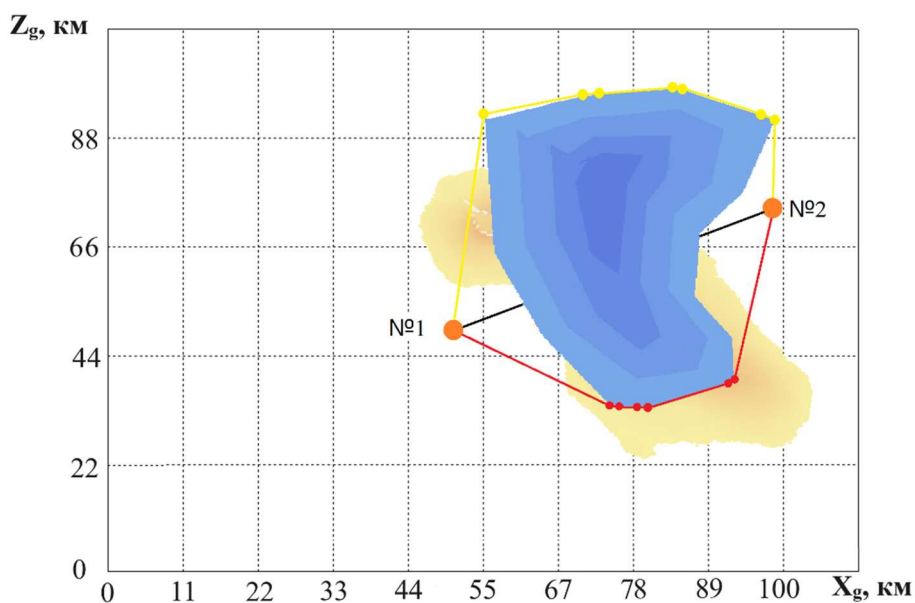


Рисунок 216 – Альтернативные маршруты полета на цифровой карте местности в горизонтальной плоскости при облете грозового фронта для ВС типа МС-21

Полученные с использованием разработанного алгоритма альтернативные безопасные маршруты облета препятствий имеют следующие протяженности:

3. №1 (желтая линия на рисунке 216) – 107360 м;

4. №2 (красная линия на рисунке 216) – 83439 м.

Маршрут полета при реализации **маршрута №1** показан желтым цветом на рисунке 217, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета представлена на рисунках 218 и 219. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 220. Максимальное боковое уклонение от маршрута составило 858 м. Следует отметить, что при более жестких ограничениях уклонения от маршрута, выполнение упражнения невозможно.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете связан с выходом ВС на ограничение по углу крена ($\gamma_{\text{макс}} = \pm 30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 66 с.

Время прохождения маршрута составило – 883 с, при этом скорость изменялась в диапазоне – 274...600 км/ч (рисунок 221).

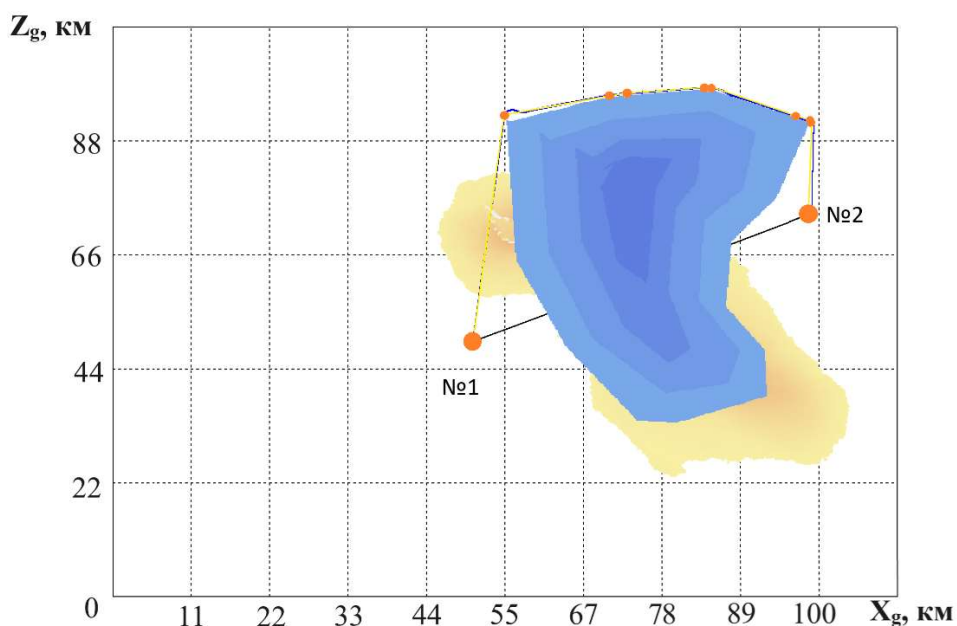


Рисунок 217 – Маршрут и траектория полета №1

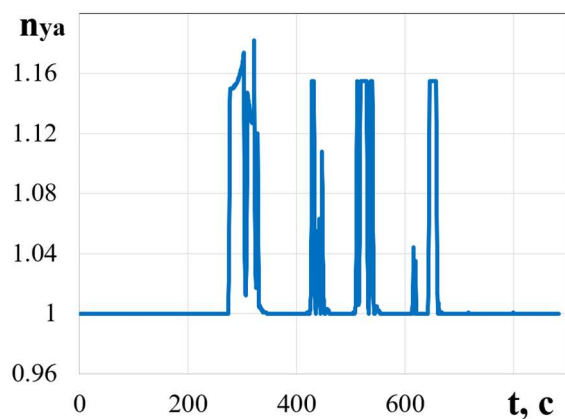


Рисунок 218 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №1

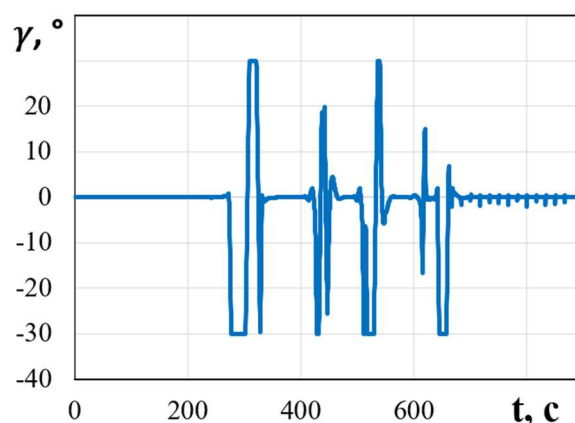


Рисунок 219 – Изменение угла крена при полете по маршруту №1

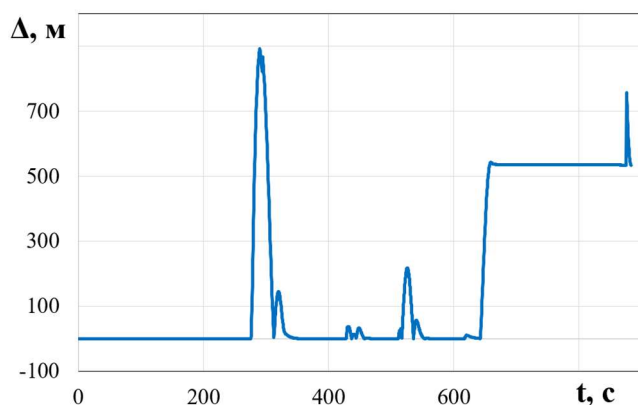


Рисунок 220 – Отклонение траектории от маршрута №1

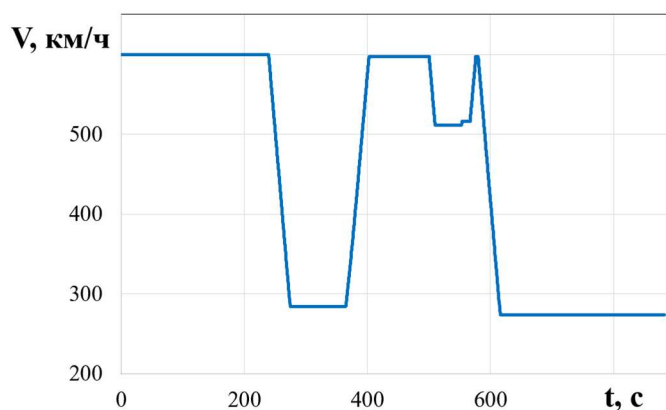


Рисунок 221 – Изменение скорости при полете по маршруту №1

Маршрут полета при реализации **маршрута №2** показан красным цветом на рисунке 222, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета представлена на рисунках 223 и 224. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 225.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете связан с выходом ВС на ограничение по углу крена ($\gamma_{\text{макс}} = \pm 30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 42 с.

Время прохождения маршрута составило – 728 с, при этом скорость изменялась в диапазоне – 315...600 км/ч (рисунке 226).

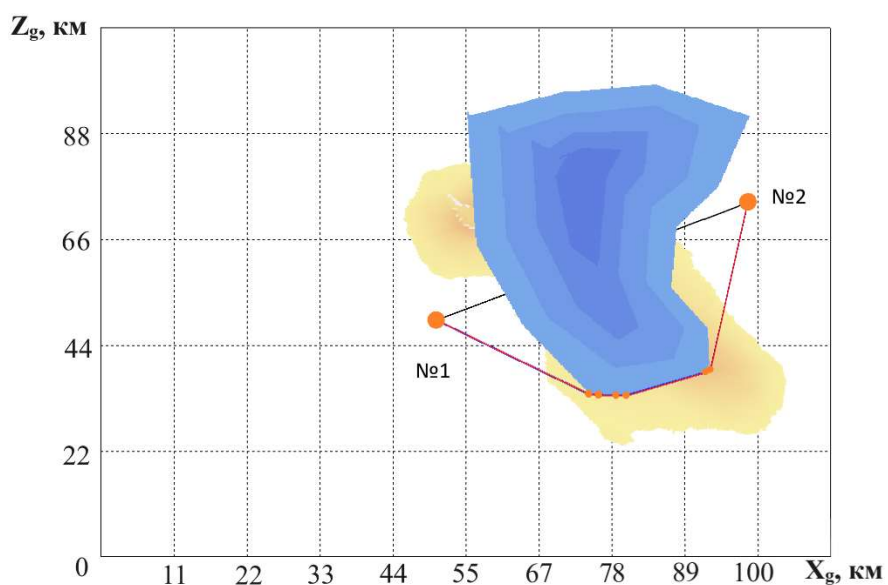


Рисунок 222 Маршрут и траектория полета №2

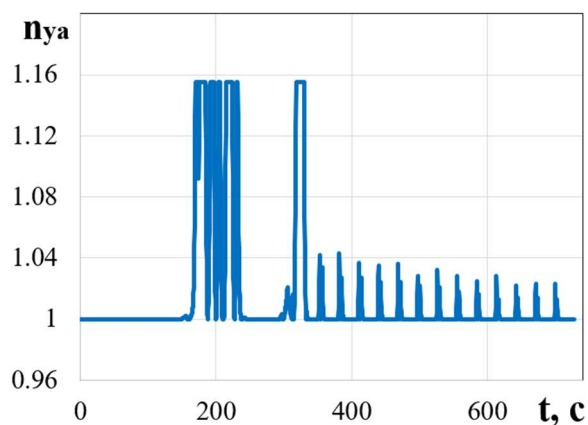


Рисунок 223 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №2

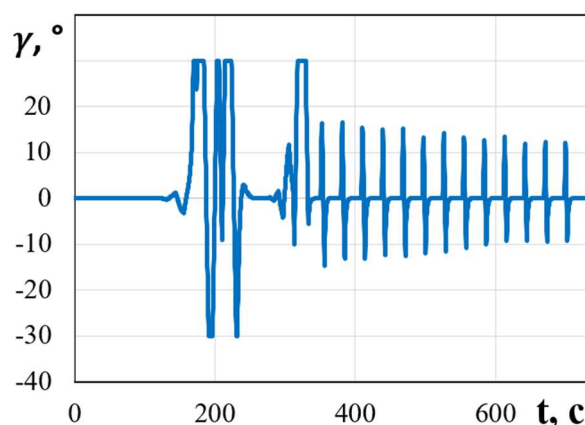


Рисунок 224 – Изменение угла крена при полете по маршруту №2

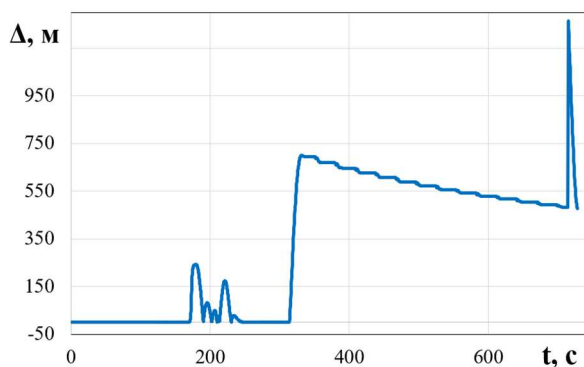


Рисунок 225 – Отклонение траектории от маршрута №2

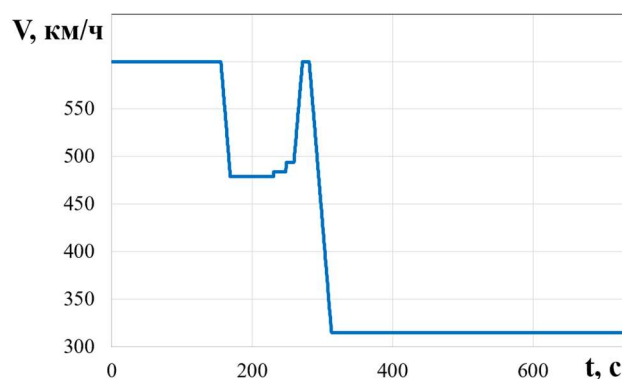


Рисунок 226 – Изменение скорости при пролете по маршруту №2

Заметим, что в данной задаче при расчете маршрута №1 минимальное значение скорости было уменьшено до 270 км/ч (в соответствии с РЛЭ это эксплуатационное ограничение выполняется при массе ВС менее 50 т) с целью оценки адаптивности алгоритма к ЛТХ ВС. Оптимальным, с точки зрения протяженности и времени прохождения, как следует из представленных результатов, является маршрут №2..

Задача №4

Результаты решения задачи №4 в виде альтернативных безопасных маршрутов облета грозового фронта в вертикальной плоскости представлены на рисунке 227.

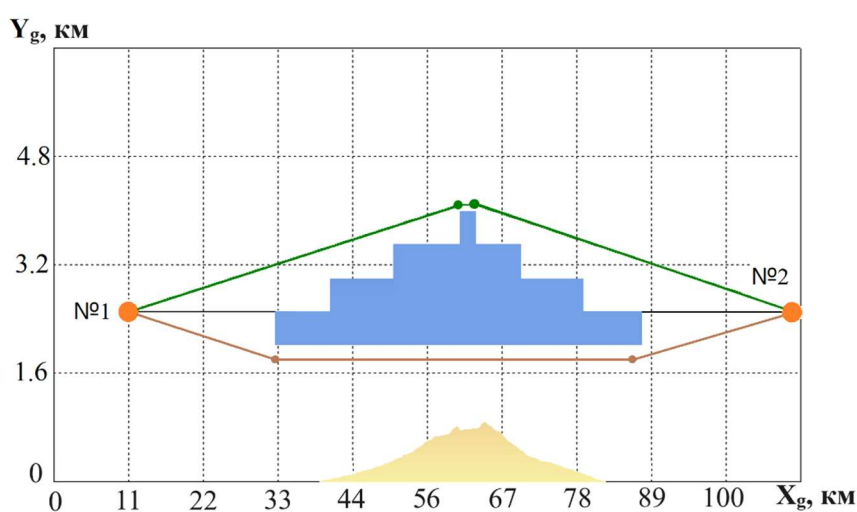


Рисунок 227 – Альтернативные маршруты полета на цифровой карте местности в вертикальной плоскости при облете грозового фронта для ВС типа МС-21

Альтернативные безопасные маршруты облета грозового фронта в горизонтальной плоскости имеют следующие протяженности:

- 3) №1 (зеленая линия на рисунке 227) – 53559 м;
- 4) №2 (коричневая линия на рисунке 227) – 53656 м.

Маршрут полета при реализации **маршрута №1** показан зеленым цветом на рисунке 228, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла наклона траектории) от времени полета представлена на рисунках 229 и 230. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 231.

Время прохождения маршрута составило – 322 с, при этом скорость составила – 600 км/ч (рисунок 232).

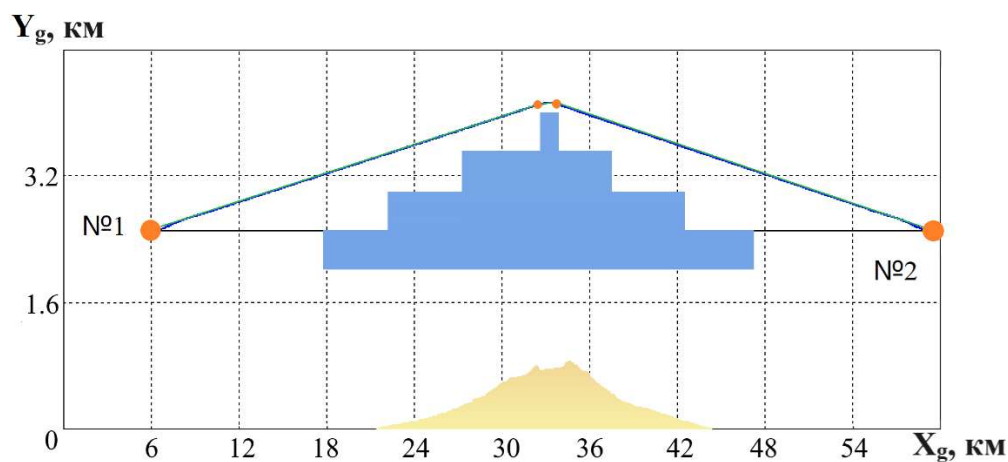


Рисунок 228 – Маршрут и траектория полета №1

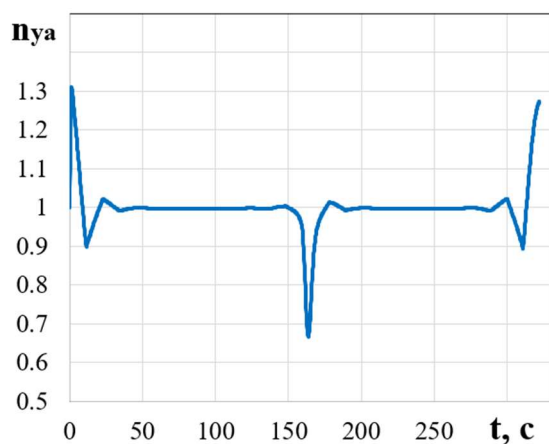


Рисунок 229 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №1

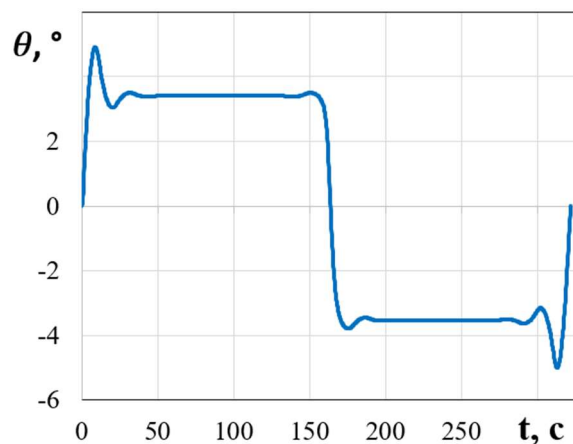


Рисунок 230 – Изменение угла наклона траектории при полете по маршруту №1

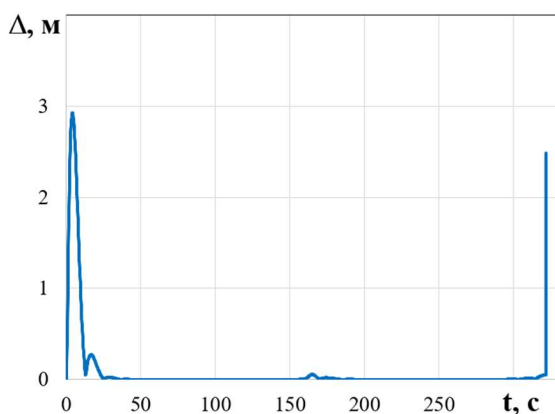


Рисунок 231 – Отклонение траектории от маршрута №1

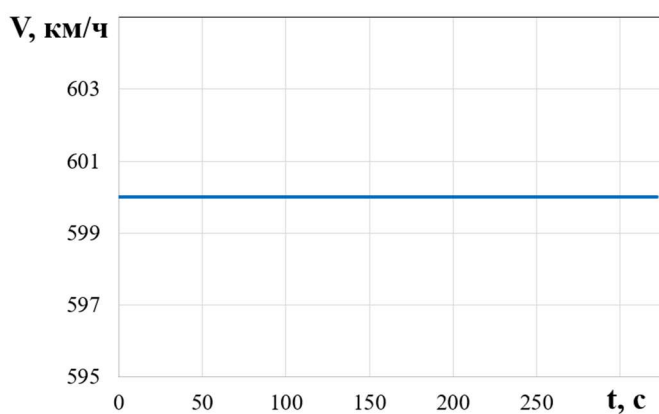


Рисунок 232 – Изменение скорости при полете по маршруту №1

Маршрут полета при реализации **маршрута №2** показан желтым цветом на рисунке 233, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла наклона траектории) от времени полета представлена на рисунках 234 и 235. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 236.

Время прохождения маршрута составило – 323 с, при этом скорость составила – 600 км/ч (рисунок 237).

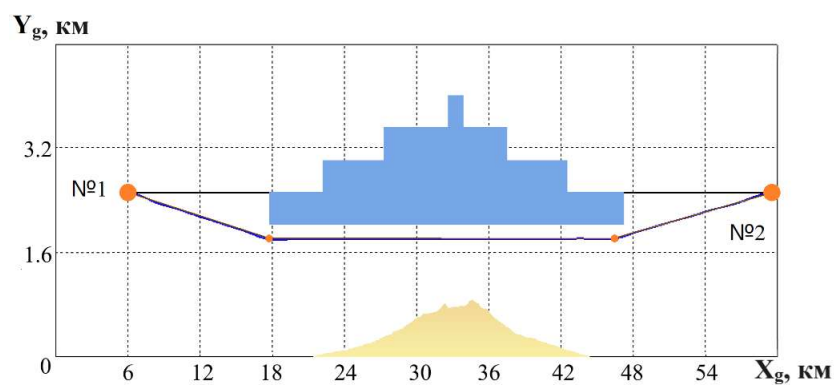


Рисунок 233 – Маршрут и траектория полета №2

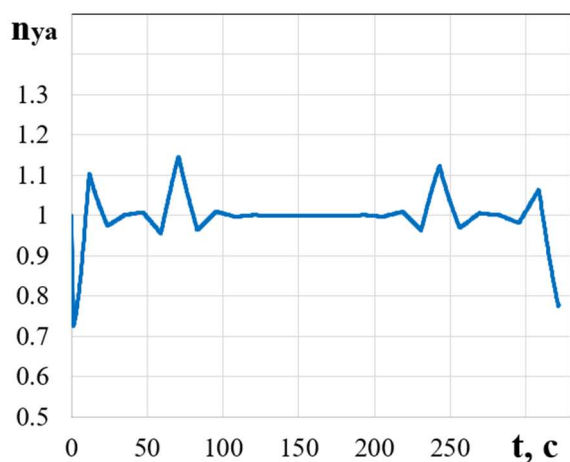


Рисунок 234 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №2

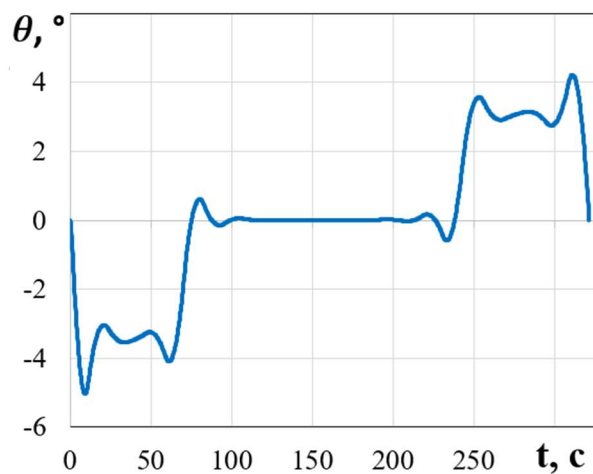


Рисунок 235 – Изменение угла наклона траектории при полете по маршруту №2

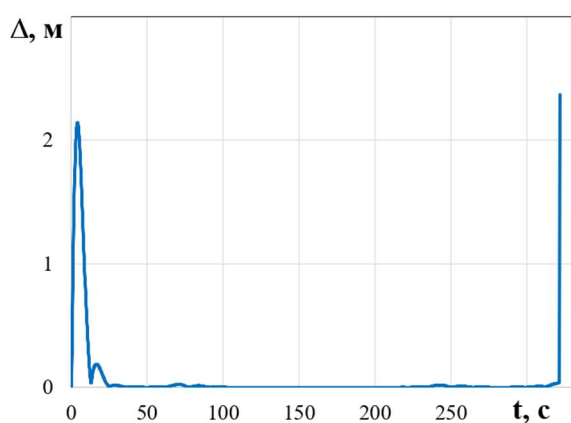


Рисунок 236 – Отклонение траектории от маршрута №2

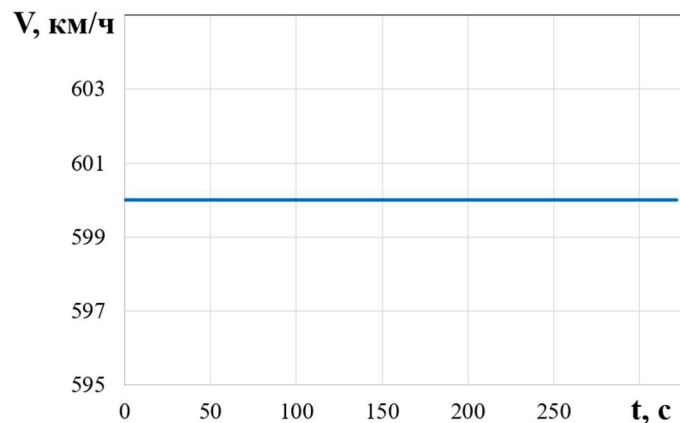


Рисунок 237 – Изменение скорости при пролете по маршруту №2

Таким образом, оптимальным, с точки зрения протяженности и времени прохождения, является маршрут №1.

Задача №5

Результаты решения задачи №5 в виде альтернативных безопасных маршрутов облета грозового фронта в горизонтальной плоскости представлены на рисунке 238.

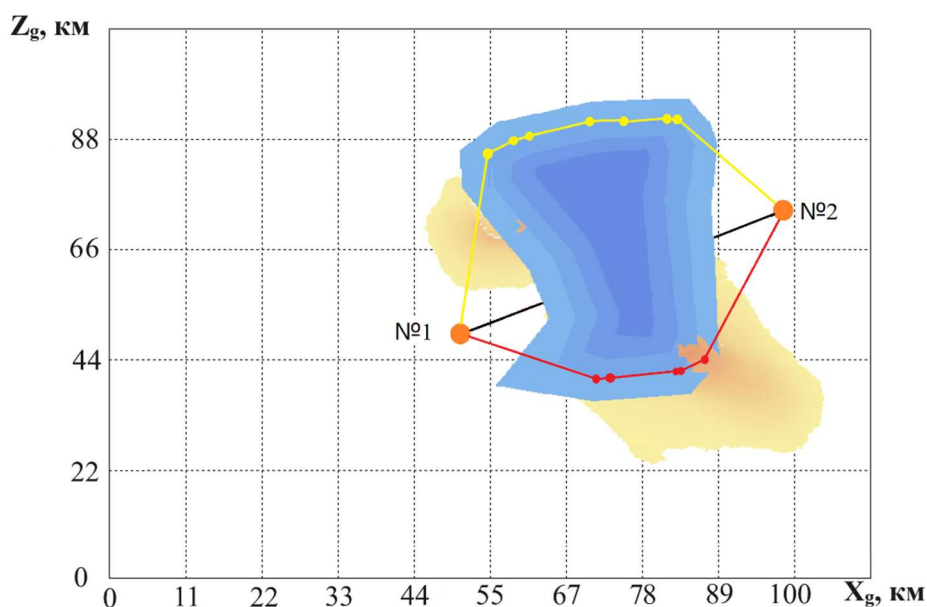


Рисунок 238 – Альтернативные маршруты полета на цифровой карте местности в горизонтальной плоскости при облете грозового фронта на высотах 1600...3500 метров для ВС типа МС-21

Альтернативные безопасные маршруты облета грозового фронта в горизонтальной плоскости имеют следующие протяженности:

- 3) №1 (желтая линия на рисунке 238) – 89618 м;
- 4) № 2 (красная линия на рисунке 238) – 70803 м.

Маршрут полета при реализации **маршрута №1** показан желтым цветом на рисунке 244, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета

представлена на рисунках 245 и 246. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 247.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете связан с выходом ВС на ограничение по углу крена ($\gamma_{\text{макс}} = \pm 30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 66 с.

Время прохождения маршрута составило – 697 с, при этом скорость изменялась в диапазоне – 273 ... 600 км/ч (рисунок 248).

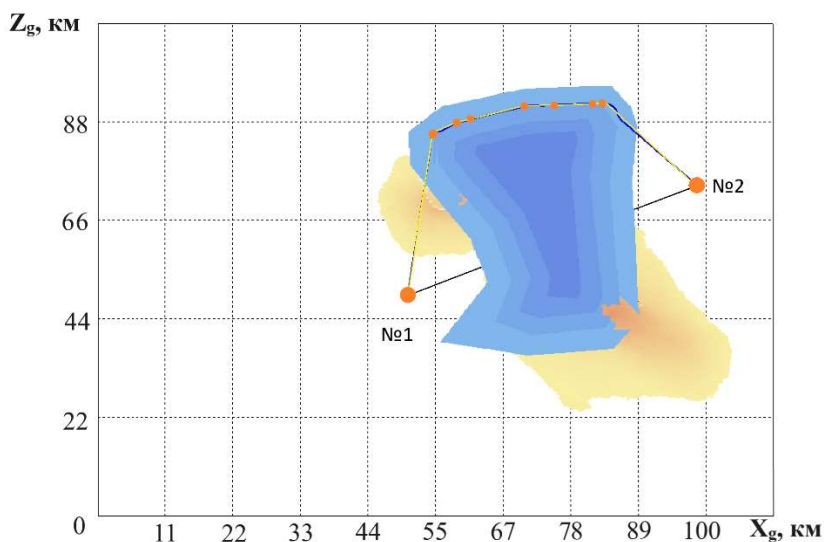


Рисунок 239 – Маршрут и траектория полета №1

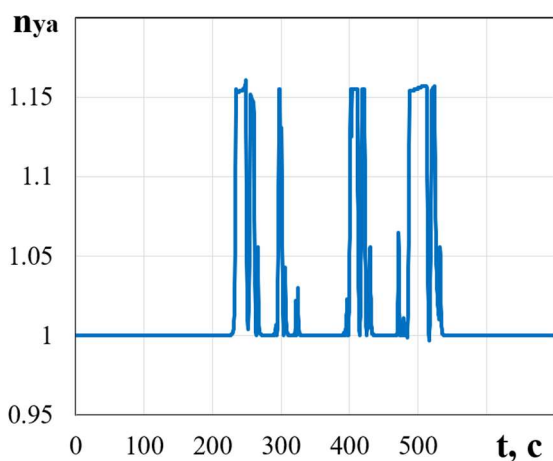


Рисунок 240 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №1

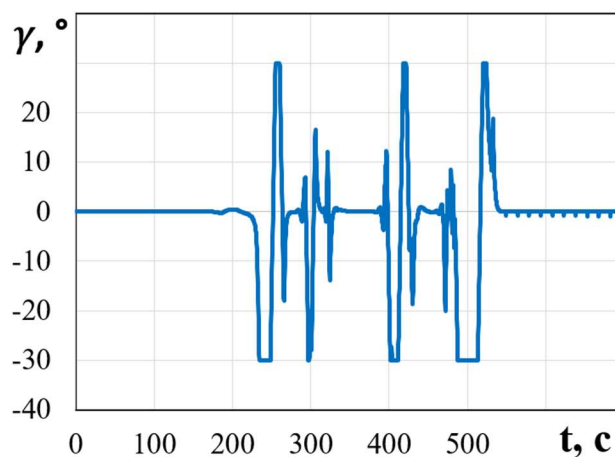


Рисунок 241 – Изменение угла крена при полете по маршруту №1

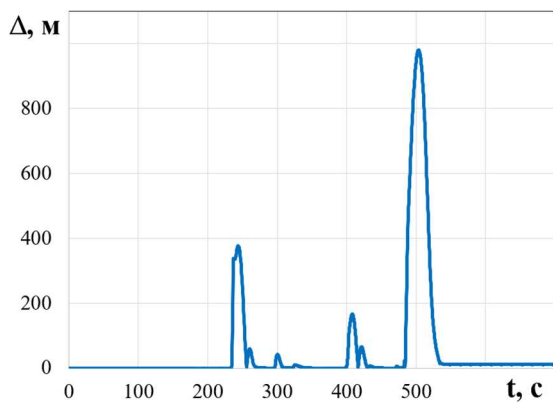


Рисунок 242 – Отклонение траектории от маршрута №1

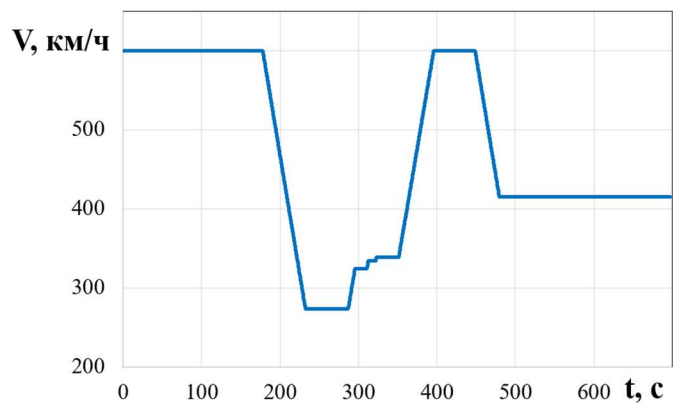


Рисунок 243 – Изменение скорости при пролете по маршруту №1

Маршрут полета при реализации **маршрута №2** показан красным цветом на рисунке 244, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла крена) от времени полета представлена на рисунках 245 и 246. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 247.

Как следует из рисунков, сход ВС с исходного маршрута при полете связан с выходом ВС на ограничение по углу крена ($\gamma_{\text{макс}} = \pm 30^\circ$). Полет с предельным углом крена реализуется примерно в течении 71 с.

Время прохождения маршрута составило – 498 с, при этом скорость изменялась в диапазоне – 469 ... 600 км/ч (рисунок 248).

Заметим, что в данной задаче при расчете маршрута №1 минимальное значение скорости было уменьшено до 270 км/ч (в соответствии с РЛЭ это эксплуатационное ограничение выполняется при массе ВС менее 50 т) с целью оценки адаптивности алгоритма к ЛТХ ВС. Оптимальным, с точки зрения протяженности и времени прохождения, как следует из представленных результатов, является маршрут №2.

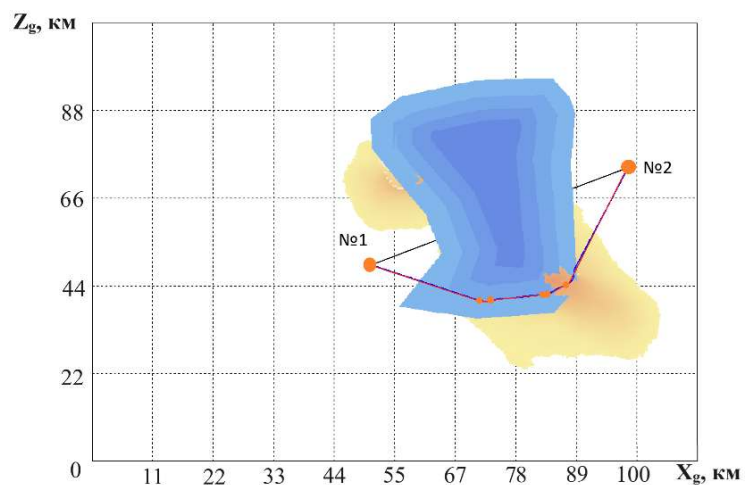


Рисунок 244 – Маршрут и траектория полета №2

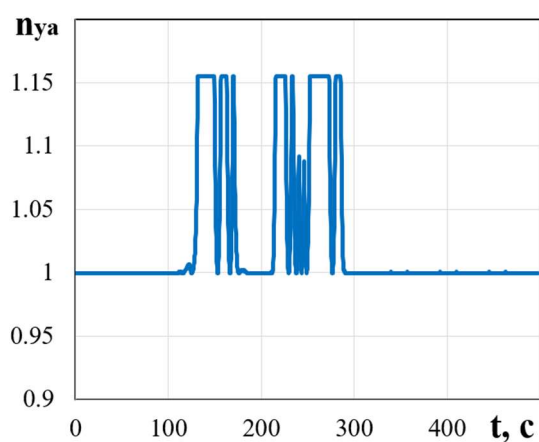


Рисунок 245 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №2

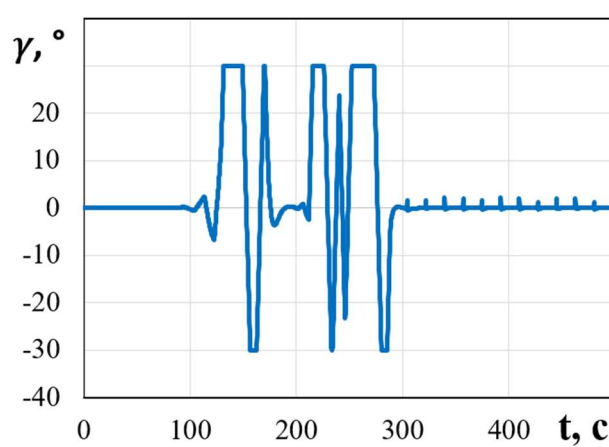


Рисунок 246 – Изменение угла крена при полете по маршруту №2

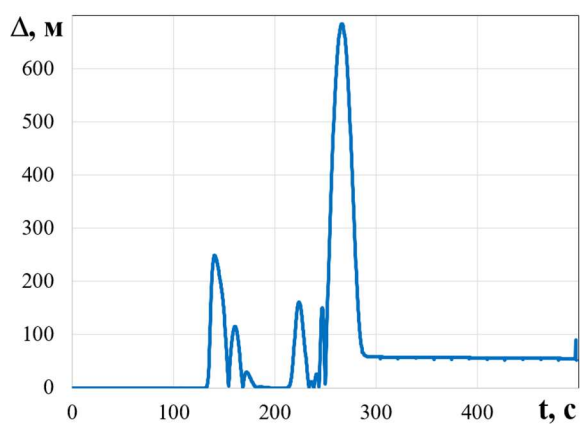


Рисунок 247 – Отклонение траектории от маршрута №2

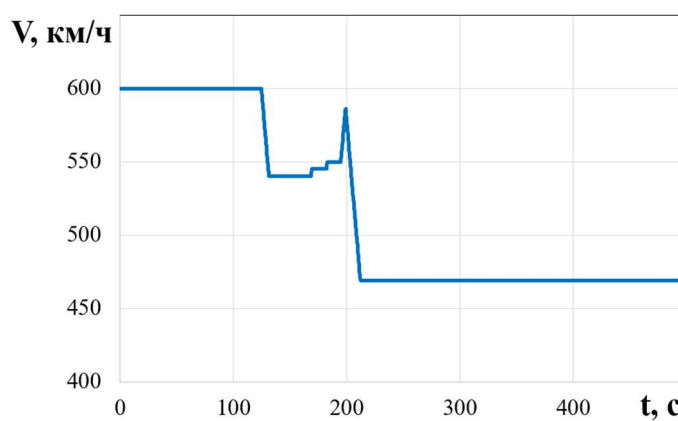


Рисунок 248 – Изменение скорости при полете по маршруту №2

Задача №6

Результаты решения задачи №6 в виде альтернативных безопасных маршрутов облета грозового фронта в вертикальной плоскости представлены на рисунке 249.

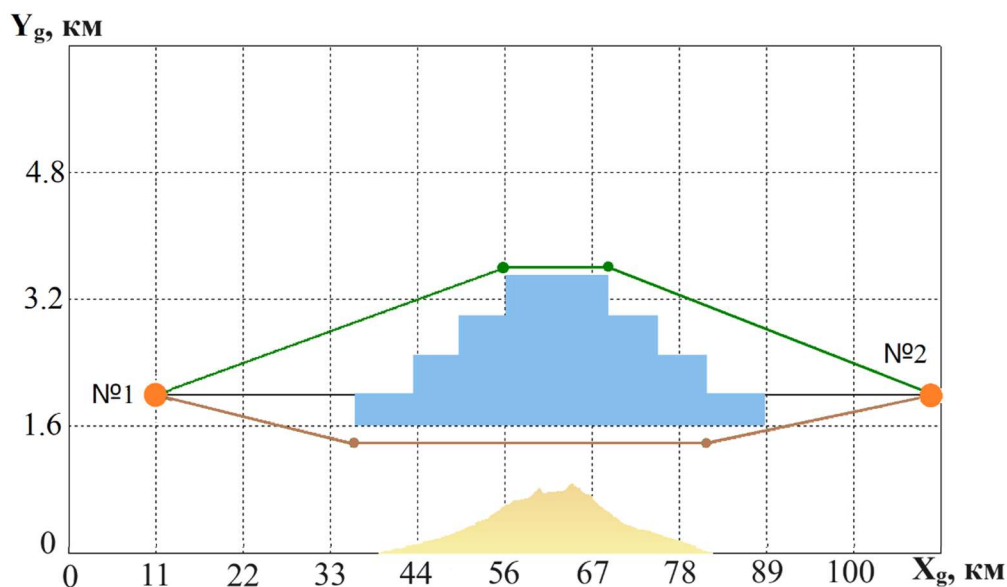


Рисунок 249 – Альтернативные маршруты полета на цифровой карте местности в вертикальной плоскости при облете грозового фронта на высотах 1600...3500 метров для ВС типа МС-21

Альтернативные безопасные маршруты облета грозового фронта в вертикальной плоскости имеют следующие протяженности:

- 3) №1 (верхний зеленая линия на рисунке 249) – 53669 м;
- 4) №2 (коричневая линия на рисунке 249) – 53586 м

Маршрут полета при реализации **маршрута №1** показан зеленым цветом на рисунке 250, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла наклона траектории) от времени полета представлена на рисунках 251 и 252. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 253.

Время прохождения маршрута составило – 323 с, при этом скорость составила – 600 км/ч (рисунок 254).

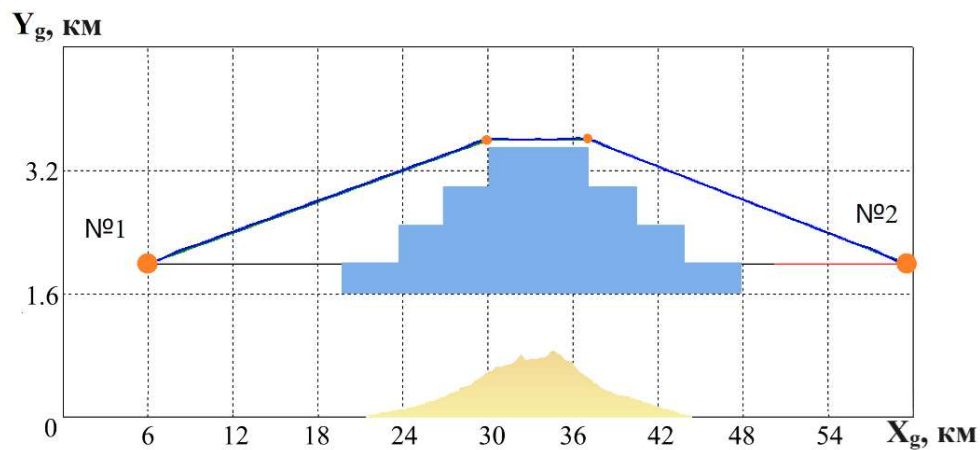


Рисунок 250 – Маршрут и траектория полета №1

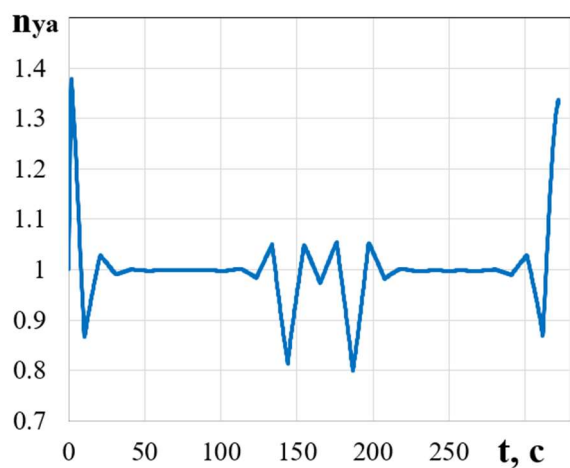


Рисунок 251 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №1

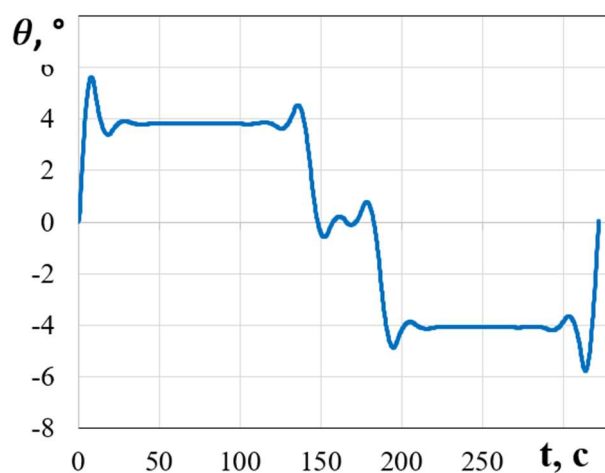


Рисунок 252 – Изменение угла наклона траектории при полете по маршруту №1

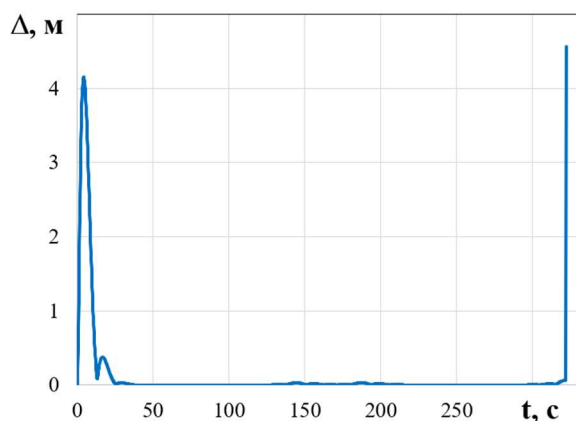


Рисунок 253 – Отклонение траектории от маршрута №1

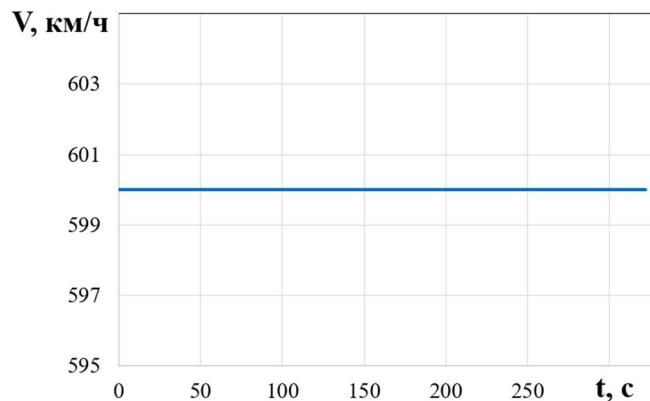


Рисунок 254 – Изменение скорости при пролете по маршруту №1

Маршрут полета при реализации **маршрута №2** показан коричневым цветом на рисунке 255, синим цветом показана траектория полета. Зависимость управляющих параметров (нормальной скоростной перегрузки и угла наклона траектории) от времени полета представлена на рисунках 256 и 257. Зависимость величины отклонения ВС от маршрута полета $\Delta(t)$ для траектории с переменной скоростью – на рисунке 258.

Время прохождения маршрута составило – 322 с, при этом скорость составила – 600 км/ч (рисунок 259).

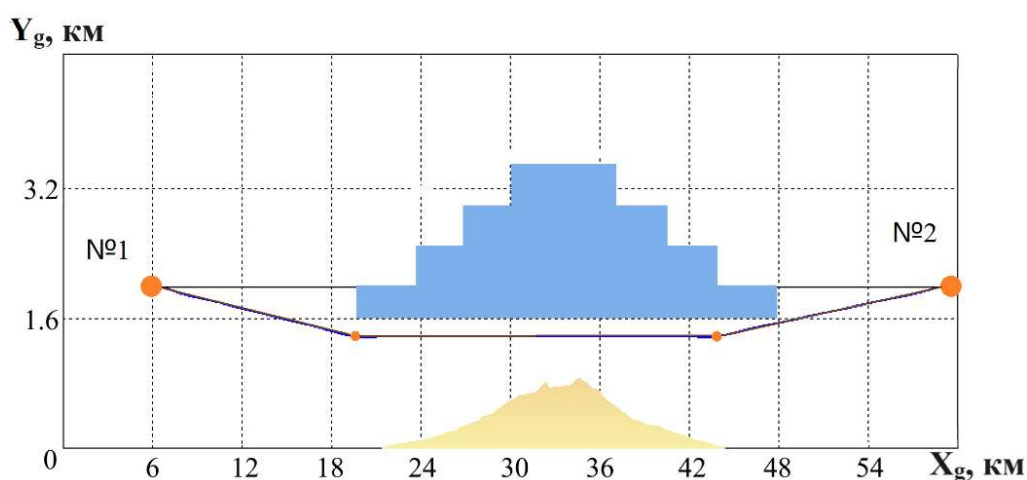


Рисунок 255 – Маршрут и траектория полета №2

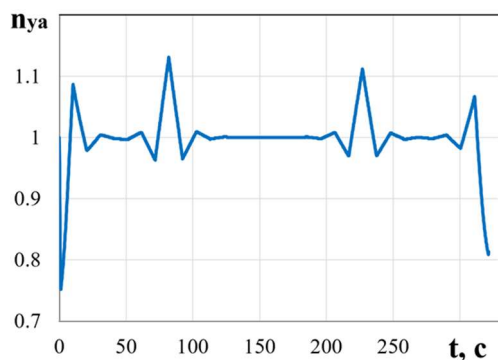


Рисунок 256 – Изменения нормальной перегрузки при полете по маршруту №2

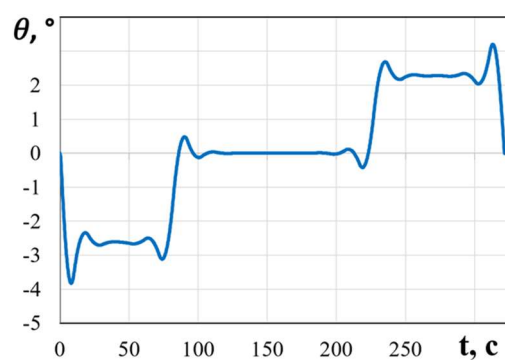


Рисунок 257 – Изменение угла наклона траектории при полете по маршруту №2

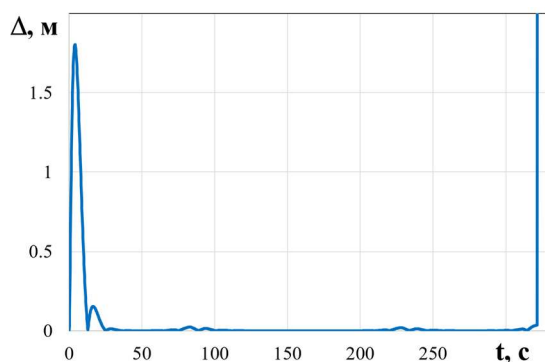


Рисунок 258 – Отклонение траектории от маршрута №2

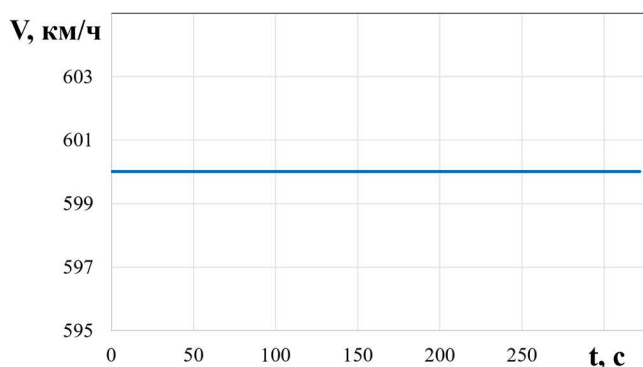


Рисунок 259 – Изменение скорости при полете по маршруту №2

Таким образом, оптимальным, с точки зрения протяженности и времени прохождения, является маршрут №2.

Как следует из представленных выше результатов, алгоритм показал свою работоспособность при перестроении маршрута полета:

- в горизонтальной плоскости;
 - в вертикальной плоскости;
- для случаев облета:
- естественных наземных препятствий;
 - воздушных препятствий типа грозового фронта.

применительно к ВС вертолетного, на примере Ми-8, и самолетного, на примере самолета транспортной категории на примере МС-21, типов с учетом характерных для каждого типа управляющих функций и базовых координат.

В частности, из представленного на рисунках 136 и 137 грозового фронта и естественных наземных препятствий в виде рельефа местности, найденных альтернативных безопасных маршрутов полета, представленных на рисунках 188 и 249 видно, что алгоритм оперативной реконфигурации маршрута полета работоспособен, в том числе и в случае, когда для пролета имеется замкнутый «туннель», образованный земной поверхностью и поверхностью грозового фронта.

Исходя результатов расчетов, приведенных в задаче №2 можно сделать вывод о том, что с точки зрения минимальной протяженности и времени прохождения в горизонтальной плоскости оптимальным является маршрут №1 (рисунок 138), но при этом боковое отклонение от маршрута на нем составляет 175 метров. Маршрут №2 имеет большую длину и требует больше времени на прохождение, но боковое отклонение в этом случае составляет всего 18 метров. Альтернативный безопасный маршрут полета в вертикальной плоскости №1 (рисунок 149) по сравнению с маршрутами в горизонтальной плоскости выигрывает как по длине, так и по времени прохождения за счет более простой конфигурации (две прямые с одной поворотной точкой на маршруте), что позволяет достигать максимально разрешенную для используемого ВС скорость пролета маршрута. Аналогичный вывод о преимуществе маршрутов облета в вертикальной плоскости по сравнению с маршрутами облета в горизонтальной плоскости можно сделать и исходя из результатов решения задач №3 и №4.

4.4 Выводы по главе 4

Представленные численные примеры решения тестовых задач, подтверждают:

1. Работоспособность разработанного бортового алгоритма (функции) оперативной реконфигурации маршрута полета при облете наземных естественных препятствий в виде горного массива и воздушных препятствий в виде грозового фронта.
2. Адаптивность разработанного бортового алгоритма (функции) оперативной реконфигурации маршрута полета к характеристикам ВС.

Заключение

В результате проведения диссертационных исследований цель достигнута, решена научная задача разработки методики и алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета для реализации в КБО ВС различных категорий.

В диссертационной работе получены следующие основные результаты:

1. Проведен анализ статистики АП за 2011 по 2020 годы который показал, что как при осуществлении коммерческих перевозок, так и при совершении полетов авиации общего назначения, значительное количество АП связано со столкновением с препятствиями при полете на малой высоте (до 21.9%), потерей управления в полете (до 66%), столкновением с землей в управляемом полете (до 56.8%), попаданием в приборные метеоусловия, к которым экипаж не допущен (до 10.1%), попаданием в зону сильной грозовой деятельности (до 5.6%). Расследования данных АП выявили, что главными причинами их возникновения связаны с отсутствием полной ситуационной осведомленности, неправильными действиями экипажа в условиях повышенной психофизиологической нагрузки, дефицитом времени на принятие решения, не позволяющие экипажу самостоятельно сформировать новую траекторию, безопасную с точки зрения облета вновь выявленных препятствий и учитывающую возможности и ограничения ВС при отсутствии на борту ВС на сегодняшний день автоматизированных средств корректировки маршрута с целью облета препятствий. За счет функционального дополнения системы самолетовождения, позволяющего скорректировать маршрут полета с учетом выявленных в процессе полета препятствий (наземных и воздушных) может быть устранена причина отмеченных АП и тем самым повышен уровень безопасности полетов.
2. Разработана методика, обеспечивающая оперативную реконфигурацию маршрута полета.

3. Разработан алгоритм, обеспечивающий на основе данных о текущем маршруте полета, координатах препятствия:

- оценку безопасности маршрута полета;
- расчет множества альтернативных безопасных и реализуемых данным ВС

маршрутов полета с выделением оптимальных по выбранным критериям маршрутов облета препятствий.

4. Разработан бортовой алгоритм оперативной реконфигурации маршрута полета, допускающий реализацию в виде функционального дополнения системы самолетовождения в бортовых комплексах вновь разрабатываемых и существующих ВС, создаваемых (созданных) в соответствии с принципами ИМА и «стеклянной кабины».

5. Показана работоспособность разработанных методики, алгоритма и бортового алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета при облете наземных естественных препятствий в виде горного массива и воздушных препятствий в виде грозового фронта.

6. Продемонстрирована адаптивность разработанных методики, алгоритма и бортового алгоритма оперативной реконфигурации маршрута полета (функции) к характеристикам ВС.

Список литературы

1. **Дудник П.И., Кондратенков Г.С., Татарский Б.Г., Ильчук А.Р., Герасимов А.А.** Авиационные радиолокационные комплексы и системы // М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2006. 1112 с.
2. **Stevenson G, Verdun HR, Stern PH, Koechner W.** Testing the helicopter obstacle avoidance system // In: Proceedings of SPIE - The International Society for Optical Engineering [Internet]; 1995. с. 93-103.
3. **Shao M-, Yan R-, Wu J, Lee J-, Han C-, Shin D-, Shin K-.** Sensor-based exploration for planar two-identical-link robots // Proc Inst Mech Eng Part C J Mech Eng Sci. 2016; 230(4): с. 655-64.
4. **Якименко, О.А.** Содержание «интеллектуализации борта» глазами летчика / О.А. Якименко // Техника воздушного флота. М.: 1996. — Вып. 3,4.-С. 11-16.
5. **Alshammrei S, Boubaker S, Kolsi L.** Improved dijkstra algorithm for mobile robot path planning and obstacle avoidance // Comput Mater Continua. 2022; 72(3):5939-54.
6. **De Berg M., Cheong O., Van Kreveld M., Overmars M.** Computational Geometry: Algorithms and Applications // 3rd Edition. Springer-Verlag, 2008, 386 p.
7. **Макаренко С. И., Афанасьев О. В., Баранов И. А., Самофалов Д. В.** Экспериментальные исследования реакции сети связи и эффектов перемаршрутизации информационных потоков в условиях динамического изменения сигнально-помеховой обстановки // Журнал радиоэлектроники. 2016. № 4. С. 2. – URL: <http://jre.cplire.ru/jre/apr16/4/text.pdf> (дата обращения: 15.12.2024).
8. **Кузюрин Н. Н., Фомин С. А.** Покрытие графов циклами и быстрое восстановление оптоволоконных сетей // Труды института системного программирования. 2004. № 5. С. 249-268.

9. **Егунов М. М. Шувалов В. П.** Анализ структурной надежности транспортной сети // Вестник СибГУТИ. 2012. № 1. С. 54-60.

10. **Цветков К. Ю., Макаренко С. И., Михайлов Р. Л.** Формирование резервных путей на основе алгоритма Дейкстры в целях повышения устойчивости информационно-телекоммуникационных сетей // Информационно-управляющие системы. 2014. № 2(69). С. 71-78.

11. **Макаренко С. И., Квасов М. Н.** Модифицированный алгоритм Беллмана-Форда с формированием кратчайших и резервных путей и его применение для повышения устойчивости телекоммуникационных систем // Инфокоммуникационные технологии. 2016. Т. 14. № 3. С. 264-274.

12. **Перепелкин Д. А.** Динамическое формирование структуры и параметров линий связи корпоративной сети на основе данных о парных перестановках маршрутов // Информационные технологии. 2014. № 4. С. 52-60.

13. **Михайлов Р. Л.** Модели и алгоритмы маршрутизации в транспортной наземно-космической сети связи военного назначения // Системы управления, связи и безопасности. 2015. № 3. С. 52-82. URL: <http://sccs.intelgr.com/archive/2015-03/04-Mikhailov.pdf> (дата обращения 5.06.2018).

14. **Cao L, Wang L, Liu Y, Yan S.** 3D trajectory planning based on the rapidly-exploring random Tree-Connect and artificial potential fields method for unmanned aerial vehicles // Int J Adv Rob Syst. 2022; 19(5).

15. **Mohsen AM, Sharkas MA, Zaghlol MS.** New real time (M-Bug) algorithm for path planning and obstacle avoidance in 2D unknown environment // In: 29th International Conference on Computer Theory and Applications, ICCTA 2019 - Proceedings; 2019. с. 25-31.

16. **Отчет о ГОСНИИАС.2200.100.1574-002.** Шифр «МА-Интеллект». М.: ФАУ «ГосНИИАС», 2022 г., 922 с.

17. **Отчет о ГОСНИИАС.2300.100.5096-001.** Шифр «МА-Интеллект». М.: ФАУ «ГосНИИАС», 2023 г., 249 с.

18. **Киселев, М. А., Костин, А. М., Тюменев, В. Р. (2008).** К оптимизации управления траекторным движением самолета // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации, (125), 138-145.

19. **Казаков К.А., Семенов В.А.** Обзор современных методов планирования движения // Труды Института системного программирования РАН, 28, №. 4, 2016, с. 241-293.

20. **Арапов О.Л., Зуев Ю.С.** Формирование опорной траектории, обеспечивающей преодоление опасной зоны // Вестник Московского государственного технического университета им. Н. Э. Баумана. Серия «Приборостроение», № 3 (102), 2015, с. 14-22.

21. **Ананьев А.В., Рыбалко А.Г., Петренко С.П., Ильинов Е.В.** Способ совместного применения беспилотных летательных аппаратов малого класса и многофункциональных бомбардировщиков при поражении средств противовоздушной обороны на маршруте полета // Воздушно-космические силы. Теория и практика, no. 19, 2021, pp. 10-28.

22. **Васильченко А. С.** Методики повышения устойчивости маршрутного управления беспилотным летательным аппаратом в условиях применения средств огневого и радиоэлектронного поражения // Воздушно-космические силы. Теория и практика, no. 13, 2020, pp. 89-98.

23. **Донцов А.А., Иконников В.Н.** Модель преодоления эшелонированной зональной ПВО противника крылатыми ракетами в условиях РЭБ // Воздушно-космические силы. Теория и практика, (19), 230-242.

24. **Сухомлинов Д.В.** О применении методов интеллектуальной обработки информации и управления в системах планирования применения и подготовки полетных данных // Известия Южного федерального университета. Технические науки, vol. 58, no. 3, 2006, pp. 167-173.

25. **Иванов М. С., Афонин И. Е., Макаренко С. И.** Повышение устойчивости автоматизированной системы управления комплекса с беспилотными летательными аппаратами в условиях воздействия средств физического поражения и

радиоэлектронного подавления // Системы управления, связи и безопасности, no. 2, 2022, pp. 92-134.

26. **Воробьев В.В., Беяцкая А.П., Суполка А.А.** Методика устранения отклонений воздушного судна при предпосадочном снижении для предотвращения происшествий категории CFIT // Научный Вестник МГТУ ГА. 2020. Т. 23, № 4. С. 33–44. DOI: 10.26467/2079-0619-2020-23-4-33-44.

27. **Евдокимчик Е. А.** Система автоматического увода от опасной высоты с прогнозированием высоты завершения маневра // Труды МАИ, no. 80, 2015, pp. 3.

28. **Sorokowski P.** Small UAV automatic ground collision avoidance system design considerations and flight test results / P. Sorokowski, M. Skoog, S. Burrows, S. Thomas [Электронный ресурс] // NASA. 2015. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20150014106> (дата обращения: 16.12.2024).

29. **Suplisson A.W.** Optimal recovery trajectories for automatic ground collision avoidance systems (Auto GCAS) [Электронный ресурс] // Theses and Dissertations. 2015. URL: <https://scholar.afit.edu/etd/183> (дата обращения: 16.12.2024).

30. **Акимов А.Н., Воробьев В.В.** Методика и алгоритмы увода летательного аппарата от пространственной поверхности ограничения // Автоматика и телемеханика. 2001. № 7. С. 18–25.

31. **Воробьев В.В., Мозоляко Е.В.** Проблемы предотвращения столкновения гражданских воздушных судов в управляемом полете // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 183. С. 109–113.

32. **Левицкий С.В., Свиридов Н.А.** Динамика полета. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 527 с.

33. **Киселев, М. А., Костин, А. М., Тюменев, В. Р. (2008).** К оптимизации управления траекторным движением самолета // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2008. №125. С. 138-145.

34. **Левицкий С. В., Левицкая Е. В.** Методика оценки транспортной эффективности магистрального пассажирского самолета // Научный вестник

Московского государственного технического университета гражданской авиации, no. 205, 2014, pp. 99-106.

35. **Ahrenhold, N.; Stasicka, I.; Abdellaoui, R.; Mühlhausen, T.; Temme, M.-M.** Enabling Green Approaches by FMS-AMAN Coordination. *Aerospace* 2023, 10, 278. <https://doi.org/10.3390/aerospace10030278/>.

36. **Воробьев А.В., Леликов А.М., Стрый В.В.** Методика аппроксимации трехмерных поверхностей в целях синтеза алгоритмов предотвращения столкновения летательных аппаратов с препятствиями. *Научный вестник МГТУ ГА*. 2024; 27(3):23-34. <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2024-27-3-23-34>

37. **Левицкий С.В., Свиридов Н.А.** Динамика полета. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 527 с.

38. База данных SRTM: [Электронный ресурс]. URL: <https://dwtkns.com/srtm30m/> (Дата обращения 20.12.2023).

39. **Володко А. М.** Основы аэродинамики и динамики полета вертолета. М.: Транспорт, 1988. 324 с.

40. **Ahrenhold, N.; Stasicka, I.; Abdellaoui, R.; Mühlhausen, T.; Temme, M.-M.** Enabling Green Approaches by FMS-AMAN Coordination. *Aerospace* 2023, 10, 278. <https://doi.org/10.3390/aerospace10030278/>.

41. **Kiselev, M.A., Kalyuzhny, Y.S., Karpov, A.V., Borodkin, S.F.** (2023). Methodology for plotting the flight planned route change of the aircraft in flight. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 26, no. 6, pp. 33–46. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-6-33-46.

42. **Капустин А., Бунас К.** "ИСКУССТВЕННЫЙ ИНТЕЛЛЕКТ В АВИАЦИИ" *Наука и инновации*, no. 9 (199), 2019, pp. 21-28.

43. **Федосов Е.А., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И.** Интегрированная модульная авионика // *Радиоэлектронные технологии*. 2015. № 1. 66 - 71 с.

44. **Mayer U., Kaiser J., Gross M.** Award's synthetic vision flight guidance display as basic display for a free flight environment // *IFAC Proceedings Volumes*, Austria, 1999, vol. 32, issue 2, pp. 6558 - 6563.

45. **Kramer L.J., Bailey R.E., Ellis K.K.** Using Vision System Technologies for Offset Approaches in Low Visibility Operations // *Procedia Manufacturing*, The Netherlands, 2015, vol. 3, pp. 2373 - 2380.

46. **Визильтер Ю.В.** Enhanced and synthetic vision system implementation based on IMA platform // Международная научно-практическая конференция «Состояние и перспективы развития интегрированной модульной авионики», Москва, 29-30 октября 2012, 51 с.

47. **Дятлова О.С.** К вопросу информационного обеспечения экипажа воздушного судна // Информационно-управляющие системы. 2011. № 4. С. 24 - 29.

48. **Неретин Е.С., Дяченко С.А., Дудкин С.О. и др.** Применение систем технического видения при заходе на посадку в сложных метеоусловиях // XXV Международная научно-техническая конференция «Современные технологии в задачах управления, автоматики и обработки информации». Сборник трудов. (Алушта, 14-20 сентября 2016). – М.: Технология, 2016. – С. 119.

49. **Гуров В.С., Колодько Г.Н., Костяшкин Л.Н. и др.** Обработка изображений в авиационных системах технического зрения. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2016. – 240 с.

50. **Шелагурова М. С.** Система информационного обеспечения синтезированного видения для бортовых комплексов летательных аппаратов: Дисс. канд. техн. наук. – М.: 2015. – 223 с.

51. **Vygolov, O.V.** Enhanced and synthetic vision systems development based on integrated modular avionics for civil aviation // 32nd IEEE/AIAA Digital Avionics Systems Conference, USA, East Syracuse, 2013, 14 p.

52. **Чистюхин В.В., Кашаев Н.К.** Практическая реализация печатных микрополосковых антенн СВЧ и ММ диапазонов // Тез. XII Всерос. школы-конф. по дифракции и распространению волн (Москва, 19–23 дек. 2001 г.). – 2001. – С. 43.

53. **Суханов Е.С., Лялин К.С.** Сравнительный анализ методов подавления боковых лепестков автокорреляционной функции в метеорадиолокации // Изв. вузов. Электроника. – 2012. – № 3(95). – С. 58–63.

54. **Оппенгейм А., Шафер Р.** Цифровая обработка сигналов. – М.: Техносфера, 2009. – С 565–580.
55. **Краснитский Ю. А.** Пассивная локация молниевых разрядов на основе анализа атмосфериков в рамках скачковой модели их распространения в волноводе "Земля-ионосфера" // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации, no. 158, 2010, pp. 149-155.
56. **Личман, Г.** Системы технического зрения, используемые в точном земледелии (часть 2) / Г. Личман, И. Смирнов, А. Беленков // Фермер. Поволжье. – 2017. – № 6. – С. 40–43.
57. **Надолинская, П. И.** Обзор механики в сфере робототехники и изучение робототехнической системы lidar / П. И. Надолинская // Молодежная наука в развитии регионов. – 2021. – Т. 1. – С. 211–215.
58. Локационные лазерные устройства // Лекции.орг – публикация материала для обучения. – Режим доступа: <https://lektsii.org/5-10914.html>, свободный. – Заглавие с экрана. – Яз. рус. (дата обращения: 20.03.2025).
59. Энергетический расчет аэрозольного лидара // Образовательный блог – всё для учёбы. – Режим доступа: <https://all4study.ru/raznoe/energeticheskij-raschet-aerazolnogo-lidara.html>, свободный. – Заглавие с экрана. – Яз. рус. (дата обращения: 20.03.2025).
60. **Прусс Л.В., и Тюпкин М.В.** Спутниковые системы посадки гражданской авиации WAAS и LaaS // Актуальные проблемы авиации и космонавтики, vol. 1, no. 8, 2012, pp. 192-193.
61. **Логвин А.И., Соломенцев В.В.** Спутниковые системы навигации и управления воздушным движением. М.: МГТУ ГА, 2005.
62. **Соловьев Ю.А.** Системы спутниковой навигации. М.: ЭКО-ТРЕНДЗ, 2000.
63. **Яценков В.С.** Основы спутниковой навигации. Системы GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС. М.: Издательство: Горячая линия – Телеком, 2005. 272 с.

64. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации (SARPS). Т. 1 (Радионавигационные средства). ИКАО, 2004.

65. Поправки 76 и 79 к Международным стандартам и Рекомендуемой практике (SARPS). ИКАО, 2001, 2004.

66. Постановление Правительства Российской Федерации от 15 ноября 1997 г. № 1435 «О Федеральной целевой программе по использованию глобальной навигационной спутниковой системы "ГЛОНАСС" в интересах гражданских потребителей».

67. **Затучный Д.А., Сладь Ж.В.** Использование информации об уровне наземного обеспечения полетов ВС для планирования воздушного движения // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. Т. 19, № 05. С. 104–110.

68. **Kaplan D.E., Hegarty C.J.** Understanding GPS/ Principles and Applications/ Second Edition, ARTECH HOUSE, INC., 2006, 723 p.

69. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС / под ред. В.Н. Харисова и др. М.: ИПРЖР, 1998. 400 с.

70. Перспективные технологии приборостроения / под ред. А.Ю. Шатракова. - М.: Экономика, 2011.

71. Современные системы ближней радионавигации / под ред. Г.А. Пахолкова. - М.: Транспорт, 1996.

72. **Пахолков Г.А., Шатраков Ю.Г.** Угломерные радиотехнические системы посадки. - М.: Транспорт, 1992.

73. **Шатраков Ю.Г., Ривкин М.И.** Самолетные антенные системы. - М.: Машиностроение, 1989.

74. **Григорьев А.В.** Структура методики анализа следа вибрационного размытия изображения круглой метки /А.В. Григорьев, Н.К. Юрков, В.А. Трусков, В.Я. Баннов //Труды международного симпозиума Надежность и качество. -2016.- Т.2- С.28-31.

75. **Мелешко В.В., Нестеренко О.И.** Бесплатформенные инерциальные навигационные системы» 6. И. 2011 С. 30 – 35.

76. **Матвеев В.В., Распопов В.Я.** Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем-: ОАО Концерн ЦНИИ Электроприбор, 2009, С. 5-10.

77. **Zotov S.A., Rivers M. C., Trusov A.A., Shkel A.M.** Folded MEMS Pyramid Inertial Measurement Unit// IEEE SENSORS JOURNAL, VOL. 11, NO. 11, NOVEMBER 2011. P. 2780 – 2789.

78. **Степанов О.А.** Особенности построения и перспективы развития навигационных инерциально-спутниковых систем // Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации: сб. статей докл. С.-Пб. 2001.

79. **Groves P.D.** Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems /Artech Hous. 2008. 505 p.

80. **А.В. Чернодаров, А.П. Патрикеев, В.Н. Коврегин, Г.М. Ковреги́на, И.И. Меркулова.** Летная отработка распределенной системы инерциально-спутниковой микронавигации для радиолокатора с синтезированной апертурой // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 222–231.

81. **А.Г. Андреев, В.С. Ермаков, А.П. Колеватов, Т.А. Ульяновская, Д.Ю. Зобачев, А.С. Парфенов, Е.А. Сафонов, И.В. Федоров.** Ударостойкая комбинированная бесплатформенная инерциальная навигационная система на основе волоконно-оптических и микромеханических гироскопов // Оборонная техника. 2015. № 11–12. С. 12–18.

82. **Медведев Е.М., Данилин И.М., Мельников С.Р.** Лазерная локация Земли и леса. М.: Геолидар, 2007. 229 с.

83. Официальный сайт российской компании ООО НПК «Оптолинк» // URL – www.optolink.ru. Дата обращения 20.03.2025 г.

84. **С. А. Бутырин, А. Ф. Дюмин, В. В. Корабельщиков.** Оценка точности калибровки погрешностей блока волоконно-оптических гироскопов бесплатформенной астро-инерциальной системы ориентации // Гироскопия и навигация. – 2004. – № 4 (47). – С. 74.

85. **Наполитано Ф., Геф Т., Коттро Й.** Первая прецизионная инерциальная навигационная система на волоконно-оптических гироскопах // Гироскопия и навигация. – 2002. – № 4 (39). – С. 101–114.

86. **Колеватов А. П., Николаев С. Г., Андреев А. Г. [и др.].** Успехи в разработке бесплатформенных инерциальных навигационных систем на базе волоконно-оптических гироскопов // XVI С-Пб. междунар. конф. по интегрированным навигационным системам. – С. Пб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор». – 2009. – С. 13–20.

87. **Клюев Г. И., Макаров Н. Н., Солдатов В. М.** Авиационные приборы и системы. Ульяновск: УГГТУ, 2000. 343 с.

88. **Dorf R., Bisshop R.** Sovremennye sistemy upravleniya // Modern management systems. M.: Laboratoriya bazovykh znaniy Publ., 2002, 832 p.

89. **Козицин В.К. [и др.].** Анализ принципов построения систем измерения воздушных сигналов вертолета // Авиакосмическое приборостроение. 2003. №10. С.2–13.

90. **Солдаткин В.В.** Методологические основы измерения высотно-скоростных параметров вертолета по аэрометрической информации вихревой колонны несущего винта // Известия вузов. Авиационная техника. 2010. № 3. С.51–56.

91. **Козицин В.К.** Алгоритмическое обеспечение системы воздушных сигналов вертолета на основе свободно ориентированного приемника давлений // Известия вузов. Авиационная техника. 2006. № 4. С.52–57.

92. **Бондаренко А.Г., Харитонов В.В., Сомов М.В.** Эргономические проблемы эксплуатации летательных аппаратов, оборудованных «стеклянными» кабинами // Проблемы безопасности полетов. 2014. № 5. С.34-36.

93. **Айвазян С.А.** Особенности построения интерактивных систем управления эргатическими авиационными комплексами // Проблемы безопасности полетов. 2013. № 3. С. 49-51.

94. **Давыдов В.В., Иванов А.И., Лапа В.В., Рябинин В.А., Голосов С.Ю.** Проблема индикации состояния общевертолетного оборудования на электронных дисплеях // Проблемы безопасности полетов. 2011. № 8. С. 13-21.
95. **Минеева Е.А., Мухамедшина Л.Х.** К вопросу об эргономической организации рабочего места экипажа кабины самолета // Образование и наука в современном мире. Инновации. 2015. № 1. С. 110-113.
96. **Харитонов В.В., Бондаренко А.Г., Кокташев М.А.** Проблемы эргономического сопровождения разработки и внедрения «стеклянных кабин» в состав компоновки оборудования летательных аппаратов // Материалы Всероссийской научно-практической конференции «АВИАТОР». Воронеж. 2015. С.200-206.
97. **Федосов Е.А.** Проект создания нового поколения интегрированной модульной авионики с открытой архитектурой // Полет, №8, 2008 г., стр. 15-22.
98. **Федосов Е.А., Ковернинский И.В., Кан А.В., Волков В.Б., Солоделов Ю.А.** Применение операционных систем реального времени в интегрированной модульной авионике // Труды ГосНИИАС: вопросы авионики, №4(24), 2015 г.
99. **Хакимов Д. В. и Киселев С. К.** Историческое развитие и современное состояние комплексов бортового оборудования летательных аппаратов // Вестник Ульяновского государственного технического университета, по. 2 (78), 2017, pp. 54-59.
100. **Хакимов Д. В. и Киселев С. К.** Историческое развитие и современное состояние комплексов бортового оборудования летательных аппаратов (Окончание) // Вестник Ульяновского государственного технического университета, по. 3 (79), 2017, pp. 42-50.
101. **Зайцев Д. Ю., Неретин Е. С. и Рамзаев А. М.** Разработка архитектуры универсального модульного контроллера авионики //Труды МАИ, по. 85, 2016, pp. 19.
- Авакян А. А.** Унифицированная интерфейсно-вычислительная платформа для систем интегральной модульной авионики // Труды МАИ, по. 65, 2013, pp. 2.