

**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФГБОУ ВО «САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»**

На правах рукописи

Аль-Рубой Мудар Валхан Хамид

**«ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАВИГАЦИОННЫХ ТРЕБОВАНИЙ
В ОСОБЫХ УСЛОВИЯХ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СРЕДСТВ
РАДИОТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ
НА ПРИМЕРЕ РЕСПУБЛИКИ ИРАК»**

05.22.13 — Навигация и управление воздушным движением

Диссертация на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Научный руководитель
кандидат технических наук, доцент
Соболев Евгений Владимирович

Санкт-Петербург — 2016

Оглавление

Введение	5
Глава 1. Концепция навигации, основанной на характеристиках	10
1.1. Современная навигационная концепция.....	10
1.2. Навигационные спецификации	11
1.3. Инфраструктура навигационных средств	21
1.4. Обеспечение требований навигационных спецификаций в условиях современной геополитической обстановки	29
1.5. Постановка задачи.....	33
1.6. Выводы	34
Глава 2. Разработка методик оценки рационального состава и размещения наземных радиотехнических средств для обеспечения резервного канала навигационной информации.....	35
2.1. Анализ методик оценки эффективности системы радиотехнического обеспечения полетов	35
2.2. Разработка методики оценки рационального размещения РТС для организации резервного канала навигационной информации	50
2.3. Разработка графика внедрения РТС для организации резервного канала навигационной информации	54
2.4. Применение мобильных РТС в системе радиотехнического обеспечения полетов	57
2.5. Мобильные радиотехнические системы ближней навигации	58
2.6. Требования к составу и размещению РТС навигации в районе аэродрома.....	60
2.7. Оценка возможности обеспечения высокоточной навигации в районе аэродрома с применением системы DVOR/DME	61
2.8. Выводы	67
Глава 3. Применение фильтра Калмана для комплексной обработки данных о местоположении воздушного судна	69

3.1. Методики повышения точности определения местоположения ВС.....	69
3.2. Алгоритмы оптимальной фильтрации	70
3.3. Включение фильтра Калмана в состав оптимальной измерительной системы	73
3.4. Применение оптимальная фильтрация Калмана для комплексирования АНС и VOR/DME.....	77
3.5. Применение ОФК для комплексирования АНС и ОРЛ.....	86
3.6. Применение ОФК для комплексирования АНС, VOR/DME и ОРЛ	87
3.7. Определение размеров зоны коррекции навигационных систем при комплексной обработке данных о местоположении ВС.....	93
3.8. Выводы.....	94
Глава 4. Применение рассмотренных методов обеспечения навигационных требований при нарушениях в работе спутниковых систем навигации.....	96
4.1. Перспективы использования воздушного пространства Республики Ирак в интересах гражданской авиации	96
4.2. Воздушные трассы Республики Ирак	97
4.3. Трассовые радионавигационные средства.....	100
4.4. Реализация методик обеспечения требований навигационных спецификаций при нарушениях в работе спутниковых систем навигации.....	103
4.4.1. Определение степени перекрытия воздушных трасс зонами действия и зонами коррекции радиотехнических систем	105
4.4.2. Оценка точности самолетовождения по заданным маршрутам	112
4.4.3. Определение рационального размещения РТС для обеспечения требуемых навигационных характеристик.....	115
4.4.4. Разработка графика внедрения РТС навигации на территории Республики Ирак.....	127
4.4.5. Обеспечение высокоточной навигации в районе аэродромов Baghdad, Basrah, Erbil.....	135

4.4.6. Разработка плана внедрения мобильных систем VOR/DME	143
4.5. Применение оптимальной фильтрации Калмана при определении рационального состава и размещения РТС	145
4.6. О возможности применения разработанных методик обеспечения требований навигационных спецификаций в России.....	148
4.7. Выводы	148
Заключение.....	151
Список сокращений и условных обозначений	155
Список литературы	157
Приложение А. Воздушные трассы Республики Ирак	165
Приложение Б. Графики углов закрытия РТС навигации	168
Приложение В. Зоны действия РТС навигации для высот полета 4800, 7000 и 13800 м.....	173
Приложение Г. Графики углов закрытия позиций РТС навигации Республики Ирак.....	178
Приложение Д. Рассчитанные зоны действия РТС навигации для выбранных позиций Республики Ирак для высоты полета 7000 м.....	184
Приложение Е. Пример оценки точности самолетовождения и безопасности полетов по маршруту MURIB-NOLDO	188
Приложение Ж. Программа анализа эффективности оптимальной Фильтрации Калмана (решения уравнения Риккати).....	190
Приложение З. Распечатка примера решения уравнения Риккати для бокового канала двухкомпонентной комплексной системы навигации или наблюдения (при использовании АЗН)	198

Введение

Постоянное увеличение пассажиропотока требует максимально эффективного использования воздушного пространства. Обеспечение требуемой пропускной способности возможно только при внедрении методов зональной навигации.

Согласно документам ИКАО [4,11,13,16,17,19,22,35] основным навигационным средством является глобальная навигационная спутниковая система для всех навигационных спецификаций. Однако, из-за уязвимости ГНСС возможно ухудшение или полная потеря спутникового сигнала от непреднамеренных или преднамеренных помех. В современной геополитической обстановке вывод определенного региона из зоны действия GPS является реальной опасностью. Кроме того, экономические обстоятельства могут стать причиной полного отключения спутниковая навигационная система из-за деградации группировки космических аппаратов.

Для обеспечения требований навигационных спецификаций рекомендуется применять резервные навигационные средства. Применение автономной навигационной системы возможно в течение ограниченного времени, после чего потребуется коррекция с помощью систем ближней навигации.

В настоящее время существуют регионы, в которых требования навигационных спецификаций обеспечиваются только при наличии на борту аппаратуры GPS или ГЛОНАСС.

Для этих регионов актуальной является задача создания резервного канала навигационной информации для обеспечения требований навигационных спецификаций при нарушениях в работе ГНСС. Решить проблему можно только с помощью наземных радиотехнических средств, поэтому актуальной является задача определения рационального состава и размещения этих РТС, при котором обеспечивается требуемая точность навигации.

Проблему усложняет тот факт, что ИКАО рекомендует для континентальных трасс перейти от спецификации RNAV 5 к более жестким

требованиям спецификации RNP 2 [1]. Из этого следует необходимость разработки методик увеличения точности определения местоположения ВС, так как при существующей методике коррекции АНС замещением потребуется значительное количество наземных РТС, что окажется экономически нецелесообразным.

В диссертационной работе разработанные методики прошли апробацию в Республике Ирак.

Страна имеет выгодное географическое положение, что способствует развитию внутренних и внешних воздушных сообщений. При внедрении спрямленных маршрутов рейсы из большинства городов Европы в крупные хабы Абу-Даби, Доха, Дубай и др. будут проходить через воздушное пространство страны. Кроме того, перспективе аэропорты таких городов как Багдад и Эрбиль, могут стать крупными хабами. Аэронавигационная служба страны должна решить задачу обеспечения требуемого уровня безопасности полетов. Ключевым моментом в этом станет обеспечение требуемой точности, удовлетворяющей принятой в регионе навигационной спецификации.

В настоящее время в Республике Ирак при полетах по воздушным трассам применяется навигационная спецификация RNAV 5 [1,11,62,73,81,82,83]. При этом, в сборнике аэронавигационной информации указано, что требуемая точность и безопасность полетов обеспечивается только при использовании систем спутниковой навигации GPS [11, 73, 81, 82, 83]. Наземные радиотехнические системы Республики Ирак не в состоянии обеспечить требуемую точность, а, следовательно, и безопасность полетов. В то же время реальной является опасность отключения системы GPS или ухудшения качества сигналов до неприемлемого уровня в целях решения некоторых политических задач. Выходом из сложившейся ситуации является использование альтернативной навигационной системы. В связи с тем, что Российская система ГЛОНАСС пока не получила должного распространения в мировой гражданской авиации[21], альтернативная навигационная система может быть построена только на основе наземных РТС.

Важной задачей является не только разработка оптимального состава и размещения РТС для обеспечения требований RNAV 5, но и возможности обеспечить требования перспективной навигационной спецификации RNP 2.

При разработке методик обеспечения требований навигационных спецификаций были проанализированы, использованы и модернизированы методы ведущих ученых России и зарубежных стран. Среди них можно отметить таких ученых, как Вовк В.И. [2], Григорьев С.В. [3], Верещака А.И. [4], Крыжановский Г.А. [6], Липин А.В. [2], Олянюк П.В. [4, 5, 7, 51], Пятко С.Г. [8], Сарайский Ю.Н. [2], Сарычев В.А. [9], Скрыпник О.Н. [10], Соболев Е.В. [11, 39, 40, 41, 42, 49, 84, 85], Бабуров В.И. [12] и др.

Объектом исследования являются радиотехнические системы обеспечения полетов.

Предметом исследования являются методики оценки эффективности систем радиотехнического обеспечения полетов и методики обеспечения требований навигационных спецификаций.

Целью диссертационной работы является разработка методик обеспечения требований навигационных спецификаций при комплексировании наземных радиотехнических систем навигации и наблюдения. Для достижения поставленной цели необходимо решение следующих **задач**:

1. Анализ требований существующих и перспективных навигационных спецификаций.

2. Анализ методики оценки эффективности систем радиотехнического обеспечения полетов путем определения коэффициента перекрытия воздушных трасс зонами действия и зонами коррекции, а также оценки точности и безопасности полетов.

3. Разработка методики оценки рационального состава и размещения РТС навигации.

4. Разработка оптимального графика внедрения РТС навигации.

5. Анализ методик повышения точности определения местоположения ВС путем комплексной обработки данных о местоположении ВС с применением фильтра Калмана и синтез комплексной системы навигации и наблюдения.

6. Апробация разработанных методик для обеспечения требований навигационных спецификаций в воздушном пространстве Республики Ирак.

Основные методы исследования. При решении перечисленных задач были использованы методы математического анализа, комбинаторных вычислений, методы динамического программирования, а также методы имитационного моделирования.

Научная новизна работы состоит в следующем:

1. Разработана методика оценки рационального состава и размещения РТС навигации, в котором учитываются особенности, присущие данному типу РТС, а также достигается обеспечение требований навигационных спецификаций для различных областей воздушного пространства.

2. Произведен синтез комплексной системы навигации и наблюдения и разработана методика применения данной комплексной системы для обеспечения требований навигационных спецификаций.

Практическая значимость работы. Разработанный вариант состава и размещения рекомендован для внедрения в Республике Ирак с целью создания национальной независимой системы радионавигационного обеспечения полетов. Данная система может быть построена на основе стационарных или мобильных систем VOR/DME. Разработан план внедрения РТС навигации на территории Республики Ирак. Практическая значимость проведенных исследований подтверждается актами внедрения.

Разработанные подходы могут быть использованы для формирования резервной навигационной системы в укрупненных центрах ЕС ОрВД Российской Федерации (особенно ее северных территорий), а также могут быть использованы в других странах.

На защиту выносятся следующие положения:

1. Методика оценки рационального состава и размещения РТС навигации.

2. Методика обеспечения требований навигационных спецификаций путем применения комплексной навигационной системы.

3. Синтез и оценка эффективности комплексной системы навигации и наблюдения в случае применения автоматического зависимого наблюдения (АЗН).

Публикации результатов. По теме диссертации опубликовано 6 печатных работ, из них 5 в журналах, входящих в перечень рекомендованных ВАК изданий.

Апробация результатов. Материалы диссертации докладывались на XLV, XLVI и XLVII научно-практических конференциях аспирантов и молодых ученых, посвященной памяти И.И. Сикорского (Санкт-Петербург, 2013, 2014, 2015гг.); на III международной научно-практической конференции «Человек и транспорт» в секции «Авиационный и скоростной наземный транспорт» (Санкт-Петербург, 2014г.), на международной научно-практической конференции «Транспорт России: проблемы и перспективы – 2015» (Санкт-Петербург, 2015 г.).

Структура и объем работы. Диссертационная работа содержит: введение, 4 главы, заключение, список сокращений и условных обозначений, список литературы, включающий 85 источников, а также 8 приложений.

Общий объем работы – 200 страниц, 128 рисунков, 43 таблицы.

Глава 1. Концепция навигации, основанной на характеристиках

1.1 Современная навигационная концепция

Постоянное увеличение пассажиропотока требует максимально эффективного использования воздушного пространства. Обеспечение требуемой пропускной способности возможно только при внедрении методов зональной навигации.

Первоначально для выполнения полетов в воздушном пространстве определенного типа, предписывалось оснащать ВС конкретными типами бортового оборудования. Это приводило к задержкам внедрения зональной навигации, поэтому, для решения проблемы был разработан новый подход, заключающийся в установлении требований к характеристикам навигационной системы, т.е. навигации, основанной на характеристиках (PBN).

Основные положения PBN описаны в документе ИКАО Doc.9613 [1], где отмечено, что PBN является одним из нескольких инструментов реализации концепции воздушного пространства и включает (рисунок 1.1):

- Инфраструктуру навигационных средств.
- Навигационную спецификацию.
- Навигационный процесс.



Рисунок 1.1 – Концепция навигации, основанной на характеристиках

Под инфраструктурой навигационных средств понимается совокупность средств наземного и/или космического базирования, позволяющих обеспечить безопасное самолетовождение.

Навигационная спецификация – это требования к бортовому оборудованию ВС и квалификации экипажа, необходимых для обеспечения полетов в воздушном пространстве заданного типа (RNP или RNAV).

Навигационный процесс – есть применение навигационной спецификации и инфраструктуры навигационных средств на маршрутах, в схемах и/или в определенном объеме воздушного пространства в соответствии с предполагаемой концепцией воздушного пространства [1].

В диссертационной работе рассматривается вопрос о модернизации инфраструктуры РТС навигации для обеспечения навигационного процесса при имеющейся навигационной спецификации.

1.2 Навигационные спецификации

Навигационная спецификация определяет характеристики и возможности системы зональной навигации, тип навигационных датчиков и требования к экипажу ВС [1]. Навигационной спецификацией является RNP или RNAV. Разница между ними заключается в том, что первая предполагает контроль на борту за выдерживанием характеристик и выдачу предупреждений, в спецификации RNAV такое требование отсутствует. В ряде случаев эти термины можно рассматривать как синонимы.

Характеристики RNAV включают: точность, целостность, эксплуатационную готовность и непрерывность.

Точность навигационной системы как ее способность производить измерения с заданной погрешностью и требуемой вероятностью будет подробно рассмотрена ниже.

Целостностью называют степень доверия к информации навигационной системы. Она характеризуется риском (вероятностью необнаружения отказа) и

средним временем обнаружения отказа. Так как система измерения навигационных параметров и система сигнализации отказов соединены последовательно, риск $P_{\text{риск}}$ равен произведению вероятности отказа $P_{\text{отк.}}$ и вероятности необнаружения отказа $P_{\text{н_отк.}}$. Для навигационных систем эти вероятности рассчитываются как [11, 58, 59]:

$$P_{\text{риск}} = P_{\text{отк.}} \cdot P_{\text{н_отк.}} \quad (1.1)$$

Эксплуатационная готовность определяется способностью системы выполнять свою функцию к началу выполнения операции и характеризуется вероятностью отказа системы к моменту начала проведения операции [11].

Непрерывность обслуживания – это способность системы сохранить свою работоспособность во время выполнения планируемой операции. Непрерывность обслуживания характеризуется вероятностью отказа системы на любом заданном интервале операции [11]. Непрерывность считается нарушенной в случае потери способности определять местоположение, либо ложного информирования экипажа о потере этой способности. Установлено, что вероятность возникновения такой ситуации за час полета не должна превышать 10^{-4} [2].

Проблема выполнения требования к экипажу ВС в данной диссертационной работе не рассматривается. Предполагается, что экипаж прошел необходимый учебный курс и обладает всеми навыками для выполнения безопасного полета по маршрутам зональной навигации.

Целостность, готовность и непрерывность навигационной системы оценить довольно сложно. В настоящее время нет возможности обобщить информацию о надежности современных РТС (полученную, как по данным производителя, так и в ходе эксплуатации), а также получить данные об их совместном использовании в составе навигационной системы региона. Поэтому, в рамках данного диссертационного исследования основное внимание будет сосредоточено на таком параметре, как точность определения местоположения ВС.

Возможности системы RNAV будем рассматривать исходя из ее точностных характеристик. Исследованию будут подвергнуты маршруты зональной навигации, а также районы зональной навигации (называемые также районами

RNAV или RNP), то есть области пространства, в пределах которых навигационная инфраструктура позволяет оборудованным необходимыми бортовыми средствами воздушным судам выполнять полет по процедурам зональной навигации [2, 56].

Требования к точности навигационной системы определяются ее способностью удерживать ВС в пределах заданного интервала с требуемой точностью. В качестве показателя точности навигации в Руководстве ИКАО выбрана круговая погрешность заданного радиуса, т.е. величина отклонения измеренной координаты от истинного значения, вероятность не превышения которой составляет 0.95 [1, 11, 20, 56].

Величина круговой погрешности определяется навигационной спецификацией RNAV или RNP. Применяемые спецификации представлены на рисунке 1.2. Характеристики и требования к воздушному пространству при применении RNP публикуются в сборнике аэронавигационной информации [1, 14, 15, 20, 74, 76, 77].

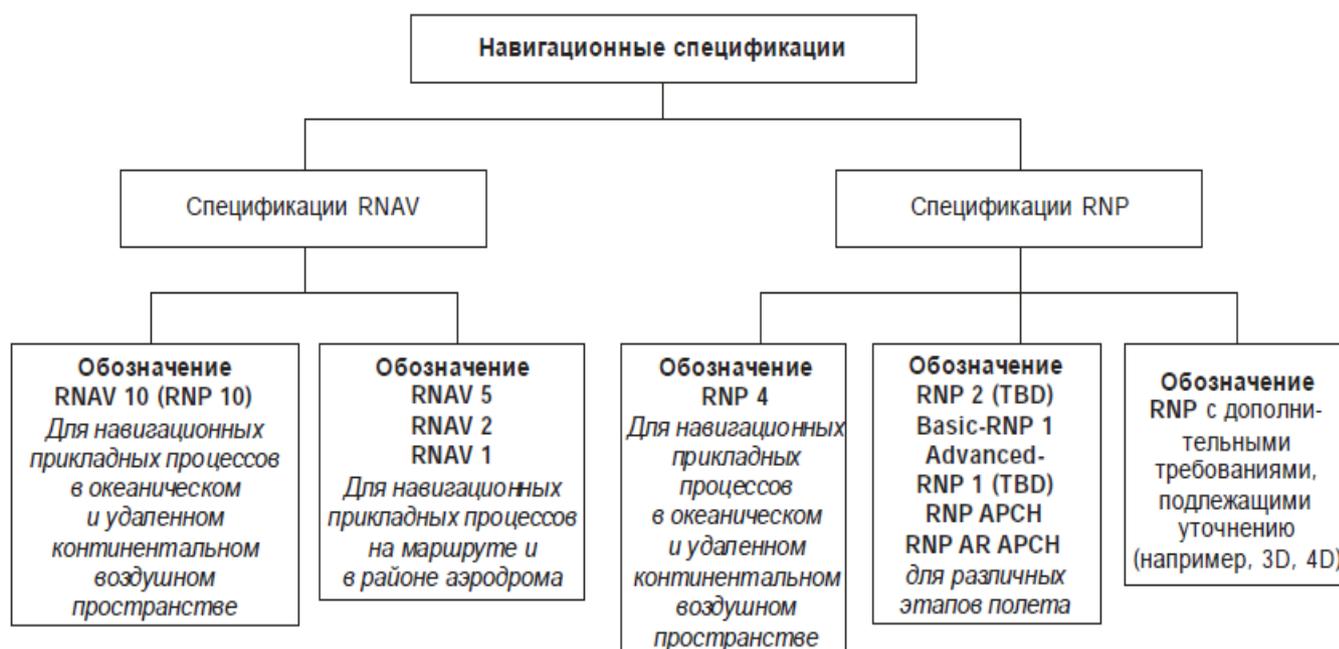


Рисунок 1.2 – Типы воздушного пространства

Выполнение требований RNP возможно с использованием любого бортового оборудования, при этом выделяют следующие типы ВП [1, 2, 11]:

- океаническое и удаленное континентальное;

- континентальное;
- воздушное пространство в районе аэродрома.

Применение той или иной навигационной спецификации на различных этапах полета приведено на рисунке 1.3 и в таблице 1.1 [1].

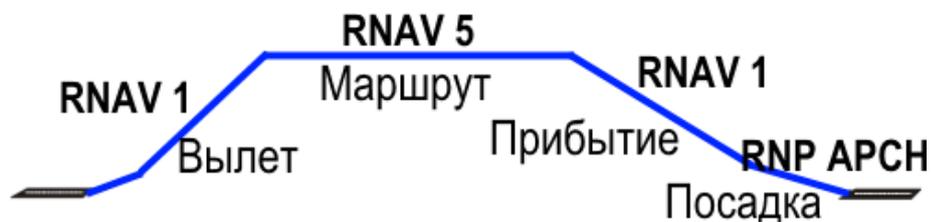


Рисунок 1.3 – Пример навигационной спецификации на различных этапах полета

Таблица 1.1 – Применение навигационных спецификаций

Навигационная спецификация	Этап полета		
	Маршрутный океанический, континентальный удаленный	Маршрутный континентальный	Район аэродрома
RNAV 10	10		
RNAV 5		5	5
RNAV 2		2	2
RNAV 1		1	1
RNP 4	4	4	
RNP 1			1

Также концепция PBN захватывает этап вылета и посадки, однако в данной диссертационной работе они не рассматриваются. Рекомендуемые сроки внедрения навигационных спецификаций представлены в таблице 1.2 [13, 1, 56,].

Таблица 1.2 – «Дорожная карта» в области навигации

Район	2018	2023	2028	после 2028
Океанический, отдаленный континентальный	RNAV 10			
	RNP 4, RNP 2			
Континентальный	RNAV 5	RNP 2, усовершенствованный RNP RNP 0.3 (только для вертолетов)		
Воздушное пространство в районе аэродрома: прибытие и вылет	RNAV 1 B-RNP 1	усовершенствованный RNP RNP 0.3 (только для вертолетов)		

Рекомендуемая ИКАО спецификация для океанического и удаленного континентального района – RNAV 10 (в документах может обозначаться как RNP 10). Эта спецификация предусматривает обеспечение минимумов бокового и продольного эшелонирования 50 морских миль. [1].

Воздушные трассы России в основном относятся к спецификации RNAV 5 [14]. Воздушные трассы Республики Ирак также относятся к спецификации RNAV 5 [15]. Это означает, что радиус круговой области, в пределах которой ВС должно находиться с вероятностью 95% равен 5 морским милям или 9.25 км.

Спецификация RNAV 5 разрабатывалась для континентального воздушного пространства и широко распространена в Ближневосточном и Европейском регионах. Континентальные прикладные процессы RNAV включают радиолокационное наблюдение и речевую связь «диспетчер-пилот». RNAV 5 также может использоваться на начальном участке STAR (стандартный маршрут прибытия по приборам) за пределами аэродромной зоны ответственности радиусом 30 морских миль и выше MSA (минимальная абсолютная высота обслуживаемого сектора).

Для выполнения полетов по RNAV 5 необходимо использовать оборудование, способное автоматически определять местоположение ВС в горизонтальной плоскости:

- а) VOR/DME;
- б) DME/DME;
- в) ИНС;
- г) ГНСС.

Рассмотрим требуемые характеристики навигационной системы, согласно спецификации RNAV 5 [1,11]:

- *Точность*. Во время полетов в воздушном пространстве или по маршрутам, боковая и продольная погрешности должны быть в пределах ± 5 морских миль в течение 95 % полетного времени.

- *Целостность*. Неисправность бортового навигационного оборудования классифицируется по нормам летной годности как состояние серьезного отказа (10^{-5} в час).

- *Непрерывность*. Потеря функции классифицируется как состояние незначительного отказа, если эксплуатант может перейти на другую навигационную систему и следовать в соответствующий аэропорт. При использовании ГНСС бортовое навигационное оборудование выдает предупреждение, если вероятность погрешностей сигнала в пространстве, являющихся причиной боковой погрешности местоположения более 10 морских миль превышает 10^{-7} в час.

Из таблице 1.2 следует, что перспективной спецификацией при полете по маршруту является RNP 2. Эта спецификация разрабатывалась для районов с небольшим количеством наземных РТС навигации (или районов без них), ограниченными возможностями по наблюдению, при низкой или средней интенсивности воздушного движения.

Для выполнения полетов по RNP 2 необходимо использовать оборудование ГНСС. Воздушное судно должно быть оборудовано аппаратурой контроля целостности навигационной системы. При этом использование RNP 2 не рекомендуется в областях, где присутствует искажение сигналов ГНСС вследствие каких-либо факторов. Для обеспечения требуемой безопасности должны быть обеспечены запасные аэродромы или резервные каналы навигационной информации.

Рассмотрим требуемые характеристики навигационной системы, согласно спецификации RNP 2 [1, 2]:

Точность. Во время полетов в воздушном пространстве или по маршрутам, боковая и продольная погрешности должны быть в пределах ± 2 м.м. в течение 95 % полетного времени. При этом погрешность пилотирования не должна превышать ± 1 м.м. в течение 95 % полетного времени. Бортовая навигационная система должна выдавать экипажу предупреждение в том случае, если

горизонтальная ошибка определения координат ВС превысит 4 м.м. с вероятностью 10^{-7} в час.

- *Целостность*. Неисправность бортового навигационного оборудования классифицируется по нормам летной годности как состояние серьезного отказа (10^{-5} в час).

- *Непрерывность*. Потеря функции в океаническом или удаленном континентальном районе классифицируется как состояние серьезного отказа. Потеря функции в континентальном районе классифицируется как состояние незначительного отказа, если эксплуатант может перейти на другую навигационную систему и следовать в соответствующий аэропорт.

Перспективными спецификациями для района аэродрома станет спецификация RNAV 1, а в последующем усовершенствованная RNP (A-RNP).

Спецификация RNAV 1 предназначена для полетов в районе аэродрома, а также для полетов по маршрутам в условиях высокой интенсивности воздушного движения и высокой плотности воздушных размещения трасс. Данная спецификация может также применяться для схем захода на посадку по приборам до контрольной точки конечного этапа захода на посадку [1].

RNAV 1 требует наличия радиолокационного контроля. Полеты без радиолокационного контроля и на высотах ниже высот векторения осуществляются только в том случае, если государство гарантирует требуемый уровень безопасности полетов и компенсирует отсутствие контроля за выдерживанием характеристик движения воздушного судна.

В AIP государства указывается, какие навигационные системы способны обеспечить полет по RNAV 1. Рекомендуется применять следующие системы [1]:

- ГНСС;
- DME/DME;
- DME/DME/INS.

Инерциальные навигационные системы (INS) используются для определения координат в мертвых зонах DME. Следует учитывать, что после перехода на INS нарастание погрешности определения координат не превышает 2

морские мили (или 3.7 км) за каждый час полета [12, 29, 30]. Нарастание погрешности со временем показано на графике на рисунке 1.4, где линия №1 соответствует скорости полета ВС 900 км/ч, линия №2 – 500 км/ч.

При отсутствии на борту INS возможен переход в режим счисления пути, однако при этом требуется расчет нарастающей погрешности для определения границ применимости данного навигационного метода.

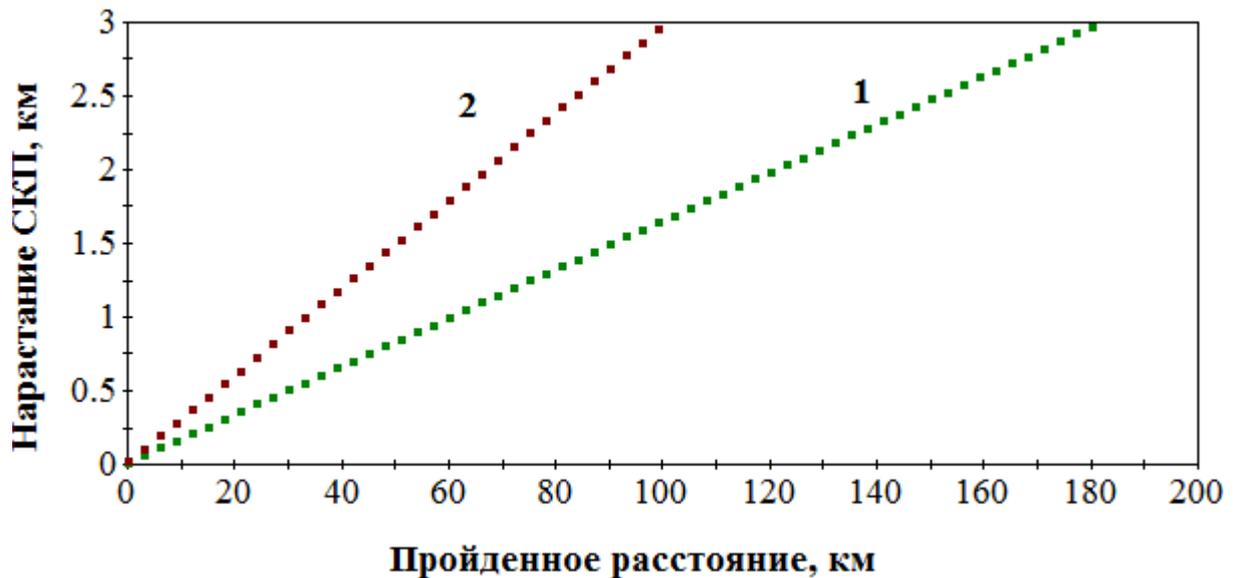


Рисунок 1.4 – Нарастание погрешности АНС

ГНСС является приоритетной системой для выполнения полетов по спецификации RNAV 1, в ее отсутствие (или при ухудшении характеристик спутниковой системы) полет выполняется с помощью DME/DME.

В [1] указано, что спецификации RNAV 1 не предусматривают какие-либо маршруты, основанные на данных от VOR/DME, но в случае, если обеспечивается требуемая точность их можно использовать. Следует отметить, что бортовое оборудование должно позволять производить полеты RNAV 1.

Маневрирование в районе аэродрома с навигацией по сигналам DME/DME допускается до высоты 500 фут (153 м) над поверхностью летного поля. Не все маяки DME могут быть использованы для обеспечения RNAV 1. К таким маякам относят DME, работающие со смещением (входят в состав ILS) [1, 31]. В Республики Ирак имеется ряд подобных аэродромных маяков, расположенных на аэродромах Al Najaf, Erbil и Sulaymaniyah. Возможности инфраструктуры

навигационных средств должна быть получены с помощью моделирования и подтверждены летной инспекцией.

Рассмотрим требуемые характеристики навигационной системы, согласно спецификации RNAV 1:

- *Точность*. Во время полетов в воздушном пространстве или по маршрутам RNAV 1, боковая и продольная погрешности системы должны быть в пределах ± 1 морская миля в течение 95% полетного времени.

- *Целостность*. Неисправность бортового навигационного оборудования классифицируется по нормам летной годности как состояние серьезного отказа (10^{-5} в час).

- *Непрерывность*. Потеря функции классифицируется как состояние незначительного отказа, если эксплуатант может перейти на другую навигационную систему и следовать в соответствующий аэропорт.

Усовершенствованное RNP (A-RNP) предусматривает единые квалификационные требования к воздушным судам для всех видов операций [16].

Внедрение A-RNP для района аэродрома предполагает два этапа. На первом этапе предусматривается использование спецификации RNP 1 на всех этапах полета в районе аэродрома и спецификации RNP 0.3 на конечном этапе захода на посадку. На втором этапе вводится «масштабирование», при котором гибкие требования к точности навигации обеспечат более свободный доступ в условиях большого количества препятствий, позволят использовать более гибкие схемы для уменьшения контуров шума и окажут более эффективную поддержку параллельным заходам на посадку и вылетам.

Согласно [1], A-RNP устанавливает требования для всех районов выполнения полета: океанических, удаленных континентальных, континентальных, района аэродрома. При этом требуемая точность может быть обеспечена как перспективными, так и традиционными системами, например, VOR или ОПРС.

Основным средством для A-RNP является ГНСС. Использование системы DME/DME не обязательно, но желательно. Системы наблюдения должны предотвращать большие ошибки навигационных систем.

Рассмотрим требуемые характеристики навигационной системы, согласно спецификации A-RNP [1]:

- *Точность*. Во время полетов в воздушном пространстве или по маршрутам RNAV 1, боковая и продольная погрешности системы устанавливаются в пределах от ± 0.3 до ± 2 морских миль в течение 95% полетного времени. При этом погрешности пилотирования не должны превышать половину от установленного допуска, а при требуемой точности 0.3 морские мили – не должны превышать 0.25 морских миль. Бортовая навигационная система должна выдавать экипажу предупреждение в том случае, если горизонтальная ошибка определения координат ВС превысит ($2 \times \text{RNP}$) с вероятностью 10^{-7} в час.

- *Целостность*. Неисправность бортового навигационного оборудования классифицируется по нормам летной годности как состояние серьезного отказа (10^{-5} в час).

- *Непрерывность*. Потеря функции классифицируется как состояние незначительного отказа, если эксплуатант может перейти на другую навигационную систему и следовать в соответствующий аэропорт. Если по государственным нормам потеря функции будет классифицироваться как состояние серьезного отказа, требуемая непрерывность может быть обеспечена применением двух независимых каналов навигационной информации.

Анализ навигационных спецификаций показал, что основной навигационной системой, обеспечивающей требуемую точность заявлена ГНСС. При отказе системы спутниковой навигации или ухудшении качества сигнала возможно использование альтернативного навигационного средства [17].

Основной задачей аэронавигационной службы государства является обеспечение безопасности полетов над его территорией, для чего необходимо обеспечение требуемых характеристик навигационной системы, т.е. выполнение требований навигационной спецификации. Для этого необходимо регулярно

производить оценку безопасности полетов и внедрять усовершенствования, позволяющие выполнять существующие требования и требования ближайшей перспективы.

1.3 Инфраструктура навигационных средств

Внедрение зональной навигации предполагает полет по желаемой траектории с учетом соблюдения требований к точности и безопасности полетов. Для реализации данной концепции, необходима соответствующая инфраструктура навигационных средств. Только в этом случае удастся получить все преимущества RNAV, заключающиеся в следующем :

- 1) Повышение точности самолетовождения, и, как следствие, повышение безопасности полетов.
- 2) Увеличение пропускной способности за счет сокращения интервалов вертикального и горизонтального эшелонирования.
- 3) Обеспечение гибкости структуры воздушных трасс за счет того, что трассы не привязаны к радионавигационным точкам.
- 4) Спряmlение маршрутов, что позволяет сэкономить дорогостоящее авиатопливо.
- 5) Высокоточная навигация в районе аэродрома позволяет отказаться от векторения, тем самым снижается нагрузка на диспетчера и пилота.
- 6) В ряде случаев оказывается возможным сократить количество наземных РТС навигации.

Зональная навигация может быть обеспечена с помощью [2]:

1. Глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС).
2. Радиотехнических систем ближней навигации (VOR/DME).
3. Радиотехнических систем дальней навигации (РСДН).
4. Инерциальных навигационных систем (ИНС).
5. Навигационных маяков-дальномеров DME/DME.

В основе концепции CNS/АТМ ИКАО лежит применение спутниковых систем навигации. В настоящее время существует две полностью развернутые

ГНСС: GPS и ГЛОНАСС. Разрабатываются и внедряются системы Galileo и BeiDou [18, 19].

Спутниковые системы навигации представляют в настоящее время самое совершенное средство определения координат. Они обеспечивают глобальное покрытие и имеют высокую точность.

СКП системы ГЛОНАСС составляет 7...20 м (в зависимости от типа спутника), при наличии оперативной информации об альманахе. По мере увеличения интервала времени, прошедшего с момента последнего обновления альманаха, точность определения координат снижается. Так, если, «возраст» данных альманаха составляет 1 сутки, то СКО увеличивает до 830 м, при «возрасте» 10 суток – до 2 км, а при «возрасте» 20 суток – до 3.3 км [21].

По данным на 2014г система GPS обеспечивает горизонтальную точность 9 м для вероятности 95% при оптимальном расположении спутников и 17 м при наихудшем расположении спутников. Использование функциональных дополнений позволяет добиться уменьшения погрешности до 3.4 м [22]. Требования к характеристикам сигнала ГНСС в пространстве представлены в таблице 1.3 [13].

Таблица 1.3 – Требования к характеристикам сигнала ГНСС в пространстве

Тип операции	Океанический маршрут	Континентальный маршрут	Зона аэродрома	Неточный заход
Порог срабатывания по горизонтали	7.4 км	3.7 км	1.85 км	556 м
Порог срабатывания по вертикали	Не установлен			
Время предупреждения	5 мин.	5 мин.	15 с	10 с

Система VOR/DME включает всенаправленный ОБЧ радиомаяк (VOR) и дальномерное оборудование (DME), которые принято называть азимутальным и

дальномерным навигационными маяками. Максимальная дальность действия системы достигает 370 км, однако зависит от окружающего рельефа и помеховой обстановки. Система VOR/DME обладает достаточно низкой точностью.

Связано это с большими погрешностями азимутального канала (аппаратуры VOR), вызванные эффектами распространения [1, 11, 2, 40]. Долгопериодические искривления линии курса могут достигать 3.5° , хаотические высокочастотные искривления линии курса могут достигать 3° , что при неблагоприятной ситуации может привести к ошибкам измерения до 6.5° [23, 24]. Следует отметить, что указанные погрешности являются предельными и в обычных условиях значение ошибки определения магнитного азимута значительно меньше.

При наличии больших погрешностей возможно указывать районы (сектора), где использовать VOR нельзя. В качестве альтернативной меры можно при установлении предлагаемых маршрутов RNAV компенсировать заниженные характеристики VOR, путем увеличения интервалов разделения маршрутов. Следует учитывать, что не все воздушные суда имеют на борту аппаратуру VOR.

Как отмечено в [1], точность VOR должна отвечать требованиям точности для RNAV 5 на удаленностях до 110 км (140 км для DVOR) от навигационного средства, однако точные размеры рабочей области может дать только моделирование и летные проверки.

Для обеспечения полетов по RNAV 1 использовать данные маяка VOR не рекомендуется (по крайней мере на удаленностях ВС более 74 км от маяка), однако, согласно концепции PBN, в том случае, если будут представлены доказательства обеспечения требуемой точности, использование данного средства возможно.

В [23, 24, 49, 55, 60, 61] указано, что погрешность измерения расстояния аппаратурой DME не должна превышать 150 м для навигационных систем и 75 м для навигационно-посадочных систем. В документе [1] отмечено, что точность навигационных средств должна быть такой, чтобы обеспечивалась возможность выполнения полета согласно используемой в данном воздушном пространстве навигационной спецификации. Считается, что сигналы DME считаются достаточными для соблюдения требований RNAV 5 и RNAV 1, т.е. как для

обеспечения полетов по маршруту, так и для обеспечения полетов в районе аэродрома [1]. Данные о характеристиках современных систем VOR/DME представлены в таблице 1.4 [23, 24, 25, 41, 49, 60, 61,80].

Таблица 1.4 – Характеристика систем VOR/DME

Характеристики	DVOR 432 DME FSD-40/45	PMA-90 PMD-90	DVOR-2000 DME-2000
СКП измерения дальности, км	0.15 + 0.125% от дальности	0.15 + 0.125% от дальности	0.15 + 0.125% от дальности
СКП измерения азимута, град	1.5	1	1.2

Радиотехнические системы дальней навигации позволяют определять координаты ВС на значительном (тысячи километров) расстоянии от мест установки передающих антенн, и, при достаточном количестве наземных станций могут обеспечить глобальное покрытие [10, 23, 26, 27]. Недостатки систем заключаются в дорогостоящем оборудовании, большой потребляемой мощности и невысокой точности, зависящей от условий распространения радиоволн. Так, СКП фазовой системы «Альфа» составляет 300–1500 м, импульсно-фазовых Logan-C и «Чайка» – 23–110 м [10].

В связи с внедрением спутниковых систем навигации, стоит вопрос о целесообразности сохранения РСДН. Система Omega выведена из эксплуатации в 1997 году, Logan-C – в 2010 году, согласно Радионавигационному плану РФ, система «Альфа» будет эксплуатироваться до 2016 года [10, 27]. Также необходимо учитывать, что большинство современных гражданских ВС не оснащено приемниками сигналов РСДН.

Инерциальные системы могут использоваться либо в качестве автономной инерциальной навигационной системы (ИНС), либо в качестве инерциальной опорной системы (IRS), являющейся частью бортовой системы RNAV, в которой инерциальные датчики дополняют базовые датчики местоположения и служат

запасным источником данных о местоположении, когда ВС находится вне зоны действия радионавигационных маяков VOR и DME .

Инерциальные навигационные системы имеют хорошие перспективы в авиационной отрасли. Они обладают такими важными преимуществами, как автономность, помехозащищенность, приемлемые габаритно-весовые характеристики. Современные ИНС обладают также высокой точностью. Так, использование микро-электромеханической (МЭМС) элементной базы позволяет достичь погрешности измерения координат (2σ) 3.7 км/ч, а применение оптоволоконных систем – 1.85 км/ч. Указанные погрешности приведены для прямолинейного участка маршрута, во время реального полета присутствуют ускорения, вызванные турбулентностью атмосферы и поворотами ВС. Однако не следует забывать, что вклад в общую погрешность определения местоположения вносит и позиционная система, по которой корректируется ИНС [28, 29, 30].

Навигация по системе DME/DME в настоящее время является одной из самых точных и уступает только спутниковым системам [31]. Однако, для обеспечения зональной навигации необходимо обеспечить такое расположение маяков DME, при котором обеспечивается покрытие воздушных трасс или районов RNAV (RNP) рабочими областями [1, 2, 25].

Как отмечено в руководстве PBN, инфраструктура наземных навигационных средств требует тщательного анализа для выявления так называемых критических систем, отключение которых влечет за собой снижение точности навигации и невозможность обеспечить требования RNAV. В данном случае можно говорить о требовании обеспечить избыточность маяков, при учете экономической целесообразности [1].

Рассмотрим требования к системе DME/DME согласно концепции PBN [1]. Бортовая навигационная система, оснащенная датчиками DME должна обновлять данные о местоположении ВС в пределах 30 с. с момента настройки на маяк DME, автоматически настраиваться на несколько маяков DME и обеспечивать постоянное обновление местоположения по DME/DME. Определению координат ВС должно происходить в области, где соблюдается правило $30^\circ/150^\circ$, на

расстоянии не менее 3 м. м. (5.6 км) от точки установки средства, но не больше 160 м. м. (296 км) при угле места меньше 40° над горизонтом, если смотреть от средства DME [1]. Следует также отметить, что возможности DME зависят от рельефа местности, в которой установлена антенна, а также от характеристик наземного маяка и бортового оборудования. Во время нормальной работы системы DME/DME, нет необходимости использовать VOR, NDB или IRU, однако их сигналы не следует блокировать или отбраковывать [1].

Развитие навигационных средств в период с 2018 по 2023 гг. и далее, согласно данным ИКАО, представлено в таблице 1.5 [13].

При выполнении полетов у экипажа существует возможность запросить данные о своем местоположении путем запроса у диспетчера УВД радиолокационной информации.

Таблица 1.5 – «Дорожная карта» в области навигации

Навигационные средства	2018	2023	2028	после 2028
VOR, NDB	 <p>Реализуются с учетом потребностей и оснащенности</p>			
DME	 <p>Инфраструктура оптимизируется для полетов по RBN</p>			
ГНСС	 <p>Развитие одночастотных и многочастотных ГНСС</p>			

Первоначально информация передавалась с помощью голосовых команд, поэтому полученные на борту данные обладали относительно низкой точностью и данный метод навигации применялся в условиях отсутствия каких-либо наземных РТС навигации.

В настоящее время радиолокационная информация может передаваться в автоматическом режиме без участия экипажа и диспетчера УВД в рамках системы АЗН. ADS-B предполагает внедрение сервиса TIS-B (Traffic Information Service—Broadcast). Этот сервис состоит в том, что наземные радарные системы отслеживают все объекты и передают информацию о них на борт ВС. Это дает мощное видение обстановки вокруг для всех самолетов, вся информация выдается на дисплей в кабине летчиков. Соответственно, на борт ВС поступают сведения не только о координатах ближайших ВС, но и о его собственных координатах, полученных с помощью радиолокационных средств.

Для передачи данных по линии «Земля-борт» может использоваться UAT, а также VDL Mode 4.

UAT (United Access Transceiver) представляет собой линию передачи авиационных данных общего назначения для направления по линии связи «вверх» информации в дополнение к данным ADS-B. Средство работает на частоте 978 МГц при скорости передачи информации 1 Мбит/с как и у сообщений ES режима S. UAT является стандартом на территории США и в настоящее время не может применяться в глобальном масштабе.

ОВЧ-линия цифровой связи режима 4 (VDL режима 4) разрабатывалась в качестве линии передачи данных общего назначения для поддержки функций CNS. На начальном этапе она использовалась только в таких видах наблюдения, как ADS-C и ADS-B, однако позднее, после отмены нормативных ограничений, средства VDL режима 4 стали использовать в качестве линии передачи данных CNS. Система поддерживает радиовещательную и двухточечную связь «воздух–земля» и «воздух–воздух». VDL режима 4 представляет собой узкополосную систему, работающую на нескольких каналах шириной 25 кГц в ОВЧ-диапазоне (108-137 МГц). Доступ к этим каналам синхронизируется относительно UTC и основан на самоорганизующейся схеме TDMA, позволяющей всем объектам связи выбирать свободные «окна» для отправления сообщений. Имеется ряд протоколов для поддержки различных режимов связи.

Передача на борт ВС информации о его координатах, определенных с помощью наземных РЛС, возможна посредством базовой бортовой функции обеспечения ситуационной осведомленности о воздушном движении – AIRB [32].

AIRB предназначена для улучшения ситуационной осведомленности пилотов о воздушном движении, при этом на бортовом индикаторе отображаются ВС с функцией ADS-B. Пилоту предоставляется следующая информация [32]:

- относительное местоположение окружающих ВС в горизонтальной плоскости (расстояние и относительный пеленг) и
- абсолютная высота и вертикальное направление движения.

По запросу пилоту может предоставляться опознавательный индекс ВС и его путевая скорость.

Характеристики современных радиолокаторов представлены в таблице 1.6 [33, 34]. Анализ данной таблицы показывает, что точность измерения дальности у радиолокаторов сравнима с точностью DME, а в плане измерения азимута ВС, радиолокаторы превосходят VOR и даже DVOR. Из этого можно сделать вывод о том, что предоставленная экипажу информации о координатах ВС, полученных с помощью РЛС будет по точности превышать или, как минимум, не уступать информации, полученной от систем VOR/DME.

Таблица 1.6 – Характеристики современных радиолокаторов

Технические параметры	Ли́ра-ВМ	Утес-Т	Ли́ра-Т	Сопка-2
Дальность действия, км	400	360	350	360 450 (МВРЛ)
Точность определения дальности, м	50	50	150	50
Точность определения азимута, град	0.1	0.1	0.2	0.15 0.1 (МВРЛ)
Разрешающая способность по дальности, м	100	225	500	250 100 (МВРЛ)
Разрешающая способность по азимуту, град	0.6	1.5	1.5	1.3 0.6 (МВРЛ)

1.4 Обеспечение требований навигационных спецификаций в условиях современной геополитической обстановки

В настоящее время спутниковые навигационные системы способны обеспечивать навигацию на трассах океанического и континентального воздушного пространства, а также в районе аэродрома и при неточной (некатегорированной) посадке. Выполнение требований RNP 1 возможно на всей площади земного шара, для любых пригодных для полета высот [35].

Система GPS способна обеспечить практически глобальную навигацию, удовлетворяющую требованиям RNP 0.3 (рисунок 1.5) и навигацию в некоторых районах Земли, удовлетворяющую требованиям RNP 0.1 (рисунок 1.6) [22].

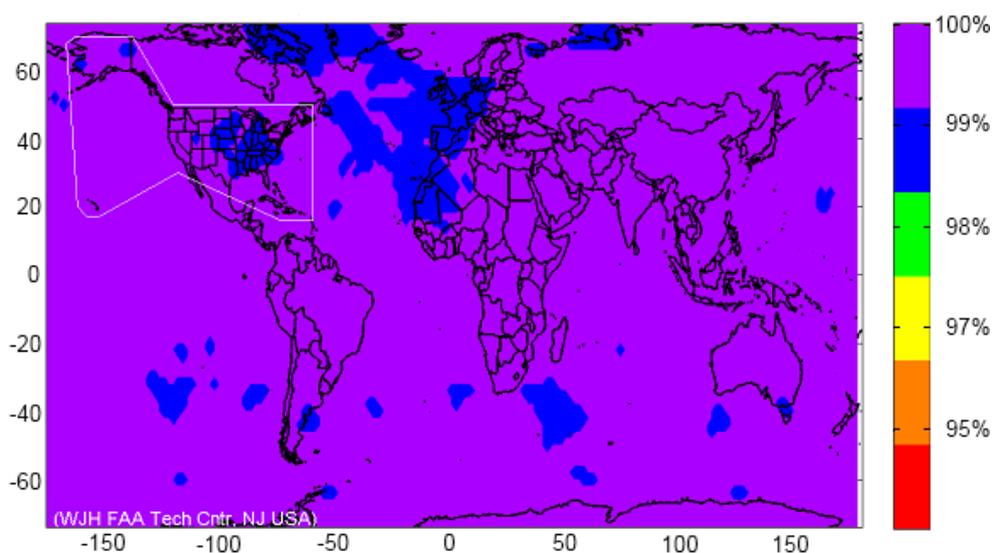


Рисунок. 1.5 – Возможность использования данных GPS для обеспечения навигации по требованиям RNP 0.3 на период 1 апреля – 30 июня 2014 г.

На сегодняшний день, несмотря на развитие ГЛОНАСС, основной СНС для мировой гражданской авиации является система GPS. Это подтверждается тем фактом, что многие производители включают в штатный состав комплекса бортового оборудования приемник спутниковой информации GPS [36, 37, 38].

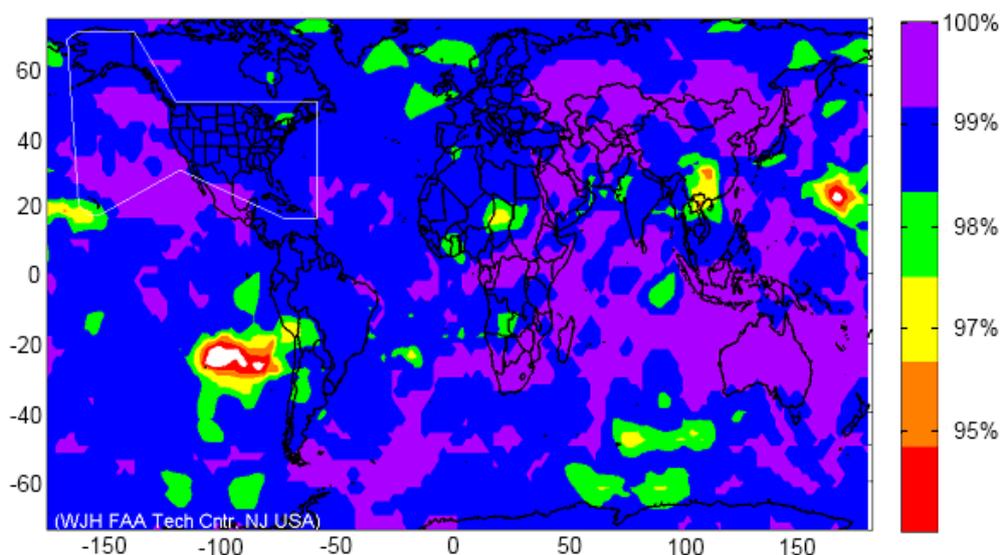


Рисунок 1.6 – Возможность использования данных GPS для обеспечения навигации по требованиям RNP 0.1 на период 1 апреля – 30 июня 2014 г.

Спутниковые навигационные системы обладают рядом недостатков, связанные с особенностью построения и эксплуатации систем [13].

Так, ГНСС может подвергнуться влиянию преднамеренных и непреднамеренных помех, а также влиянию определенных ионосферных явлений, которые ухудшат характеристики сигнала и могут сделать невозможным определение координат ВС. Связано это с тем, что уровень передаваемых спутниками сигналов GNSS на входе антенны приемника очень низок, поэтому даже слабая помеха может стать причиной ухудшения качества информации.

Ошибки ГНСС могут меняться на интервале в несколько часов из-за изменения взаимного расположения спутников и воздействий ионосферы. Данное явление нивелируется с помощью систем функционального дополнения, что требует развертывания дополнительных средств, а также с помощью других РТС навигации, т.е. в данном случае можно говорить о необходимости резервной навигационной системы.

Ошибки большой величины могут привести к невозможности использования сигналов спутниковой системы навигации, т.е. ухудшить такую ее характеристику, как непрерывность обслуживания (способность системы

функционировать без незапланированных перерывов во время выполнения предусмотренной летной операции).

При возникновении преднамеренных помех возможно применение следующих действия для смягчения последствий [13]:

- использование возможностей бортового оборудования, например, ИНС;
- использование возможностей обычных наземных РТС навигации и радиолокатора;
- применение процедурных методов.

Как видно, и здесь предполагается создание резервного, по отношению к ГНСС канала навигационной информации, реализованного с помощью ИНС, наземных РТС навигации, радиолокаторов или процедурных методов.

Для ряда регионов обеспечение требуемых навигационных характеристик возможно только при использовании спутниковых систем навигации. К таким регионам относятся, например, удаленные северные районы России, а также Республика Ирак [15]. Ухудшение качества сигнала или отказ системы может привести к катастрофе, поэтому необходимо обеспечить резервный канал навигационной информации, с помощью которого можно обеспечить требуемые навигационные характеристики.

Так как система GPS не является международной и принадлежит конкретному государству, то ее характеристики могут быть изменены в интересах данного государства. Эта особенность позволяет говорить о наличии не только и не столько технических проблем спутниковых систем, сколько о влиянии на их работу политической обстановки в мире.

Республика Ирак подвергалась военной агрессии со стороны США в 1991 и 2003 годах. В ходе войн на территории страны периодически возникали проблемы с обеспечением гражданских пользователей спутниковой навигационной информацией. Частичное отключение спутниковой системы или исключение страны (региона) из зоны действия спутников может также применяться как инструмент политического давления.

Кроме того, отключение спутниковой системы может произойти и при резком сокращении финансирования, что, в условиях развивающегося в настоящий момент экономического кризиса, является вполне реальной ситуацией. На примере деградации ГЛОНАСС в конце 90-х можно сделать вывод об уязвимости спутниковых систем.

Анализ воздушных трасс Республики Ирак, выполненный на кафедре радиоэлектронных систем Санкт-Петербургского Университета гражданской авиации [40], показал, что без использования спутниковых сигналов, требуемые навигационные характеристики RNAV 5 с помощью имеющихся наземных РТС обеспечить не удастся.

Республика Ирак не обладает достаточным экономическим, производственным и научным потенциалом для создания собственной СНС. Кроме того, потребуется оснастить воздушные суда аппаратурой новой спутниковой навигационной системы. На примере ГЛОНАСС видно, что это сложная задача, решить которую отдельно взятой стране, по всей видимости, не под силу. Поэтому решать задачу обеспечения навигационной безопасности страны необходимо с помощью наземных радиотехнических средств.

Данная проблема требует тщательного анализа для выявления слабых мест в инфраструктуре навигационных средств страны и выработки решений, позволяющих обеспечить требуемый уровень безопасности полетов. В масштабе страны можно говорить о разработке решений по созданию национальной независимой навигационной системы.

Таким образом, в условиях невозможности использования спутниковых навигационных систем, осуществлять навигацию с учетом требований RNAV и RNP можно только с помощью систем VOR/DME и DME/DME. При этом необходимо решить задачу оптимального расположения маяков для обеспечения перекрытия регионов зонами действия и рабочими областями. Кроме того, необходимо рассмотреть вариант использования данных средств в штатных ситуациях. Наиболее эффективным является:

- 1) Применение системы VOR/DME для обеспечения неточного захода на посадку.
- 2) Использование DME/DME для обеспечения высокоточной навигации в аэродромной зоне.
- 3) Также возможно использование данных РЛС, передаваемых на борт ВС.

1.5 Постановка задачи

Согласно документам Международной организации гражданской авиации, в основе внедряемых систем навигации и наблюдения должны лежать системы спутниковой навигации [1, 15]. В настоящее время, существуют регионы, в которых требуемые навигационные характеристики могут быть обеспечены только при условии наличия на борту спутникового приемника GPS или ГЛОНАСС.

В то же время ГНСС обладает рядом уязвимостей и в документах ИКАО [1, 15] указывается на необходимость обеспечения резервного канала навигационной информации, в том числе с применением наземных РТС.

Для решения задачи обеспечения требуемой точности СВЖ при отказе систем спутниковой навигации, преднамеренном или непреднамеренном ухудшении качества навигационной информации, необходимо выполнить следующие шаги:

- 1) оценить возможности наземных РТС в плане обеспечения требований существующих и перспективных навигационных спецификаций.
- 2) разработать методы оценки рационального состава и размещения РТС для организации резервного канала навигационной информации.
- 3) Рассмотреть методы повышения точности определения координат ВС путем комплексирования информации о местоположении ВС, полученной от разных РТС.
- 4) Провести апробацию полученных методов.

1.6 Выводы

Рекомендуемые ИКАО навигационные спецификации предусматривают в качестве основного навигационного средства ГНСС. В связи с присущими ГНСС уязвимостями возможно ухудшение или полная потеря спутникового сигнала. В современной геополитической обстановке вывод определенного региона из зоны действия GPS является реальной опасностью. Кроме того, экономические обстоятельства могут стать причиной полного отключения СНС из-за деградации группировки космических аппаратов. При этом в документах ИКАО рекомендуется пользоваться резервными навигационными средствами. В ряде регионов таких резервных систем просто не существует. Поэтому приобретает актуальность задача создания наземной инфраструктуры, которая бы обеспечила резервный канал навигационной информации в особых условиях. При этом безопасность полетов должна обеспечиваться при минимальных экономических затратах, т.е. требуется определить рациональный состав и размещение наземных РТС.

При нарушениях в работе ГНСС ИКАО рекомендует обеспечить резервный канал навигационной информации. Применение ИНС возможно в течение ограниченного времени, после чего потребуются коррекция с помощью систем ближней навигации.

Существуют регионы, в которых требуемые навигационные характеристики могут быть обеспечены только при условии наличия на борту спутникового приемника. Для этих регионов актуальной является задача обеспечения требуемых навигационных характеристик при нарушениях в работе ГНСС. Проблему усложняет тот факт, что ИКАО рекомендует для континентальных трасс перейти от спецификации RNAV 5 к более жестким требованиям спецификации RNP 2.

Эти обстоятельства требуют разработки подхода в формировании навигационной инфраструктуры страны. Наземные РТС должны при наступлении особой ситуации заменить СНС и обеспечить достаточную точность навигации.

Глава 2. Разработка методик оценки рационального состава и размещения наземных РТС для обеспечения дополнительного канала навигационной информации

2.1 Анализ методик оценки эффективности системы радиотехнического обеспечения полетов

Рассмотрим методики оценки эффективности системы радиотехнического обеспечения полетов. Отличительной особенностью навигационной системы, основанной на наземных РТС, является разнесенность в пространстве ее элементов: РТС могут быть удалены друг от друга на сотни километров. Поэтому задача обеспечения перекрытия региона радионавигационным полем с требуемыми характеристиками является одной из важнейших для обеспечения безопасности полетов в случае нарушения работы ГНСС.

Для анализа навигационной системы заданного региона необходимо определить характеристики наземных РТС и сравнить их с нормами для принятой навигационной спецификации. В настоящее время существует по крайней мере три направления анализа навигационной инфраструктуры:

- 1) Определение степени перекрытия воздушных трасс ЗД и РО радиотехнических систем.
- 2) Оценка точности самолетовождения по заданным маршрутам.
- 3) Определение рационального размещения РТС для обеспечения требуемых навигационных характеристик.

Первый подход к анализу навигационной системы предполагает определение зон действия и рабочих областей (зон коррекции) радиотехнических систем с последующей оценкой перекрытия ими воздушных трасс заданного региона. Методики расчета, разработанные на кафедре «Радиоэлектронные системы» Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации [11, 25, 39], позволяют с большой точностью рассчитать степень перекрытия воздушных трасс зонами действия и рабочими областями маяков

VOR/DME, а также применимы для анализа радиолокационных станций [40, 41]. Под зоной действия РТС понимается область пространства, в пределах которой обеспечивается получение требуемой навигационной информации [11]. Для расчета ЗД используется методика, учитывающая углы закрытия [11]:

$$D_3[\text{км}] = -\frac{16900 \cdot \text{tg} \beta_3}{2} + \sqrt{\left(\frac{16900 \cdot \text{tg} \beta_3}{2}\right)^2 + 16,9 \cdot (H_{\text{эш}} + h_{\text{ант}})[\text{м}]}, \quad (2.1)$$

$$D_3[\text{км}] = 2 \cdot \sqrt{16,9 \cdot (H_{\text{эш}} + h_{\text{ант}})[\text{м}]} - \frac{16900 \cdot \text{tg} \beta_3}{2} + \sqrt{\left(\frac{16900 \cdot \text{tg} \beta_3}{2}\right)^2 + 16,9 \cdot (H_{\text{эш}} + h_{\text{ант}})[\text{м}]}, \quad (2.2)$$

где: D_3 – дальность действия средства с учетом закрытий;

$H_{\text{эш}}$ – высота эшелона;

β_3 – угол закрытия.

Углы закрытия могут быть получены из формуляра действующего объекта, либо они рассчитываются с применением цифровой модели рельефа SRTM для проектируемых систем, либо в том случае, когда график углов закрытия по объективным причинам не может быть получен.

Согласно [25] дальность действия системы VOR/DME для высоты полета 10000 м составляет 370 км. Реальная дальность действия во многом зависит от присутствующих закрытий. На рисунке 2.1 представлен график зависимости дальности действия РТС от высоты полета ВС для различных углов закрытия.

Рабочей областью РТС навигации называют объем пространства, в пределах которого данная радиотехническая система обеспечивает требуемые точность и безопасность полетов [11]. В документах ИКАО рабочую область принято обозначать как «зону коррекции», т.к. в пределах этой области точность навигационной системы достаточна для коррекции автономных средств навигации ВС [1]. В последующем будем пользоваться термином ИКАО.

Размер зоны коррекции зависит от точностных характеристик РТС (в большей степени азимутального канала) и от требований принятой для данной воздушной трассы или района навигационной спецификации.

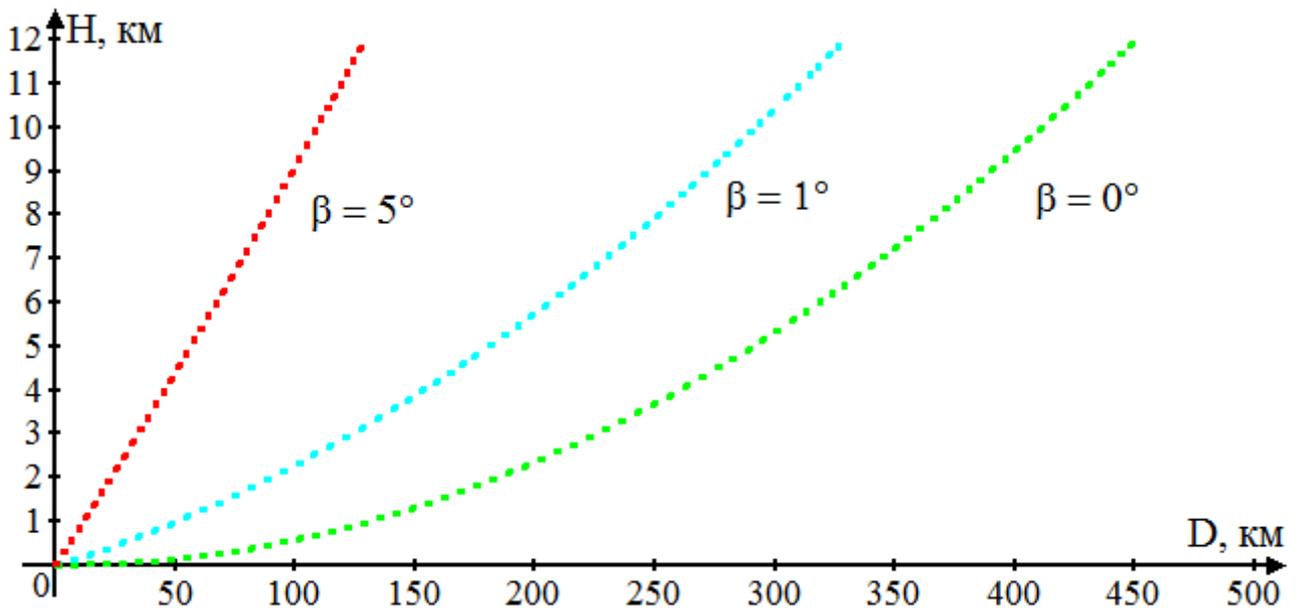


Рисунок 2.1 – График зависимости дальности действия РТС от высоты полета

В документах ИКАО содержатся сведения о размерах зоны коррекции для различных спецификаций при навигации по системе VOR/DME [1]. Так, для спецификации RNAV 5 размер зоны коррекции при навигации по системе VOR/DME составит 60 морских миль, при навигации по системе DVOR/DME – 75 морских миль.

Требуемая точность для рассмотренной навигационной спецификации обеспечивается в пределах всей зоны действия систем DME/DME т.е. областей, где возможен одновременный прием сигналов от дальномеров. Зоной действия отдельного дальномера считается область пространства 3 до 160 морских миль от маяка, ниже 40° над горизонтом. При навигации по системе DME/DME необходимо также учитывать правило 30°/150° [1].

Более детальный анализ необходимо производить путем расчета размеров зон коррекции (с учетом ограничений по максимальной дальности действия). Зоны коррекции рассчитываются по методикам расчета рабочих областей азимутально-дальномерных систем [25]:

$$a_{\alpha} = k \cdot D \cdot \sigma_{\alpha} \cdot \sqrt{2} \quad (2.3)$$

$$a_D = k \cdot \sqrt{\sigma_D^2 + (D \cdot k_D)^2} \cdot \sqrt{2}, \quad (2.4)$$

где a_a – полуось эллипса погрешностей, определяемая погрешностью азимутального канала;

a_D – полуось эллипса погрешностей, определяемая погрешностью дальномерного канала;

D – наклонная дальность;

σ_a – погрешность азимутального канала;

σ_D – погрешность дальномерного канала;

k_D – коэффициент нарастания погрешности измерения дальности;

$$k = \sqrt{-\ln(1-P)}, \quad (2.5)$$

P – вероятность нахождения ВС в области эллипса погрешностей.

Величина погрешности при навигации по системе DME/DME определяется как:

$$\sigma = \frac{\sqrt{(\sigma_{1_sis}^2 + \sigma_{1_air}^2) + (\sigma_{2_sis}^2 + \sigma_{2_air}^2)}}{\sin \theta}, \quad (2.6)$$

где $\sigma_{sis} = 0,0926$ км – СКП наземного маяка DME;

$\sigma_{air} = \text{MAX}\{0,157 \text{ км или } 0,125\% \text{ от расстояния}\}$ - СКП бортовой аппаратуры DME;

$30^\circ < \theta < 150^\circ$ – угол пересечения линий положения.

Рассчитаем размер зоны коррекции для VOR/DME, DVOR/DME и ОРЛ-Т, при этом будем использовать усредненные точностные характеристики (полученные путем анализа данных из таблиц 1.4 и 1.6), представленные в таблице 2.1. Результаты расчета зон коррекции представлены в таблице 2.2.

Таблица 2.1 – Усредненные точностные характеристики РТС

Погрешность измерения	VOR/DME	DVOR/DME	ОРЛ-Т
Дальности, м	150 + 0.125% от дальности	150 + 0.125% от дальности	100
Азимута, град	2	1	0.2

Таблица 2.2 – Радиус зоны коррекции для различных РТС

Радиус зоны коррекции для спецификаций, км	VOR/DME	DVOR/DME	ОРЛ-Т
RNAV 5	112.4	225.6	граница ЗД
RNAV 2, RNP 2	44.6	90.2	295.2 ... граница ЗД
RNAV 1, RNP 1	22.3	45.1	72.3 .. 219.8

Величина погрешности определения координат ВС, полученных от радиолокатора и переданных на борт зависит задержки на передачу. Примем ее от 0.1 до 5 с, поэтому в таблице 2.2 зона коррекции для ОРЛ представлена в виде диапазона. Рассчитанные зоны действия и зоны коррекции накладываются на радионавигационные карты для анализа участков трасс (и областей региона), где возможен прием навигационной информации от наземных РТС, а также участков, где обеспечивается требуемая точность самолетовождения.

Размер зоны коррекции позволяет оценить разнесение между РТС, необходимое для создания радионавигационного поля, удовлетворяющего требованиям той или иной спецификации.

Пример нанесение на карту зон действия и рабочих областей РТС показан на рисунке 2.2. Конкретные расчеты степени перекрытия радионавигационных и радиолокационных полей приведены в главе 4.

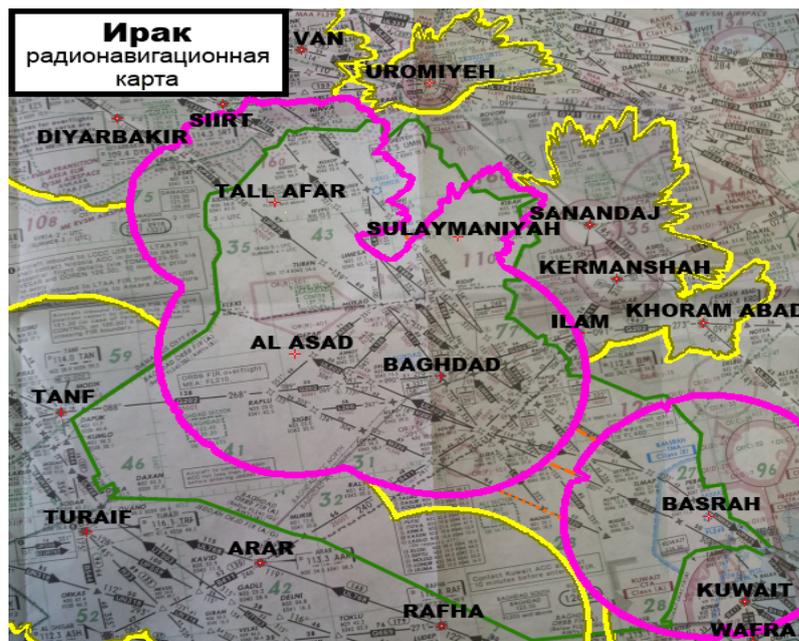


Рисунок 2.2 – Пример перекрытия воздушных трасс зонами действия маяков VOR/DME

Из достоинств рассмотренного подхода можно выделить высокую точность в оценке степени перекрытия воздушных трасс ЗД и зонами коррекции, которая зависит от точности методик расчета и от выбранного шага точек воздушной трассы (данный параметр может быть сколь угодно малым, на практике ограничиваются величиной в 1 км).

Недостаток подхода состоит в том, что решая задачи оценки существующей инфраструктуры РТС, он ограниченно применим для оценки проектируемой инфраструктуры, так как не содержит в себе методик оптимизации размещения РТС. Трудоемкость задачи возрастает с увеличением количества позиций, которые необходимо проанализировать. Для решения задачи создания инфраструктуры, необходимой для организации резервного канала навигационной информации, потребуется анализ множества потенциальных мест размещения РТС с выбором рационального варианта, поэтому для решения поставленной в диссертационном исследовании задачи данный подход не применим. Это не умаляет его достоинств, кроме того, данный подход может быть использован для оценки перекрытия воздушных трасс зонами действия и зонами коррекции существующих РТС.

Второй подход предполагает оценку точности самолетовождения по заданным маршрутам. Данный подход разработан на кафедре «Радиоэлектронные системы» Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации и реализован в виде пакета прикладных программ «Альфа-7» [42].

Пакет прикладных программ «Альфа-7» разработан на основе математической модели оценки точности самолетовождения по заданному маршруту. Математическая модель, в свою очередь, базируется на методе вероятностного анализа, позволяющего оценить среднюю квадратическую погрешность линейного бокового отклонения ВС при использовании той или иной навигационной системы [42].

Предполагается, что в полете экипаж может пользоваться: АРК, навигационными маяками системы ближней навигации VOR/DME, отдельно стоящими маяками VOR, системами счисления пути или инерциальными

системами, а также ОРЛ путем запроса экипажем ВС информации о своем местоположении у диспетчера УВД. Также имеется возможность учитывать данные аппаратуры спутниковой навигации.

Точность самолетовождения непосредственно связана с безопасностью полетов через вероятность невыхода за пределы трассы или эшелона, риск столкновения ВС и т.д. При этом учитывается возможность использования для навигации данных службы УВД, передаваемых на борт ВС по запросу экипажа или по инициативе диспетчера в особых точках маршрута, регламентируемых технологией УВД (например, при пересечении границ РЦ).

Точность РТС характеризуется погрешностями измерения радионавигационного параметра. Эти точностные характеристики принято выражать величиной среднеквадратической погрешности (СКП) σ .

Суть расчетов состоит в определении погрешности контроля пути σ_z для различных радиотехнических средств навигации при полете по различным воздушным трассам.

Величина погрешности σ_z находится аналитически [42]:

- автономные навигационные системы:

$$\sigma_{z_сч} = \sqrt{\sigma_{z_0}^2 + \sigma_{z_ин}^2 + \sigma_{z_т}^2 + (0,01755)^2} \times \sqrt{\sigma_{\alpha}^2 + \sigma_{\psi_0}^2 + \left(\sigma_{\psi} \cdot \frac{S}{V_{п}}\right)^2 + \sigma_{св}^2 + \sigma_{зпу}^2}, \quad (2.7)$$

где σ_{z_0} – начальная СКП ЛБУ ВС;

$\sigma_{z_ин}$ – СКП инструментальной погрешности счисления;

$\sigma_{z_т}$ – СКП ЛБУ ВС, вызванного турбулентностью атмосферы;

σ_{α} – СКП погрешности измерения угла сноса;

$\sigma_{зпу}$ – СКП погрешности определения и задания ЗПУ;

σ_{ψ_0} – начальное СКЗ погрешности измерения курса;

σ_{ψ} – СКП скорости ухода гироскопа в азимуте;

σ_{CB} – средняя квадратическая погрешность (СКП) съема и передачи данных о курсе ВС.

- маяк VOR (DVOR):

$$\sigma_{z_VOR} = \sqrt{\frac{1}{2} \left(0.0175 \cdot D_{VOR} \cdot \sigma_A^2 \right) + \sigma_{z_инстр}^2}, \quad (2.8)$$

где D_{VOR} – удаление от маяка VOR (DVOR), км;

σ_A – СКП измерения азимута, град;

$\sigma_{z_инстр}$ – СКП коррекции численных координат.

- система VOR\DME (DVOR/DME):

$$\sigma_{z_VOR/DME} = \sqrt{\frac{1}{2} \left[\sigma_D^2 + \left(0.0175 \cdot D_{VOR/DME} \cdot \sigma_A^2 \right) \right] + \sigma_{z_инстр}^2}, \quad (2.9)$$

где $D_{VOR/DME}$ – удаление от системы VOR/DME (DVOR/DME), км;

σ_D – СКП измерения дальности, км;

σ_A – СКП измерения азимута, град;

$\sigma_{z_инстр}$ – СКП коррекции численных координат.

- обзорный радиолокатор (ОРЛ):

$$\sigma_{z_ОРЛ} = \sqrt{\frac{1}{2} \left[\sigma_{D_ОРЛ}^2 + \left(0.0175 \cdot D_{ОРЛ} \cdot \sigma_{A_ОРЛ}^2 \right) \right] + \sigma_{тр}^2}, \quad (2.10)$$

$$\sigma_{z_ОРЛ\Sigma} = \sqrt{\sigma_{Z_ОРЛ}^2 + \sigma_{z_инстр}^2}, \quad (2.11)$$

где $D_{ОРЛ}$ – дальность до ВС, км;

$\sigma_{D_ОРЛ}$ – СКП измерения дальности, км;

$\sigma_{A_ОРЛ}$ – СКП измерения азимута, град;

$\sigma_{тр}$ – СКП нанесения трассы на экран индикатора ОРЛ, км;

$\sigma_{z_инстр}$ – СКП коррекции численных координат.

В качестве критерия оценки успешного решения навигационной задачи используют вероятность нахождения ВС в пределах воздушной трассы, причем $P_{тр} = 0,95$. Тогда, при нормальном распределении линейного бокового уклонения (ЛБУ) ВС, предельно допустимый уровень СКП равен [11, 42]:

$$\sigma_{z_дон} = \frac{1}{1.96} b \approx \frac{1}{2} b, \quad (2.12)$$

где b – половина ширины воздушной трассы, км.

Имея информацию о ширине трассы, месте установки и типе РТС, точностных характеристиках РТС, а также о составе бортового радиотехнического оборудования, можно оценить точность СВЖ при полете по трассе и, таким образом, оценить уровень безопасности полетов.

Пакет прикладных программ «Альфа-7» позволяет:

- оценить точность самолетовождения и безопасность полетов для заданного типа ВС по любому маршруту;
- выявить участки, на которых безопасность полетов не соответствует требованиям, и разработать рекомендации по ее повышению;
- оценить эффективность установки нового бортового и наземного навигационного и радиолокационного оборудования.

Основные достоинства «Альфа-7» заключаются в учете применяемой практики самолетовождения, учете автономных навигационных средств, а также в учете возможности использования ОРЛ для решения навигационных задач при запросе экипажем у диспетчера своего местоположения. В целом, «Альфа-7» может успешно применяться при анализе существующей инфраструктуры и выявлении потенциально опасных участков воздушных трасс. В тоже время, методы имитационного моделирования, обладают ограниченной точностью и не всегда позволяют найти выраженный экстремум оптимизируемой величины. Структурная схема модели приведена на рисунке 2.3.

Следует отметить, что разработанная на кафедре РЭС ГА модель оценки точности самолетовождения предусматривает моделирование только для традиционных требований к точности самолетовождения (Максимально допустимая СКП ЛБУ равна 2,5 км.). Поэтому имитационная модель была доработана для перспективных требуемых навигационных характеристик RNP-1, RNP-2, RNP-4, RNP-5, RNP-10. Результаты моделирования для воздушных трасс республики ИРАК приведены в четвертой главе.

Пример ввода исходных данных и результатов моделирования приведены в Приложении Е.

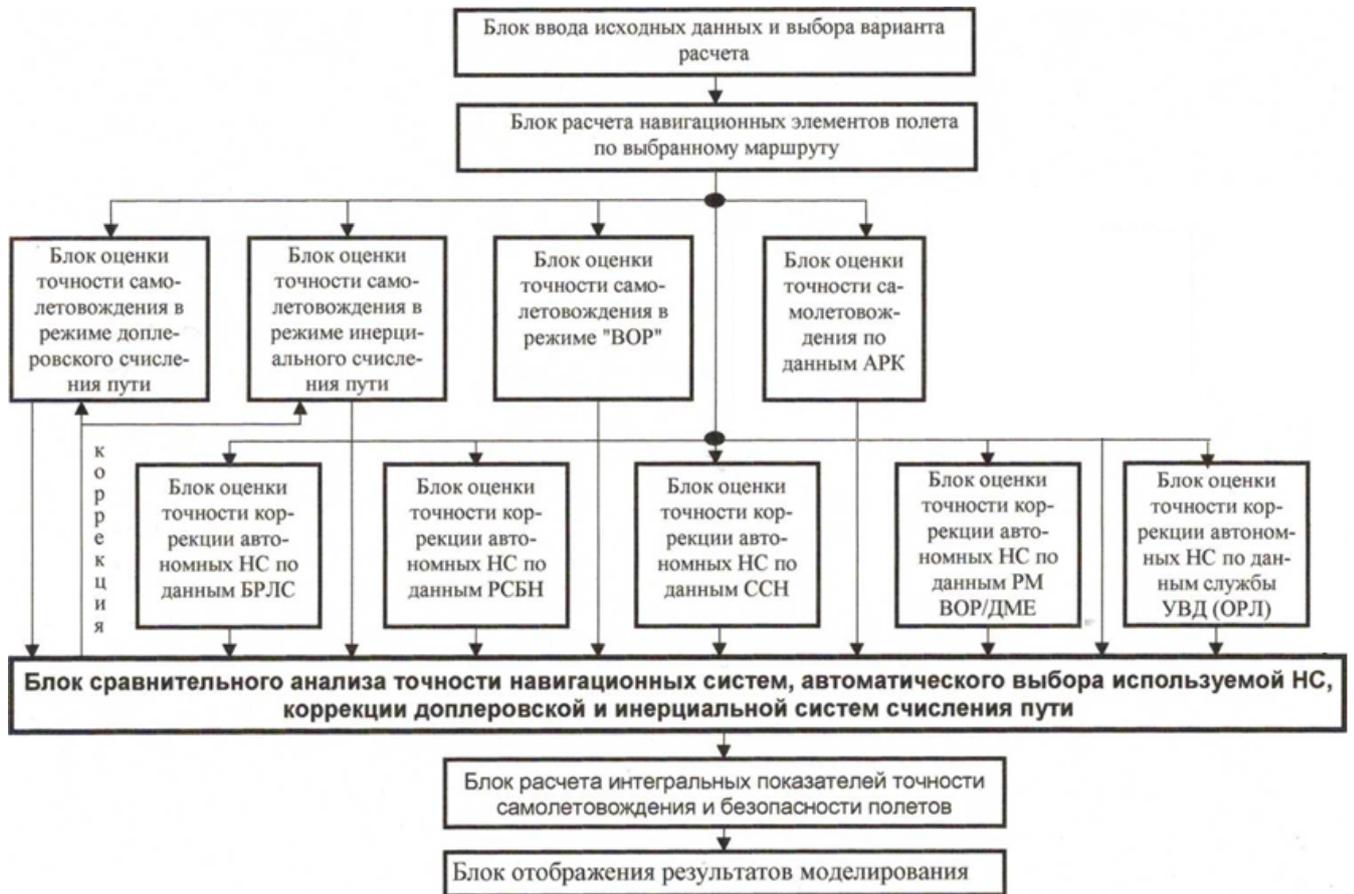


Рисунок 2.3 – Структурная схема имитационной модели определения точности и безопасности полетов по маршруту

Третий подход к анализу эффективности аэронавигационного обеспечения основан на оценке перекрытия воздушных трасс и региона радионавигационным полем путем определения рационального размещения РТС навигации, а также ОРЛ [6].

Решение задачи позволяло разместить РТС таким образом, чтобы обеспечить полное перекрытие воздушных трасс и требуемых областей контролируемого воздушного пространства радиолокационным полем при минимальных взаимных перекрытиях полей. Учитывалась экономическая составляющая: стоимость оборудования новой позиции, возможная прокладка дороги, возможность и стоимость обслуживания и т.д. Кроме того учитывался тот факт, что в определенный период времени в наличии имеется ограниченное количество ОРЛ, а также то, что внедряться могут ОРЛ разных типов, отличающиеся характеристиками. При решении задачи рациональной

организации радиолокационного контроля учитывалось влияние рельефа местности на размер и форму зоны обзора ОРЛ, так как этот фактор оказывает наибольшее влияние на характеристики зон обзора.

Высота полета выбирается исходя из высоты полета основного потока ВС. Как правило, это нижняя граница воздушного пространства класса А. Полученная зона обзора представляет собой неправильную плоскую фигуру, пример которой представлен на рисунке 2.2 [6].

При решении задачи оговаривалось, что учет рельефа значительно увеличивает трудоемкость отыскания решения, поэтому, для равнинной местности предлагалось принять, что зона обзора ОРЛ имеет форму круга. Для холмистой и горной местности аппроксимация зоны обзора кругом приводит к значительным погрешностям, которые достигают величин 23...87 % [6, 43]. Из этого можно сделать вывод о том, что данный метод для холмистых и горных районов в предложенном виде не применим, и требуется модернизация модели расчета.

Дальность действия ОРЛ, согласно основному уравнению радиолокации [43] зависит от эффективной площади рассеяния целей (ЭПР), отношения сигнал/шум на выходе приемника, необходимого для обнаружения отраженного импульса, а также факторов, связанных с распространением радиоволн. Характерная форма диаграммы направленности в вертикальной плоскости обуславливает появление «провалов» в зоне обзора ОРЛ. Учет этого явления фактора осложняет решение задачи, однако, если учесть, что «провал» вызывает относительно кратковременные пропадания отраженных от ВС импульсов, модель обзора можно упростить.

Сама задача определения рационального размещения ОРЛ относится к классу оптимизационных задач о рациональных покрытиях и рациональном размещении центров фигур-множеств, осуществляющих такие покрытия. Результаты решения таких задач позволяют определить необходимое число элементов системы, обеспечивающей требуемый уровень покрытия.

Как и всякая математическая модель, данный подход не может учесть всех факторов, действующих в реальности на систему, и, кроме того, обладает рядом допущений и условий. Так, точка размещения ОРЛ не может располагаться в каком угодно месте на заданной территории, а преимущественно вблизи от населенных пунктов, где должен размещаться обслуживающий персонал. Кроме того, в оптимальном, решении задачи могут отсутствовать действующие ОРЛ. Так как перенос радиолокатора – процедура дорогостоящая, то при решении задачи необходимо выделить так называемые «закрепленные» позиции, где уже установлены ОРЛ. Таким образом, полученное решение будет не оптимальным, а рациональным, т.е. реализуемым на практике.

Для упрощения постановки задачи рационального размещения ОРЛ без снижения качества описания, анализируемая область представлялась в виде набора дискретных точек, взятых с определенным шагом. Величина шага с одной стороны определяла точность окончательного решения, с другой – трудоемкость задачи. На практике шаг выбирался в размере 25 или 40 км. В каждом конкретном случае решение тщательно анализируется с точки зрения контроля непрерывности радиолокационного покрытия. При неудовлетворительных результатах решение той же задачи выполняется с меньшим шагом сети дискретных точек.

При этом определяющим фактором при решении задачи в дискретной постановке является размерность задачи. Она зависит от геометрических размеров контролируемого воздушного пространства, величины шага сетки, мощности множества возможных мест установки и числа различных типов ОРЛ, различаемых по признаку однородности характеристик зоны обзора.

Поставленная задача рационального размещения ОРЛ решается методом целочисленного программирования с булевыми переменными [8, 44, 45, 46, 48, 50]. Рассмотрим решение задачи для воздушного пространства Республики Ирак. Пусть по условиям задачи имеются однотипные ОРЛ, которые должны обеспечивать наблюдения за ВС в воздушном пространстве классов А и Е. Воздушное пространство класса Е имеет нижнюю границу порядка 4800 м (FL

160), поэтому примем дальность обнаружения целей на данной высоте 250 км. Для упрощения решения задачи зоны обзора изобразим в виде кругов. Для размещения ОРЛ выберем крупные населенные пункты в количестве 23 штук (представлены в таблице 2.3), кроме того, учтем, что в Багдаде имеется «закрепленный» ОРЛ, который должен входить в окончательное решение. Жертвуя точностью, для упрощения задачи точки будем брать с шагом 100 км, что для контролируемого воздушного пространства Республики Ирак даст 43 точки.

Таблица 2.3 – Населенные пункты Ирака для возможного размещения ОРЛ

№	Населенный пункт	Координаты позиций	№	Населенный пункт	Координаты позиций
1	Mosul	36.18.12N 43.08.50E	13	Al Kut	32.30.00N 45.50.40E
2	Erbil	36.14.21N 43.57.08E	14	An Nukhyab	32.02.28N 42.15.18E
3	Kirkuk	35.28.17N 44.21.02E	15	An Najaf	31.21.12N 44.05.51E
4	Sulaymaniyah	35.34.03N 45.19.20E	16	Ad Diwaniyah	31.59.03N 44.55.19E
5	Tikrit	34.35.46N 43.40.36E	17	Al Hayy	32.11.02N 46.02.52E
6	Hadithah	34.07.54N 42.22.04E	18	Al Amarah	31.50.00N 47.08.58E
7	Diyala	33.47.08N 45.08.55E	19	As Samawah	31.18.40N 45.17.00E
8	Rutbah	33.02.17N 40.17.06E	20	Nasiriya	31.05.30N 46.15.30E
9	Ar Ramadi	33.26.10N 43.18.12E	21	As Salman	30.30.21N 44.32.19E
10	Al Fallujah	33.20.00N 43.47.58E	22	Basrah	30.31.32N 47.41.12E
11	Baghdad	33.17.31N 44.13.31E	23	Al Bussayyah	30.07.18N 46.07.58E
12	Karbala	32.36.23N 44.00.23E			

Для упрощения решения выполняют операцию поглощения строк, описанную в [6], в результате чего количество строк в матрице значительно сокращается. В рассматриваемом случае из 43 строк осталось 15, таким образом матрица сократилась в 2.8 раза.

Далее следует решить задачу покрытия столбца (т.е. дискретных точек контролируемого воздушного пространства) при минимальном количестве взаимных перекрытий зон действия ОРЛ. Для решения этой задачи можно воспользоваться методами: ветвей и границ, Балаша, Закревского [6, 44, 45, 46, 47, 48]. Перечисленные методы позволяют значительно уменьшить время поиска варианта покрытия, однако найденное решение может быть не оптимально.

Рассмотрим пример решения покрытия методом ветвей и границ. Пусть таблица покрытий представлена как [44]:

$$x_1 = 0110001000$$

$$x_2 = 0100000110$$

$$x_3 = 0101000010$$

$$x_4 = 0010100101$$

$$x_5 = 1001100000$$

$$x_6 = 0000011010$$

$$x_7 = 1000001001$$

$$x_8 = 0110000101$$

$$x_9 = 1010110000$$

Дерево поиска показано на рисунке 2.4. Видно, что минимальное решение покрытия включает строки x_5 , x_6 и x_8 .

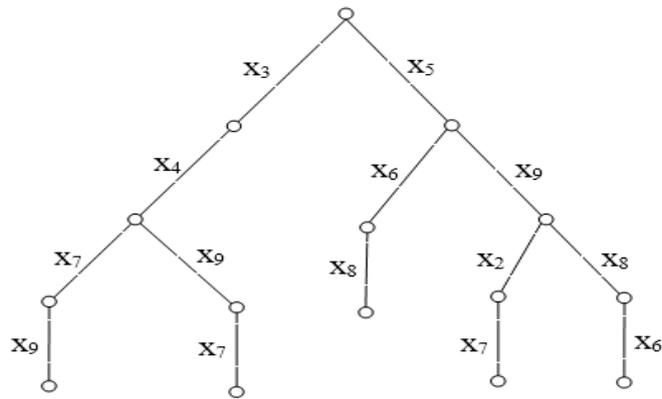


Рисунок. 2.4 – Дерево поиска решений

Метод ветвей и границ позволяет отсеять неоптимальные решения. Строить дерево поиска начинают с минимальной строки. Из таблицы 2.4 видно, что это строка 26 ($i=26$). Далее анализируются столбцы, пересекающие данную строку. На каждом шаге добавляется столбец, максимально отличающийся от имеющихся, т.е. дающий минимальное количество взаимных перекрытий [44]. Решение задачи для рассматриваемой задачи дает минимальное решение из четырех ОРЛ: 2 (Erbil), 8 (Rutbah), 16 (Ad Diwaniyah), 23 (Al Bussayyah). При этом будут перекрыты все обозначенные точки воздушного пространства, излишнее перекрытие составляет 9 точек (рисунок 2.5). Учитывая, что в центральном аэропорте Багдада имеется «закрепленный» ОРЛ, получим другое решение: 1 (Mosul), 8 (Rutbah), 11 (Baghdad), 21 (As Salman), 22 (Basrah). При этом будут перекрыты все обозначенные точки воздушного пространства, излишнее перекрытие составляет 17 точек.

Таблица 2.4

№	ОРЛ																						
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23
5	•	•	•		•	•			•														
8	•	•	•	•	•		•																
9	•	•	•		•	•		•	•	•	•												
10	•	•	•	•	•	•	•		•	•	•	•											
12		•	•	•	•		•		•	•	•		•										
26							•							•									
32													•			•	•	•	•	•		•	•
33											•			•	•	•			•		•		
36													•		•	•	•	•	•	•	•	•	•
37													•				•	•	•	•		•	•
38															•	•			•	•	•		•
41																		•		•		•	•
42																			•	•	•		•
43																				•	•	•	•

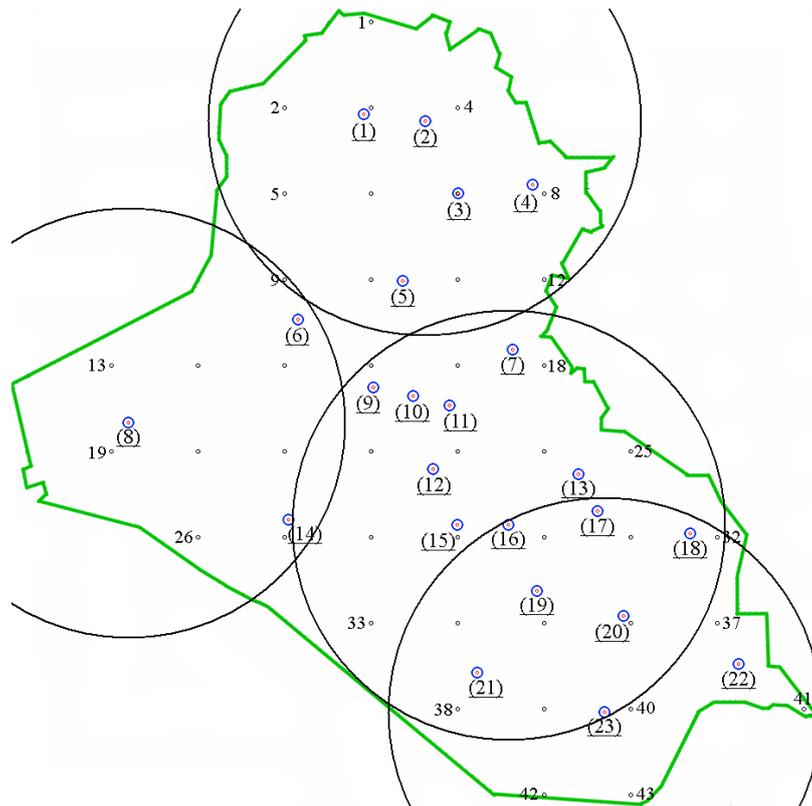


Рисунок 2.5 – К задаче рационального размещения ОРЛ в Республике Ирак

Рассмотренный подход обладает рядом преимуществ перед двумя предыдущими, так как:

- 1) решается задача оптимального (рационального) размещения РТС на территории региона;
- 2) возможно анализировать как все воздушное пространство в целом (так называемая Z-задача [6]), так и отдельные области, например, воздушные трассы или районы зональной навигации (R-задача [6]).

Данный подход обладает большим потенциалом и его можно использовать как основу для разработки методики оценки перекрытия воздушных трасс и региона радионавигационным полем путем определения рационального размещения РТС. Вместе с тем, использование данного подхода для решения задачи рационального размещения РТС навигации встречает ряд трудностей. Так, не учитывается тот факт, что пространственные характеристики РТС характеризуются не только зоной действия, но и зоной коррекции, которая будет различна для разных навигационных спецификаций. Принимается, что точки анализируемого пространства равнозначны, однако в реальной практике выделяют области пространства, требующие высокоточной навигации (например, область пересечения воздушных трасс, параллельные маршруты и др.).

Анализ трех подходов к оценке эффективности аэронавигационного обеспечения показал, что для нахождения рационального размещения РТС целесообразно пользоваться последним подходом, однако необходимо его модернизировать. Полученный результат, для повышения достоверности, можно проверить с применением имитационной модели «Альфа-7», а также путем расчета зон действия и зон коррекции.

2.2 Разработка методики оценки рационального размещения РТС для организации дополнительного канала навигационной информации

Модернизацию рассмотренной ранее методики оценки рационального размещения РТС [6] для систем навигации проведем в несколько этапов:

- 1) Учет разбиения радионавигационного поля на зону действия и зону коррекции;
- 2) Учет неравнозначности анализируемых точек воздушного пространства.

Учет зон действия и зон коррекции

В практике анализа эффективности РТС навигации принято рассчитывать зоны действия и зоны коррекции. Зона коррекции характеризует объем пространства, где обеспечивается точность информации, необходимая для коррекции автономных навигационных систем [1].

В настоящее время имеется возможность производить оценку позиций для внедрения РТС с учетом рельефа местности. Это усложняет поставленную задачу, но, вместе с тем, повышает точность решения.

Зоны действия целесообразно строить для высоты полета, являющейся нижней границей воздушного пространства класса А и верхней границей воздушного пространства класса Е.

При решении задачи рационального размещения РТС введем условие, что зонами действия должно быть покрыто все воздушное пространство рассматриваемого региона для обеспечения возможности навигации при полете не только по трассам, но и вне установленных в настоящее время трасс. Таким образом, при решении задачи используется матрица, аналогичная матрице анализа ОРЛ. По аналогии с подходом, представленным в [6] назовем ее матрицей Z (примерный вид матрицы представлен в таблице 2.3). Решениями данной матрицы являются возможные комбинации столбцов, дающие полное покрытие строк [6, 53-57]. Обозначим полученные решения как Z_1, Z_2, \dots, Z_n .

Для обеспечения требуемой точности самолетовождения при полете по трассам, необходимо выполнять полет в пределах зон коррекции РТС. Размер зон коррекции для различных РТС представлен в таблице. 2.2.

Зоны коррекции систем VOR/DME, DVOR DME и ОРЛ имеют круглую форму, размер и форма зоны коррекции может меняться только вследствие ограничений зоны действия. Зона коррекции системы DME/DME имеет сложную форму, примерный ее вид можно видеть на рисунке 2.6 [49]. Учет реальной формы зоны коррекции значительно повышает трудность решения задачи, однако повышает точность решения.

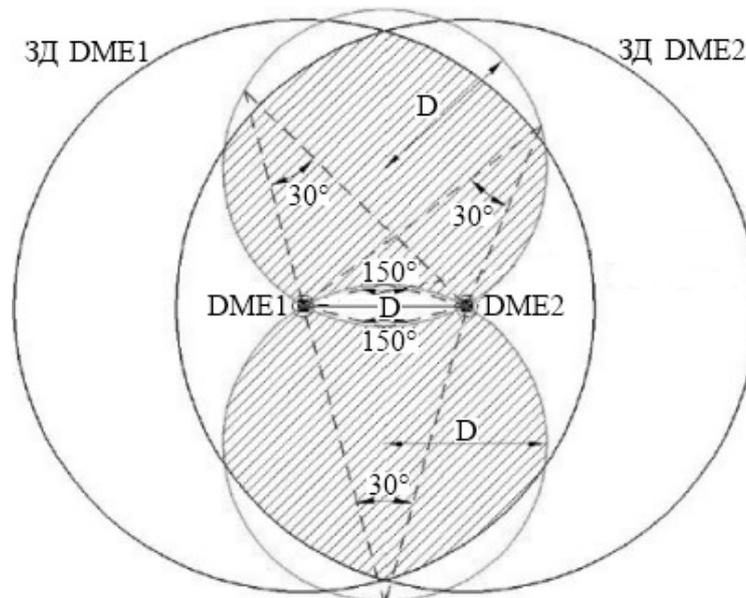


Рисунок 2.6 – Зона коррекции при навигации по DME/DME

Зонами коррекции должны быть перекрыты действующие воздушные трассы (коридоры, ширина которых зависит от принятых норм эшелонирования), а также области, где планируется внедрение новых маршрутов, в том числе спрямленных. Это означает, что наряду с матрицей покрытия воздушного пространства ЗД, необходимо также построить матрицу покрытия зонами коррекции воздушных трасс. Для анализа воздушных трасс точки необходимо брать с меньшим шагом. Примерный вид разбиения пространства представлен на рисунке 2.7.

Далее, по аналогии с матрицей Z , составляется матрица R (вид которой схож с матрицей, представленной в таблице 2.3), в которой учитывается покрытие зонами коррекции воздушных трасс. Решениями данной матрицы

являются возможные комбинации столбцов, дающие полное покрытие строк [6, 44, 45, 46, 47, 48]. Обозначим полученные решения как R_1, R_2, \dots, R_n .

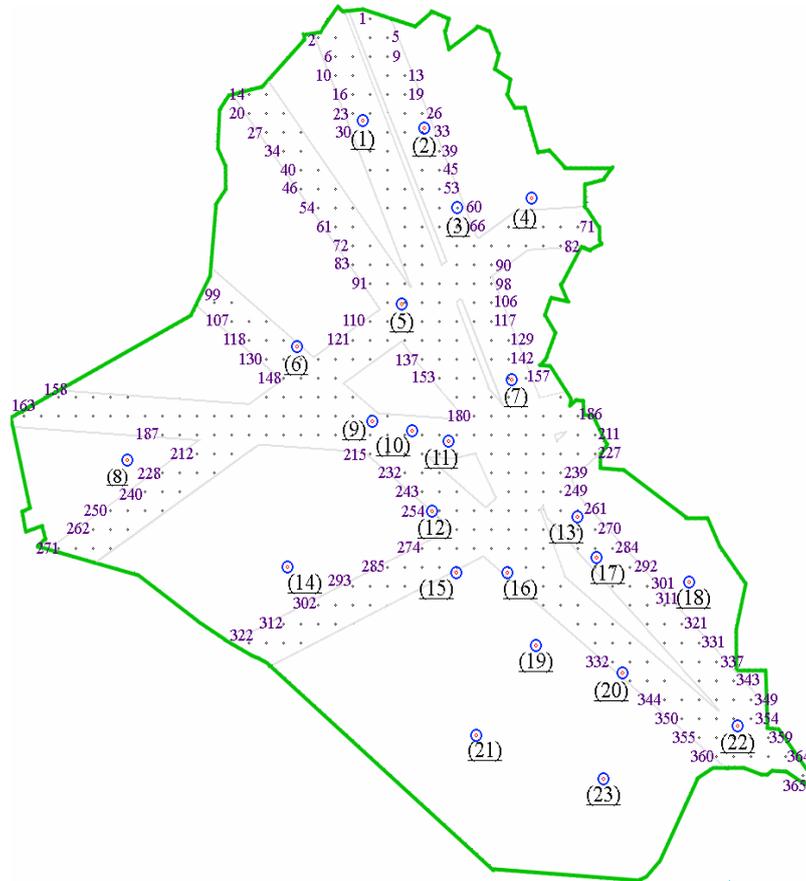


Рисунок 2.7 – К задаче оценки рационального размещения РТС для покрытия зонами коррекции воздушных трасс

Учет неравнозначности анализируемых точек воздушного пространства

Согласно [6] анализируемая область разбивается на дискретные точки, при этом сами точки являются равнозначными. На практике выделяют области пространства, требующие высокоточной навигации: пересечения воздушных трасс, параллельные маршруты и т.д. Решить задачу можно путем введения весовых коэффициентов для каждой анализируемой точки и учет достигаемой в этой точке точности навигации, однако это намного усложнит решение задачи рационального размещения РТС. Более простым решением является выделение точек данного пространства в отдельный массив и решение соответствующей матрицы (назовем ее матрицей V). При этом анализируемые точки должны быть перекрыты РО систем VOR/DME, DVOR/DME и ОПЛ с учетом показателей

точности, присущей данному оборудованию. Целесообразно обеспечить перекрытие данных областей зонами коррекции систем DME/DME, обеспечивающими наиболее высокую точность.

По аналогии с матрицами Z и R , составляется матрица V (вид которой схож с матрицей, представленной в таблице. 2.3), в которой учитывается покрытие зонами коррекции особых областей. Решениями данной матрицы являются возможные комбинации столбцов, дающие полное покрытие строк [6, 44, 45, 46, 47, 48]. Обозначим полученные решения как V_1, V_2, \dots, V_n .

Проведенный анализ позволяет найти различные варианты размещения РТС, обеспечивающих резервный навигационный канал. При этом решаются задачи: полного перекрытия воздушного пространства региона зонами действия РТС, перекрытия воздушных трасс зонами коррекции, а также обеспечения высокоточной навигации в особых областях региона. Разработанный подход в решении задачи рационального размещения РТС требует составления трех матриц покрытия: для зон действия (Z), для зон коррекции (R) и для областей, требующих высокоточной навигации (V). Результирующий, рациональный вариант размещения находится как минимальная сумма вариантов каждой из матриц:

$$Z_i + R_j + V_k = \min \quad (2.14)$$

Разработанный метод позволяет произвести оценку потребного количества наземных РТС, для обеспечения резервного канала навигационной информации. Определив количество и позиции рационального размещения РТС, необходимо разработать график оптимального внедрения.

2.3 Разработка графика внедрения РТС для организации дополнительного канала навигационной информации

Порядок внедрения РТС должен обеспечить наибольшую эффективность при заданных годовых затратах. Эффективность (C) оценим по количеству перекрытых точек в разработанной в предыдущем параграфе модели:

$$C = k_1 \sum Z_i + k_2 \sum R_j + k_3 \sum V_i, \quad (2.15)$$

где k_1, k_2, k_3 – весовые коэффициенты;

Z_i, R_j, V_h – перекрытые точки матриц Z, R и V.

Весовые коэффициенты позволяют выделить точки, перекрытие которых радионавигационным полем имеет большее влияние на безопасность полета. Так, на практике важнее обеспечить навигацию на трассах, чем вне воздушных трасс. Такое же отношение применимо и к точкам районов, где есть пересечения воздушных трасс. Учитывая это, назначим для коэффициентов следующие значения: $k_1 = 1, k_2 = k_3 = 2$.

При внедрении РТС на некоторой позиции, зона действия и зона коррекции перекрывает некоторый объем воздушного пространства. Внедрение последующих систем повлечет за собой пересечение их зон действия и зон коррекции. В таком случае, необходимо учитывать все перекрываемые точки анализируемой области, а лишь те, что ранее не были перекрыты. То есть эффективность оценивается по приращениям количества точек [3]:

$$C = k_1 \sum \Delta Z_i + k_2 \sum \Delta R_j + k_3 \sum \Delta V_i \quad (2.16)$$

где $\Delta Z_i, \Delta R_j, \Delta V_h$ – перекрытые точки матриц Z, R и V.

Порядок внедрения оборудования должен учесть также и экономические затраты, которые включают в себя:

- покупку или долгосрочную аренду земли;
- возведение зданий и сооружений;
- транспортировку оборудования;
- установку оборудования;
- наземные и летные проверки.

Кроме единоразовых трат по перечисленным пунктам, необходимо делать и ежегодные отчисления на оплату электроэнергии, работы обслуживающего персонала, служб охраны, строительных организаций и т.д. Эти затраты учитываются для уже внедренных средств и в общее решение входят как:

$$S = S_{\text{внед}} + S_{\text{об}}, \quad (2.17)$$

где $S_{\text{внед}}$ – расходы на внедрение новых РТС;

$S_{\text{об}}$ – расходы на обслуживание и содержание внедренных РТС.

Для учета экономической составляющей введем понятие удельной эффективности отношение эффекта от внедрения i -го РТС (выраженной в сумме точек с учетом весовых коэффициентов) и затрат на внедрение:

$$C_{\text{уд}} = \frac{C}{S}, \quad (2.18)$$

где S – затраты на внедрение и обслуживание РТС навигации.

Ограничения, вводимые для рассматриваемой функции, включают:

1) Средства, выделяемые на создание национальной навигационной системы в i -м году. Сумма, выделяемая на создание национальной навигационной системы, может меняться из года в год, как в большую, так и в меньшую сторону, что тоже необходимо учитывать.

2) Количество имеющихся на рынке РТС. В настоящее время на рынке нет дефицита радионавигационного оборудования данного типа, однако некоторые производители по политическим причинам могут отказаться продавать оборудование аэронавигационной службе Республики Ирак. Поэтому необходимо заранее подготовить список надежных поставщиков, способных поставить современные РТС в должном количестве и в приемлемый срок.

3) Наличие инженерно-технического персонала, осуществляющего установку, наземные и летные проверки внедряемого оборудования. Эти задачи может решать как подразделение завода-изготовителя, так и сторонние компании. В том, случае, если выделенные средства позволяют установить несколько РТС в год, может возникнуть проблема в их своевременном вводе в эксплуатацию, что может задержать начало полноценной работы.

4) Наличие инженерно-технического персонала, осуществляющего обслуживание внедренных систем. После того, как РТС будет установлена, проверена и введена в эксплуатацию, необходимо будет обслуживать новое оборудование. Нехватка квалифицированных кадров может привести к

затягиванию сроков реализации программы, поэтому данным вопросом следует озаботиться заранее.

Перечисленные ограничения во многом не поддаются априорному анализу, а потому в расчетах будем учитывать только первое, т.е. выделенные средства.

Задача разработки графика внедрения РТС можно рассматривать как нелинейную задачу целочисленного программирования. Нелинейность задачи обусловлена тем, что на каждом шаге решения (год развертывания системы) удельная эффективность будет меняться в зависимости от предыдущего шага. Такая задача решается пошагово. Применение аналитических методов затруднительно, а метод перебора всех возможных состояний для задач с большой размерностью трудно реализуем. Решение поставленной задачи может быть найдено в виде рекуррентного соотношения (уравнение Беллмана) [3, 50, 54]:

$$C_{\Sigma}(l) = C_l + C_{\Sigma}(l-1), \quad (2.19)$$

где $C_{\Sigma}(l)$ – суммарная удельная эффективность по итогам l -го шага;

$C_{\Sigma}(l-1)$ – суммарная удельная эффективность по итогам l -го шага;

C_l – удельная эффективность на l -м шаге.

Решение поставленной задачи основано на построении графа внедрения РТС и нахождения такого пути, который обеспечит наибольшую эффективность навигационной системы. Состояния системы, описываемые графом, выбираются из множества допустимых решений, которые определяются введенными ограничениями.

2.4 Применение мобильных РТС навигации

Полностью развернутая система радиотехнического обеспечения полетов может взять на себя роль основного источника навигационной информации, однако до тех пор, пока GPS обеспечивает требуемую точность навигации, наземные РТС будут фактически простаивать, и потраченные средства на языке экономистов окажутся «замороженными»: они не будут приносить реальной

пользы. Не решит проблему и консервация РТС, так как в этом случае лишь не будет расходоваться ресурс техники, однако работу свою РТС выполнять не будут.

Учитывая приведенные соображения, имеет смысл поставить целью разработку такой системы аэронавигационного обеспечения, которая в случае отключения GPS сможет обеспечить навигацию на трассах, а при нормальной работе ГНСС будет выполнять иную полезную работу. Согласно глобальному аэронавигационному плану, разработанному ИКАО, одним из факторов, снижающих темпы развития мировой системы воздушного транспорта, является ограничение пропускной способности аэродромов, связанное с существующими нормами эшелонирования в аэродромной зоне [16]. Решить проблему можно с помощью обеспечения высокоточной навигации в районе аэродрома.

Выходом может служить применение мобильных РТС, которые можно быстро переместить на заранее подготовленную позицию и в короткий срок развернуть. В нормальных условиях же, эти системы можно использовать для обеспечения неточного захода на посадку или высокоточной и надежной навигации в районе аэродрома по спецификации RNAV 1.

2.5 Мобильные радиотехнические системы ближней навигации

Рассмотрим варианты мобильных РТС навигации. В истории гражданской авиации имеется богатый опыт использования данных РТС. В СССР были разработаны и широко использовались мобильные РТС навигации РСБН-6Н [51]. Этот тип техники производится и в настоящее время (модернизированный вариант РСБН-4НМ), однако находит ограниченное применение [52]. Современные гражданские ВС, как российские, так и зарубежные не имеют в составе бортового комплекса аппаратуры РСБН, а потому данный тип маяков рассматривать не имеет смысла.

В то же время, известна практика применения мобильных вариантов системы VOR/DME. В частности, данное оборудование применялось в 1970-х

годах в Австралии (средство представлено на рисунке 2.8) для обеспечения навигации в отдаленных районах страны [53].



Рисунок 2. 8 – Мобильный вариант VOR DCA

В настоящее время существуют мобильные варианты систем VOR/DME производства фирмы Thales (фотография представлена на рисунке 2.9). Они имеют схожие характеристики по сравнению со стационарными вариантами CVOR 431 и DME 342, а по стоимости отличаются от стационарных вариантов не более чем на 10% [54].



Рисунок 2.9 – Мобильный вариант VOR фирмы Thales

Данная система может быть в короткие сроки (в течение нескольких часов) доставлена на заранее подготовленную позицию и установлена для выполнения функций обеспечения требуемой точности и безопасности полетов.

2.6. Требования к составу и размещению РТС навигации в районе аэродрома

Рассмотрим требования по размещению РТС навигации для обеспечения высокоточной навигации. Согласно рекомендациям ИКАО [1] в аэродромной зоне, для безопасного выполнения маневров, должны быть обеспечены требования спецификации RNAV 1 или RNP 1. В перспективе рекомендуется обеспечить требования спецификаций RNP 0.5 или RNP 0.3 для обеспечения начального этапа захода на посадку. Требования по точности и надежности для данных спецификаций приведены в таблице 2.5 [11].

Таблица 2.5 – Требования ИКАО по точности и надежности навигации

Характеристика	Тип RNP / RNAV		
	1	0.5	0.3
Точность 2σ , м	1850	925	555
Целостность	0.99999	0.99999	0.99999
Доступность	0.9999	0.9999	0.9999

Согласно рекомендациям ИКАО, для обеспечения требуемой точности и безопасности полетов в районе аэродрома, необходимо разместить как минимум три маяка DME таким образом, чтобы их рабочие области (зоны коррекции) перекрывали аэродромную зону. Пример размещения маяков дальномеров представлен на рисунке 2.10 [56].

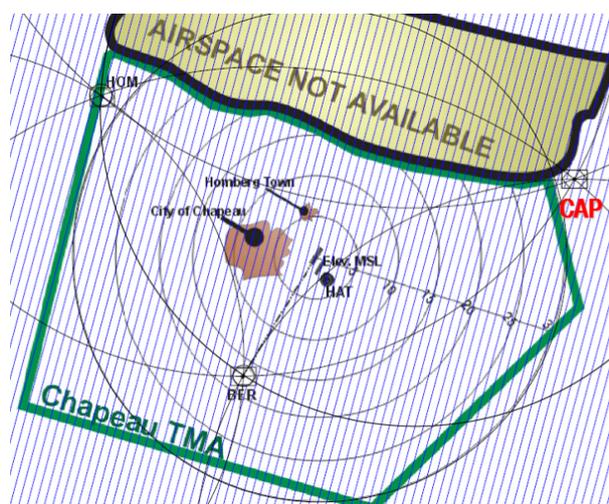


Рисунок 2.10 – Размещение маяков DME в районе аэродрома Chapeau

Согласно требованиям [1] требуемая навигационная информация должна предоставляться ВС, находящемуся на высотах от 3000 до 150 м. В расчетах будем использовать наиболее часто используемую высоту в 1000 м. Таким образом, для навигации по системе DME/DME ограничением является размер и форма зоны действия, обусловленная влиянием рельефа местности и взаимным расположением маяков DME.

Таким образом, можно выделить два направления в применении РТС при условии обеспечения требуемых навигационных характеристик системой GPS:

- 1) Обеспечение неточного захода на посадку;
- 2) Обеспечение высокоточной навигации в аэродромной зоне.

2.7 Оценка возможности обеспечения высокоточной навигации в районе аэродрома с применением системы DVOR/DME

Ряд аэродромов России и Республики Ирак оборудованы системами DVOR/DME или маяком DVOR для обеспечения навигации на маршруте и наведения по курсу при неточном заходе на посадку. Переоборудование данных аэродромов для обеспечения навигации по системе DME/DME повлечет за собой большие материальные затраты, поэтому необходимо выяснить, возможно ли обеспечение требуемых навигационных характеристик системой DVOR/DME.

Для этого сравним данные системы с вариантом, рекомендуемым ИКАО (DME/DME) по следующим аспектам: точность, надежность, затраты.

Выясним, возможно ли обеспечение требуемых навигационных характеристик системой DVOR/DME. Для этого сравним данные системы с вариантом, рекомендуемым ИКАО (DME/DME) по следующим аспектам: точность, надежность, затраты.

Требования к точности и надежности навигационных систем, согласно имеющимся навигационным спецификациям, представлены в таблице 2.7. Характеристики, обеспечиваемые системой DME/DME, примем за эталон и определим, может ли система DVOR/DME обеспечить такие же характеристики и при каких условиях. Согласно документам ИКАО [1], зона коррекции системы DME/DME имеет сложную форму, которая зависит от взаимного положения маяков и от их точностных характеристик. При расчете использовалась методика расчета зоны действия, изложенная в параграфе 2.1 [39, 49].

Для обеспечения зон коррекции требуемых размеров, маяки DME размещают в вершинах равностороннего треугольника, вписанного в круг радиусом 50 км или 30 м.м. (радиус аэродромной зоны) [1, 57]. Результат расчета показан на рисунке 2.11, где видно, что система DME/DME обеспечивает требуемую точность для навигационных спецификаций RNAV/RNP 1 и 0.5 (на рисунке выделены желтым и голубым цветом). Обеспечение требований RNP 0.3 (выделено фиолетовым) невозможно, так как не обеспечивается полное перекрытие рабочими областями DME/DME аэродромной зоны. При расчете зоны коррекции реальных маяков необходимо учитывать, что ее размеры и форма может быть ограничена влиянием рельефа.

Рассмотрим систему DVOR/DME. Производители радионавигационного оборудования, отмечают, что СКП маяка VOR не должна превышать 1° . На практике погрешность может достигать 2° [24]. Заявленная производителем точность маяков DVOR составляет также 1° , однако на практике (что подтверждают облеты в Пулково), погрешность составляет $0.5\text{--}0.7^\circ$.

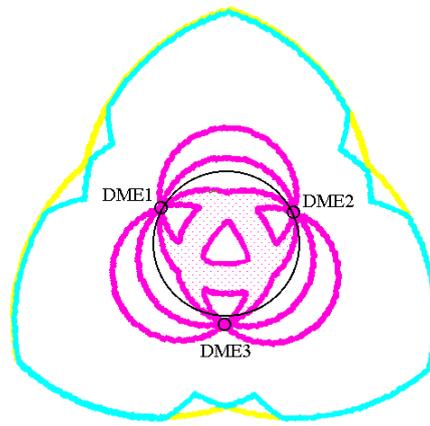


Рисунок 2.11 – Зоны коррекции DME/DME для различных навигационных спецификаций

Методики оценки размеров зоны коррекции системы DVOR/DME были рассмотрены в параграфе 2.1. Результаты расчетов представлены на рисунке 2.12. Зона коррекции для навигационной спецификации RNP/RNAV 1 составляет 67.6 км (выделено желтым), а для спецификации RNP 0.5 – 34 км (выделено голубым). Таким образом, по точностным характеристикам система DVOR/DME может обеспечить высокоточную навигацию в районе аэродрома, но непригодна для обеспечения начального этапа захода на посадку.

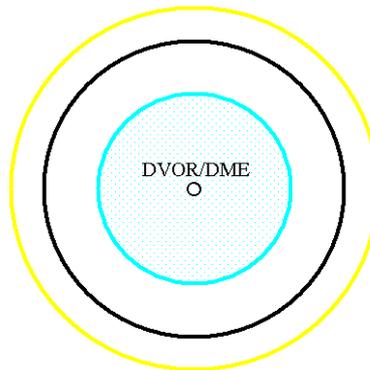


Рисунок 2.12 – Зоны коррекции DVOR/DME для различных навигационных спецификаций

Рассмотрим вопрос надежности навигационных систем. При отказе одного из трех маяков DME, оставшиеся продолжают работу, однако в зоне коррекции появится незначительная непокрытая область. Для расчета вероятности

безотказной работы воспользуемся стандартными формулами [11, 58, 59].

Интенсивность отказов находится как:

$$\lambda = \frac{1}{T_{\text{свно}}}, \quad (2.20)$$

где $T_{\text{свно}}$ – среднее время наработки на отказ.

Вероятность безотказной работы:

$$P_{\text{бo}} = e^{-\frac{t}{T_{\text{свно}}}} = e^{-\lambda \cdot t}. \quad (2.21)$$

Современный маяк DME-2000 имеет наработку на отказ 20000 ч [60]. Тогда вероятность безотказной работы одного маяка:

$$P_{\text{бo}_1} = e^{-\frac{t}{20000}} = e^{-0.00005 \cdot t}. \quad (2.22)$$

Так как один из трех маяков по сути является резервным, то вероятность безотказной работы системы равна:

$$P_{\text{бo}_{DME/DME}} = 1 - \left(1 - e^{-0.00005 \cdot t}\right)^2. \quad (2.23)$$

Современный маяк DVOR-2000 имеет наработку на отказ 20000 ч [61]. Так как отказ одного из маяков системы DVOR/DME повлечет за собой отказ всей системы, то вероятность безотказной работы равна:

$$P_{\text{бo}_{DVOR/DME}} = e^{-0.0001 \cdot t} \quad (2.24)$$

Результаты расчетов представлены на рисунке 2.13.

Видно, что вариант из трех маяков дальномеров будет обеспечивать требуемый уровень надежности в течение 6.7 часов, в то время как система DVO/DME – в течение одного часа. Если учесть, что этап предпосадочного маневрирования занимает порядка 20–30 минут, то полученные характеристики удовлетворяют требуемым характеристикам по непрерывности обслуживания.

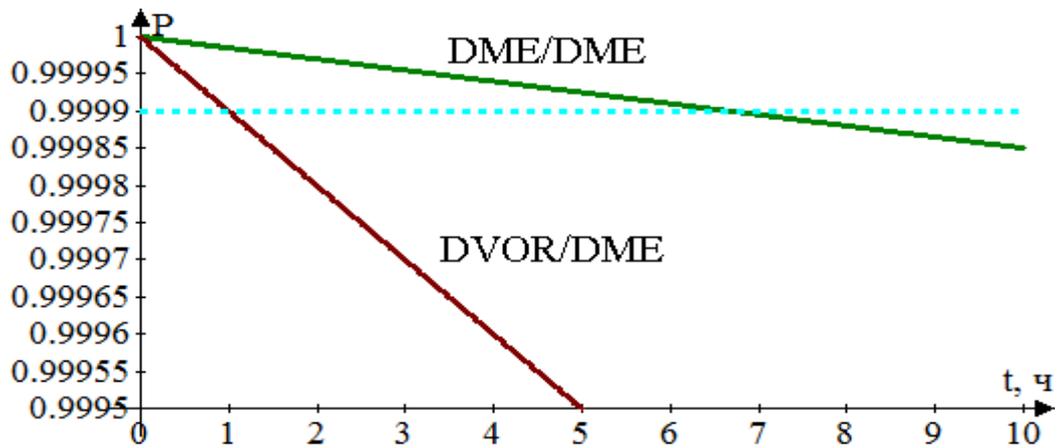


Рисунок 2.13 – Вероятность безотказной работы DME/DME и DVOR/DME

Целесообразно принять меры для повышения надежности за счет организационных мероприятий: изменения регламента ТО, предполагающего более частое периодическое обслуживание, а также наличия дополнительного комплекта ЗИП. Одним из решений может служить установка дополнительной стойки с оборудованием, однако этот вариант требует согласования с заводом изготовителем на предмет возможности повышения уровня резервирования. В целом, надежность системы DVOR/DME является ее слабым местом.

Оценим экономические затраты на внедрение и обслуживание рассматриваемых систем, при этом приведем их к стоимости оборудования. Стоимость VOR/DME составляет примерно 300 тыс. долл. США. Оценочные дополнительные затраты, приведенные к этой сумме составляют:

- возведение зданий и сооружений: 30 %;
- транспортировка оборудования: 17 %;
- установка оборудования: 4 %;
- облет: 26 %.

Кроме того, ежегодные траты составляют:

- обслуживание: 5 %;
- аренда земли: 10 %;
- электроэнергия: 2 %.

Полные затраты S (в тыс. долл. США), для системы из трех маяков DME можно выразить формулой:

$$S(t) = 3 \cdot 300 \cdot (1.77 + 0.17 \cdot t) \quad (2.25)$$

Стоимость DVOR/DME составляет примерно 600 тыс. долл. США. Оценочные дополнительные затраты, приведенные к этой сумме составляют:

- возведение зданий и сооружений: 35 %;
- транспортировка оборудования: 18 %;
- установка оборудования: 6 %;
- облет: 25 %.

Кроме того, ежегодные траты составляют:

- обслуживание: 4 %;
- аренда земли: 7 %;
- электроэнергия: 2 %.

Полные затраты S (в тыс. долл. США), для системы DVOR/DME можно выразить формулой:

$$S(t) = 600 \cdot (1.84 + 0.13 \cdot t) \quad (2.26)$$

Срок службы оборудования, как правило, составляет 15 лет. Исходя из этого, отобразим результаты расчета в виде графика (рисунок. 2.14) и таблице. 2.6. Анализ результатов показывает значительный экономический выигрыш при использовании DVOR/DME, который, по достижении нормативного срока службы составляет 41%.

Таблица 2.6 – Затраты на внедрение и обслуживание систем навигации

	1 год	5 год	10 год	15 год
$S_{DME/DME}$, ТЫС. ДОЛЛ.	1593	2340	3096	3861
$S_{DVOR/DME}$, ТЫС. ДОЛЛ.	1182	1494	1884	2274

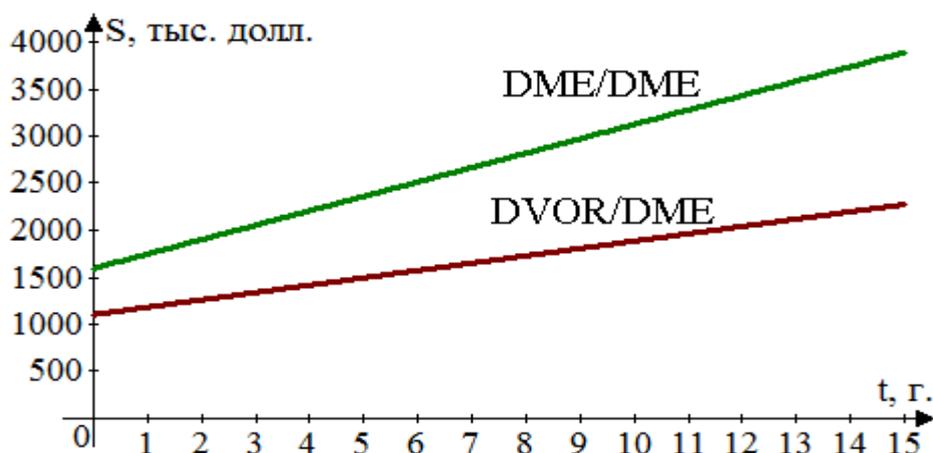


Рисунок 2.14 – Оценка годовых затрат на DME/DME и DVOR/DME

Проведенный анализ показал, что система DVOR/DME может обеспечить требуемую точность полетов по требованиям спецификации RNAV 1, а также требуемую надежность при усилении интенсивности и качества технического обслуживания (пересмотра регламента ТО). Экономический анализ показал, что данная система по сравнению с DME/DME требует меньших затрат на внедрение и обслуживание, так как для нее требуется одна позиция размещения оборудования вместо трех, а сама позиция находится на территории аэродрома и может быть обеспечена постоянным присутствием обслуживающего персонала.

2.8 Выводы

В главе были рассмотрены методы оценки рационального состава и размещения наземных РТС для обеспечения резервного канала навигационной информации. Методы, разработанные на кафедре «Радиоэлектронные системы» Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации, позволяют оценить степень покрытия воздушных трасс или региона зонами действия и зонами коррекции РТС, а также оценить точность самолетовождения на трассах («Alfa-7»). В то же время данные методы имеют ограниченные возможности оптимизации, что вызвано применением методов имитационного моделирования.

Метод оценки рационального размещения РТС (в изначальном варианте - ОРЛ), разработанный в Академии ГА [6], позволяет оптимизировать наземную инфраструктуру для решения поставленных задач. В диссертационном исследовании данный метод был модернизирован, что позволило применять его для решения проблем обеспечения требуемых навигационных характеристик.

В отличие от исходного, в разработанном методе учитывается разбиение воздушного пространства на зону действия и зону коррекции, а также неравнозначность различных областей воздушного пространства с точки зрения обеспечения требуемой точности и безопасности полетов.

Также была решена проблема разработки плана внедрения РТС. Для оценки последствий того или иного решения была использована удельная эффективность – величина, показывающая отношение полученного эффекта к затратам на реализацию. При этом задача нахождения оптимального плана внедрения решается в виде рекуррентного соотношения (уравнение Беллмана).

Разработанные методы позволяют создать систему, обеспечивающую резервный канал навигационной информации в случае нарушений в работе спутниковой навигации. Эта система может обеспечить требуемую точность и безопасность полетов в особой ситуации, однако до тех пор, пока СНС функционирует исправно, наземные средства не будут выполнять полезных функций. Для решения этой проблемы предлагается использовать мобильные варианты систем VOR/DME, которые в короткое время смогут занять места на заранее подготовленных позициях для обеспечения навигации на трассах.

В штатной ситуации (при наличии сигналов GPS удовлетворительного качества), мобильные системы могут использоваться для обеспечения высокоточной навигации в аэродромной зоне (согласно спецификации RNAV 1 или RNP 1). Это повысит безопасность полетов и позволит увеличить пассажиропоток в штатных условиях, а также быстро развернуть навигационную систему для обеспечения навигации на трассах в особой ситуации.

Глава 3. Применение фильтра Калмана для комплексной обработки данных о местоположении ВС

3.1 Методики повышения точности определения местоположения ВС

В предыдущей главе были разработаны методики оценки рационального состава и размещения РТС для обеспечения резервного канала навигационной информации в случае отсутствия спутниковой навигации. При этом решалась задача обеспечения покрытия воздушных трасс (а также областей, требующих высокоточной навигации) зонами коррекции РТС. Расчет размеров зон коррекции, проведенный в параграфе 2.1 показал, что для обеспечения требований перспективных навигационных спецификаций необходимо размещать РТС на небольшом удалении друг от друга для создания радионавигационного поля с требуемыми характеристиками. Значительно сократить требуемое количество РТС возможно при увеличении точности местоопределения.

Существует два способа повышения точности определения координат ВС:

- 1) Внедрение систем, имеющих более высокую точность (например, DVOR или оборудование ВС аппаратурой ГЛОНАСС).
- 2) Комплексование различных систем.

Первый способ не предполагает каких-либо изменений в методике полета и способах обработки навигационной информации. В то же время, внедрение точных систем хотя и увеличивает размер зоны коррекции, ведет к значительному удорожанию навигационной инфраструктуры. В конечном итоге, отношение затрат к достигаемому эффекту становится неудовлетворительным.

Комплексование различных систем позволяет добиться уменьшения погрешности местоопределения ВС при сравнительно небольшом количестве наземных РТС, однако требует разработки методов обработки и применения навигационной информации. В рамках диссертационного исследования ставится задача оценить возможность применения комплексования при развертывании системы, обеспечивающей резервный канал навигационной информации.

3.2 Алгоритмы оптимальной фильтрации

Навигационные системы представляют собой сложные многомерные динамические системы. Их свойства могут быть описаны системами линейных дифференциальных уравнений. Погрешности и возмущающие воздействия в таких системах имеют случайную природу, их можно считать стохастическими.

Переменными величинами в этих уравнениях являются компоненты вектора, называемого вектором состояния. Его элементами являются погрешности измерения навигационных параметров, координаты ВС, их производные (скорости и ускорения). Уравнения многомерного формирующего фильтра для навигационной системы записывается как [85]:

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t), \quad (3.1)$$

где $X(t)$ – вектор состояния формирующего фильтра входных сигналов навигационной системы размерностью $(n \times 1)$;

$F(t)$ – матрица размерностью $(n \times n)$;

$W(t)$ – вектор входных белых шумов системы размерностью $(r \times 1)$;

$G(t)$ – матрица размерностью $(n \times r)$.

Матрица $F(t)$ называется переходной матрицей состояния и отражает динамические свойства системы. Матрица $G(t)$ называется переходной матрицей возмущений и определяет характер влияния входных сигналов.

Информация о векторе состояния $X(t)$, получается из совокупности сигналов измерения (наблюдения) $Z(t)$:

$$Z(t) = H(t)X(t) + V(t), \quad (3.2)$$

где $H(t)$ – матрица связи сигналов измерения $Z(t)$ с вектором состояния системы, размерность $(m \times n)$;

$V(t)$ – вектор белых шумов измерения размерность $(m \times 1)$.

Предполагается, что векторы шумов системы и шумов измерения статистически независимы, характеризуются нулевым математическим ожиданием и корреляционными матрицами:

$$\left. \begin{aligned} M[W(t)] &= 0; & M[W(t)W^T(t)] &= Q(t)\delta(t-\tau); \\ M[V(t)] &= 0; & M[V(t)V^T(t)] &= R(t)\delta(t-\tau); \\ M[W(t)V^T(t)] &= 0. \end{aligned} \right\} \quad (3.3)$$

Матрицы Q и R являются симметричными неотрицательно определенной и положительно определенной матрицами интенсивности белых шумов, размерностью $(r \times r)$ и $(m \times m)$.

Для вычисления ковариационной матрицы вектора состояния $X(t)$ можно использовать дисперсионное уравнение

$$\begin{aligned} P_X(t) &= \text{cov}[X(t)] = M\{[X(t) - \overline{X(t)}][X(t) - \overline{X(t)}]^T\}, \\ \overline{X(t)} &= M[X(t)] \end{aligned} \quad (3.4)$$

$$\begin{aligned} \dot{P}_X(t) &= F(t)P_X(t) + P_X(t)F^T(t) + G(t)Q(t)G^T(t) \\ \overline{X_0} &= M[X(t_0)] \end{aligned} \quad (3.5)$$

Начальный момент времени t_0 характеризуется наличием исходного состояния системы (3.1) $X(t_0)$, которое представляет собой векторную случайную величину с заданным математическим ожиданием $M[X(t_0)]$ и ковариационной матрицей

$$P_X(t_0) = P_0 = \text{cov}[X(t_0)] = M\{[X(t_0) - \overline{X_0}][X(t_0) - \overline{X_0}]^T\}. \quad (3.6)$$

Матрица P_0 является симметричной, размерностью $(n \times n)$ и на своей главной диагонали содержит дисперсии элементов начального вектора состояния $X(t_0)$. Начальное состояние системы (3.1) определяется предысторией и не зависит от поступающих в моменты времени $t > t_0$ возмущающих воздействий и измерений:

$$M[X(t_0)W(t)] = M[X(t_0)V(t)] = 0. \quad (3.7)$$

Задача оптимальной фильтрации формулируется следующим образом [85]: располагая данными измерения $Z(t)$, модель которых соответствует уравнениям (3.1) и (3.2), определить наилучшую оценку $\hat{X}(t)$ вектора состояния $X(t)$ системы (3.1), удовлетворяющую определенному критерию качества. Результатам решения задачи оптимальной фильтрации является некоторый оператор, позволяющий связать вектор $\hat{X}(t)$ с вектором $Z(t)$.

Под наилучшей оценкой понимается тот факт, что искомая оценка должна быть несмещенной, а дисперсия погрешности такой оценки – минимальной.

Вектор погрешностей оценивания:

$$\begin{aligned} e(t) &= X(t) - \hat{X}(t); \\ \overline{e(t)} &= M[e(t)] = 0. \end{aligned} \quad (3.8)$$

Критерий качества оценки $J(t)$:

$$\begin{aligned} J(t) &= M[e^T(t) \cdot e(t)] = M\{Sp[e(t) \cdot e^T(t)]\} = \\ &= Sp\{M[e(t) \cdot e^T(t)]\} = Sp \cdot P(t) = \sum_{i=1}^n \sigma_{ei}^2, \end{aligned} \quad (3.9)$$

где $e(t)$ – вектор погрешностей оценки, размерностью $(n \times 1)$;

$P(t)$ – ковариационная матрица погрешностей оценки, размерностью $(n \times n)$;

Sp – след ковариационной матрицы;

σ_{ei}^2 – дисперсия погрешности оценки i -й составляющей вектора $e(t)$.

Задача оптимальной оценки вектора состояния стохастической системы заключается в минимизации функционала (3.5). При выводе уравнения оптимальной фильтрации Калмана предполагалось, что структура оптимального фильтра должна отражать свойства рассматриваемой системы (3.1–3.2). Тогда уравнение оптимальной фильтрации:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{X}}(t) &= F(t)\hat{X}(t) + K(t)[Z(t) - H(t)\hat{X}(t)] \\ \hat{X}(0) &= \bar{X}_0. \end{aligned} \quad (3.10)$$

Здесь $K(t)$ – матрица коэффициентов усиления фильтра, которая определяет степень влияния поступающей с измерениями $Z(t)$ информации на оценку вектора состояния системы. Выражение для оптимальной матрицы коэффициентов усиления $K(t)$ фильтра Калмана, при которой погрешности оценки имеют минимальные дисперсии, может быть представлено в следующей форме:

$$K(t) = P(t)H^T(t)R^{-1}(t), \quad (3.11)$$

где $R^{-1}(t)$ – матрица, обратная матрице $R(t)$.

Таким образом, непрерывная форма оптимального фильтра Калмана описывается тремя векторно-матричными уравнениями:

1) уравнением фильтра, отражающим его структуру и связывающим сигналы измерения $Z(t)$ с оценками на его выходе:

$$\hat{X}(t) = F(t)\hat{X}(t) + K(t)[Z(t) - H(t)\hat{X}(t)], \quad (3.12)$$

2) уравнением матричного коэффициента усиления, зависящего от ковариационной матрицы $P(t)$:

$$K(t) = P(t)H^T(t)R^{-1}(t); \quad (3.13)$$

3) нелинейным матричным дифференциальным уравнением типа Риккати для ковариационной матрицы погрешностей оптимальных оценок:

$$\dot{P}(t) = F(t)P(t) + P(t)F^T(t) + G(t)Q(t)G^T(t) - P(t)H^T(t)R^{-1}(t)H(t)P(t). \quad (3.14)$$

Диагональные элементы матрицы $P(t)$ соответствуют дисперсиям погрешностей оценок, поэтому с помощью уравнения (3.14) можно судить об эффективности работы того или иного фильтра.

Рассмотренный линейный ОФК будет оптимальным при нормальном распределении сигналов. Качество работы фильтра Калмана зависит от степени соответствия действительности моделей навигационной и измерительной систем, а также заложенных в фильтр априорных сведений о погрешностях, начальных условиях и возмущающих воздействиях. Указанные сведения известны всегда приближенно, и фильтрация в реальных системах не является полностью оптимальной.

3.3 Включение фильтра Калмана в состав оптимальной навигационной системы

Вид схемы включения ОФК зависит от вида используемых измерителей, назначения системы, детальности математического описания отдельных элементов системы при составлении математической модели и т.д.

В зависимости от решаемой задачи математические модели измерителей могут сильно различаться. Так, радиоконпасы, измерители скорости и радиотехнические системы ближней навигации принято характеризовать

погрешностями выходных сигналов, которые с помощью формирующих фильтров описываются дифференциальными уравнениями и включаются в состав общего вектора состояния математической модели. Инерциальные навигационные системы и гироскопические устройства принято описывать как динамические системы, подверженные воздействиям различного рода случайных сигналов. При этом система дифференциальных уравнений, описывающая собственно динамическую систему, и система уравнений формирующего фильтра для случайных возмущений объединяются в общую систему дифференциальных уравнений модели состояния.

Отмеченные особенности навигационных систем предопределили применение следующих трех основных типов систем, включающих оптимальные фильтры [85]. Первый тип – разомкнутая схема включения фильтра (рисунок 3.1).

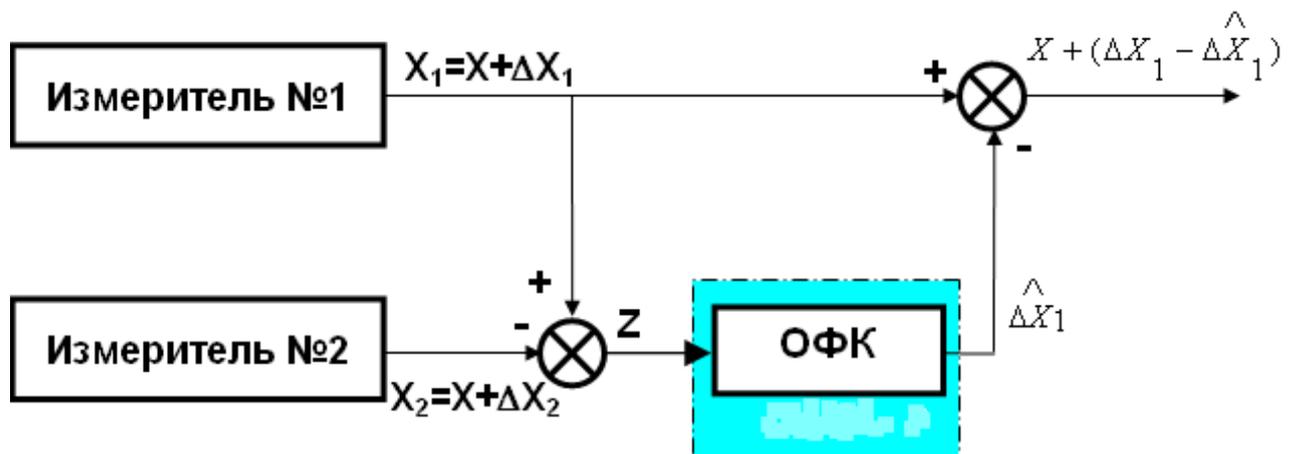


Рисунок 3.1 – Разомкнутая схема включения ОФК

Разомкнутая система основана на коррекции сигнала одного из измерителей, принятого за базовый. Две измерительные системы вырабатывают навигационный параметр X с погрешностями ΔX_1 и ΔX_2 . На ОФК поступает сигнал измерения, сформированный в виде разностного сигнала $Z = \Delta X_1 - \Delta X_2$. Оптимальный фильтр Калмана, сформированный с учетом статистических свойств этих погрешностей и реализованный в бортовом компьютере, вырабатывают оптимальные оценки вектора состояния системы, из элементов которых находятся оптимальные оценки $\hat{\Delta X}_1$ и $\hat{\Delta X}_2$ погрешностей. Считаем

первый измеритель базовым и выделяем на выходе ОФК оптимальную оценку $\Delta \hat{X}_1$. В этом случае, на выходе второго суммирующего устройства выработка параметра X будет осуществляться с погрешностью, равной погрешности оптимальной оценки ($\Delta X_1 - \Delta \hat{X}_1$). При реализации разомкнутой схемы состав и число измерительных систем может быть произвольными. Выбор базового измерителя зависит от специфики рассматриваемой навигационной системы, особенностей работы измерителей в реальных условиях с учетом возможного маневрирования воздушного судна, динамики его движения, действующих возмущений и т.д. Достоинство разомкнутой системы - отсутствие непосредственного воздействия на сами измерители.

Ко второй группе относятся замкнутые схемы (рисунок 3.2), применяемые в случае, когда отдельные измерительные системы при моделировании описываются достаточно подробно и каждый элемент вектора состояния соответствует физически существующей точке структуры измерительной системы.

Измерители №1 и №2, подверженные влиянию случайных возмущений, вырабатывают навигационный параметр X с погрешностями ΔX_1 и ΔX_2 . Эти погрешности характеризуют точность измерителей до замыкания обратных связей. Сигналом измерения является разностный сигнал. Решение уравнений (3.38-3.40) позволяет получить матрицы оптимальных коэффициентов усиления фильтра $K(t)$ и выработать корректирующий сигнал $[-K(t)Z(t)]$ обратных связей.

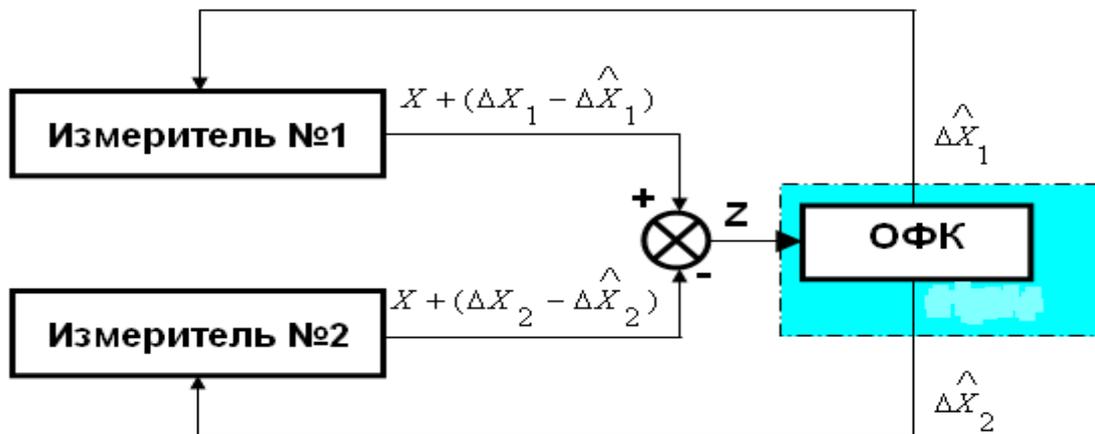


Рисунок 3.2 – Замкнутая схема включения ОФК

После замыкания обратных связей, приложенных к соответствующим точкам структуры отдельных измерителей, система обеспечивает выработку параметра X с погрешностью оптимальной оценки.

Смешанная система отличается от замкнутой тем, что в ней замкнуты не все возможные обратные связи. Применение смешанной системы целесообразно в тех случаях, когда желательна высокая точность, но отсутствует физическая возможность подключения к внутренним элементам некоторых измерителей.

При решении практических задач коррекции навигационных систем находят применение все три схемы реализации систем с оптимальным фильтром Калмана. Однако замкнутые и смешанные структуры обладают рядом преимуществ. При использовании замкнутых схем коррекции погрешности собственно системы автоматически поддерживаются малыми на всем интервале работы автономной навигационной системы. Это позволяет считать автономную навигационную систему при малых погрешностях линейной динамической системой, что облегчает и упрощает их анализ и синтез.

Применение замкнутых и смешанных схем реализации оптимальных корректируемых навигационных систем целесообразно также в силу известных особенностей автономных систем, которые заключаются в непрерывном нарастании погрешностей выработки системой навигационных параметров. При выборе в качестве базового измерителя автономной навигационной системы (курсо-доплеровской системы счисления пути, инерциальной навигационной системы) и при отсутствии сигналов корректора вследствие его отказа или выхода из зоны действия радиотехнической системы навигации, погрешности комплексированной навигационной системы скачкообразно возрастают. По этой же причине разомкнутая схема может применяться для реализации комплексированных навигационных систем с оптимальным фильтром Калмана только при относительно небольшом времени непрерывной работы автономной навигационной системы.

При непрерывной работе обоих измерителей точность оценивания при применении разомкнутой схемы не отличается от точности замкнутой системы.

Поэтому в дальнейшем ограничимся рассмотрением разомкнутой схемы включения ОФК.

3.4 Применение ОФК для комплексирования АНС и VOR/DME

Рассмотрим двухкомпонентную комплексную навигационную систему (НС), в состав которой входят автономная навигационная система (АНС) и позиционная радионавигационная система (РНС), например, VOR/DME [85] (рисунок 3.3).

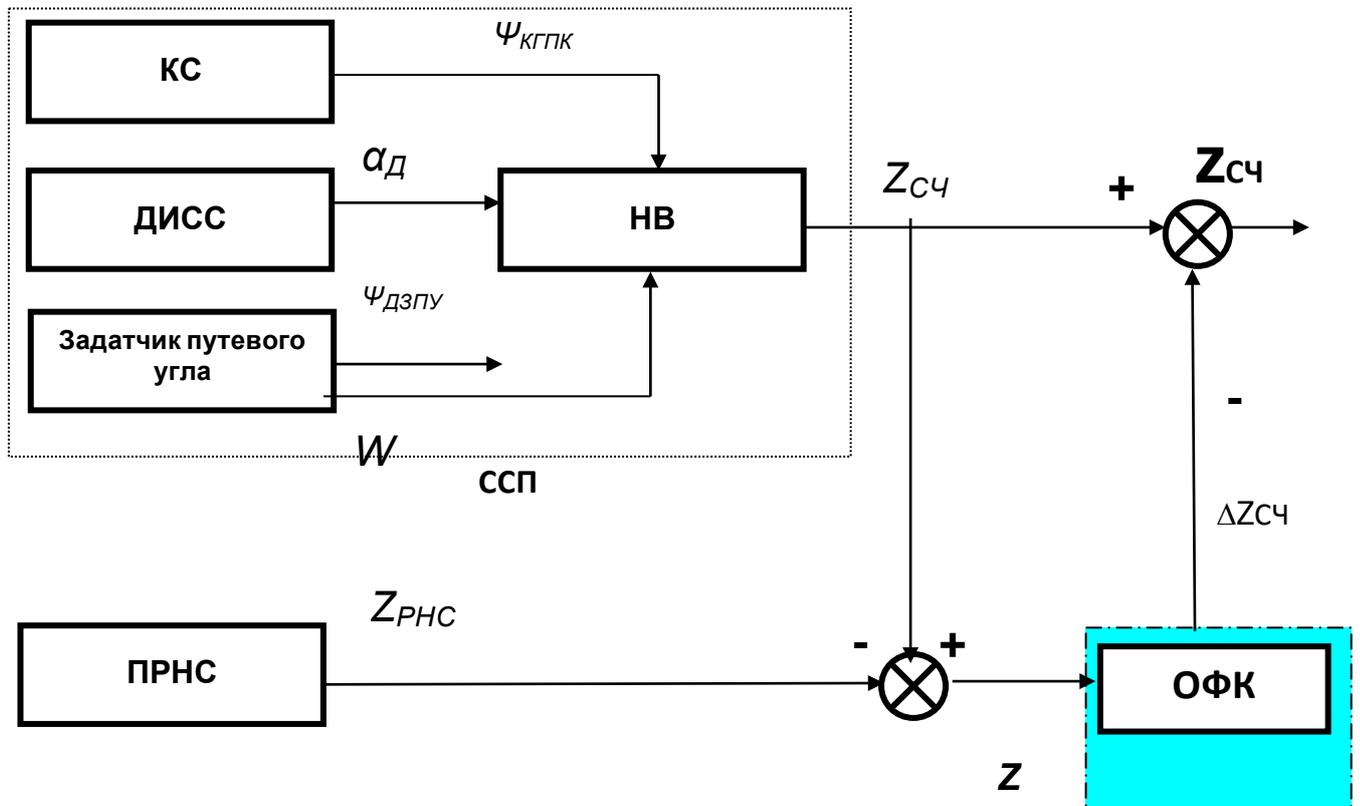


Рисунок 3.3 – ОФК в двухкомпонентной навигационной системе

В качестве АНС могут быть рассмотрены инерциальная навигационная система (ИНС) или курсо-доплеровская система счисления пути (ССП). Характерной чертой обеих АНС является накапливание погрешности определения линейного бокового уклонения с течением времени работы измерителей. Поэтому принципиальной разницы при расчете дисперсий оптимальных оценок

комплексной навигационной системы состоящей из курсо-доплеровской ССП и позиционной РНС или ИНС и позиционной РНС не будет.

Рассмотрим математические модели системы счисления пути [85]:

$$\left. \begin{aligned} Z_{CЧ}(t) &= Z_O(t_0) + Z(t) + \Delta Z_{CЧ}(t); \\ Z &= \int_{t_0}^t W(\Psi_K + \alpha - \Psi_{ЗПУ}) d\tau; \\ \Delta Z_{CЧ} &= \int_{t_0}^t W(\Delta\Psi_K + \Delta\alpha - \delta\Psi_{ЗПУ}) d\tau + \Delta Z_{ИИ} \end{aligned} \right\} (3.15)$$

$$\left. \begin{aligned} \Psi_{КГКП}(t) &= \Psi_K(t) + \Delta\Psi_K(t) = \Psi_K(t) + \Delta\Psi_{ГПК}(t) + \Delta\Psi_{СВ}(t); \\ \Delta\Psi_{ГПК}(t) &= \Delta\Psi_0 + \delta\Psi_C t + \int_{t_0}^t \Delta\Psi_{\phi л}(\tau) d\tau; \\ \Delta\dot{\Psi}_{\phi л}(t) &= -\mu_{\phi л} \Delta\Psi_{\phi л}(t) + \sqrt{2\sigma_{\phi л}^2 \mu_{\phi л}} \omega(t); \\ \Delta\Psi_{СВ}(t) &= \sigma_{СВ} \omega(t), \end{aligned} \right\} (3.16)$$

$$\left. \begin{aligned} \alpha_D(t) &= \alpha(t) + \Delta\alpha(t); \\ \Delta\dot{\alpha}(t) + \mu_D \Delta\alpha(t) &= \sqrt{2\mu_D \sigma_\alpha^2} \omega(t), \end{aligned} \right\} (3.17)$$

$$\Psi_{ДЗПУ} = \Psi_{ЗПУ} + \delta\Psi_{ЗПУ} \quad (3.18)$$

Модель позиционной радионавигационной системы:

$$\left. \begin{aligned} Z_{РНС}(t) &= Z(t) + \delta Z + \Delta Z(t); \\ \Delta\dot{Z}(t) &= -\mu_{РНС} \Delta Z(t) + \sqrt{2\sigma_{\Delta Z}^2 \mu_{РНС}} \omega(t). \end{aligned} \right\} (3.19)$$

В приведенных уравнениях использовались следующие обозначения:

$W, \Psi_K, \alpha, \Psi_{ЗПУ}, Z$ - истинные значения путевой скорости, ортодромического курса, угла сноса, заданного путевого угла и линейного бокового уклонения;

$Z_{CЧ}$ - линейное боковое отклонение, определенное с помощью НВ;

Z_0 - начальное численное значение линейного бокового уклонения;

$\Delta Z_{CЧ}$ - текущая погрешность счисления пути в боковом направлении;

$\Psi_{КГКП}(t), \alpha_D(t), Z_{РНС}$ - измеренные значения ортодромического курса, угла сноса и линейного бокового уклонения;

$\Psi_{ДЗПУ}$ – снимаемое с датчика значение заданного путевого угла;

$\Delta\Psi_K$, $\Delta\alpha$ и $\delta\Psi_{ЗПУ}$ – погрешности измерения ортодромического курса, угла сноса, а также определения и выставки заданного путевого угла;

$\Delta Z_{ИН}$ – инструментальная погрешность НВ;

$\Delta\Psi_0$ – начальная погрешность измерения и выставки курса;

$\delta\Psi_C$ и $\Delta\Psi_{фл}$ – систематическая и флуктуационная составляющие скорости ухода оси гироскопа в азимуте;

$\Delta\Psi_{св}$ – погрешность системы съема и передачи данных о положении оси гироскопа;

$\mu_{фл}$, μ_D , $\mu_{РНС}$ – коэффициенты затухания корреляционных функций;

δZ и ΔZ – систематическая и флуктуационная составляющие погрешности определения координаты Z (ЛБУ) ВС по данным ПРНС;

ω – порождающие белые шумы единичной интенсивности.

Из совокупности приведенных уравнений выделим математические модели погрешностей навигационных систем в виде, соответствующем модели состояния $\dot{X} = FX + GW$. Влияние начальной погрешности Z_0 учитывается при составлении начальной ковариационной матрицы. Погрешностью $\Delta\Psi_{СВ}$ можно пренебречь, так как она мала, и при этом сглаживается при интегрировании. Широкополосную погрешность $\Delta Z_{ИН}$ аппроксимируется белым шумом.

$$\left. \begin{aligned} \Delta \dot{Z}_{СЧ} &= W\Delta\Psi_K + W\Delta\alpha - W\delta\Psi_{ЗПУ}; \\ \Delta \dot{\Psi}_{ГПК} &= \delta\Psi_C + \Delta\Psi_{фл}; \\ \delta \dot{\Psi}_C &= 0; \\ \Delta \dot{\Psi}_{фл} &= -\mu_{фл}\Delta\Psi_{фл} + \sqrt{2\sigma_{фл}^2\mu_{фл}}\omega; \\ \Delta \dot{\alpha} &= -\mu_D\Delta\alpha + \sqrt{2\mu_D\sigma_\alpha^2}\omega; \\ \delta \dot{\Psi}_{ЗПУ} &= 0; \\ \delta \dot{Z}_{РНС} &= 0; \\ \Delta \dot{Z} &= -\mu_{РНС}\Delta Z + \sqrt{2\sigma_{\Delta Z}^2\mu_{РНС}}\omega. \end{aligned} \right\} \quad (3.20)$$

В уравнениях (3.20) аргумент t опущен. Данные уравнения являются исходными для построения модели сообщения и определения матриц F , G , Q , P_0 . В качестве компонент вектора состояния X рекомендуется выбрать следующие параметры:

$$\begin{aligned} X &= \| X_1, X_2, X_3, X_4, X_5, X_6, X_7, X_8 \|^\Gamma = \\ &= \| \Delta Z_{CЧ}, \Delta \Psi_{ГПК}, \delta \Psi_C, \Delta \Psi_{\phi л}, \Delta \alpha, \delta \Psi_{ЗПУ}, \delta Z, \Delta Z \|^\Gamma \end{aligned} \quad (3.21)$$

Матричное уравнение состояния системы сводится к системе из восьми дифференциальных уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \dot{X}_1 &= \frac{\pi}{180} W X_2 + \frac{\pi}{180} W X_5 - \frac{\pi}{180} W X_6; \\ \dot{X}_2 &= X_3 + X_4; \\ \dot{X}_3 &= 0; \\ \dot{X}_4 &= -\mu_{\phi л} X_4 + \sqrt{2\sigma_{\phi л}^2 \mu_{\phi л}} \omega; \\ \dot{X}_5 &= -\mu_{Д} X_5 + \sqrt{2\mu_{Д} \sigma_{\alpha}^2} \omega; \\ \dot{X}_6 &= 0; \\ \dot{X}_7 &= 0; \\ \dot{X}_8 &= -\mu_{PHC} X_8 + \sqrt{2\sigma_{\Delta Z}^2 \mu_{PHC}} \omega. \end{aligned} \right\} \quad (3.22)$$

В итоге получаем:

$$FX = \left\| \begin{array}{c} \frac{\pi}{180} W X_2 + \frac{\pi}{180} W X_5 - \frac{\pi}{180} W X_6 \\ X_3 + X_4 \\ 0 \\ -\mu_{\phi л} X_4 \\ -\mu_{Д} X_5 \\ 0 \\ 0 \\ -\mu_{PHC} X_8 \end{array} \right\| \quad (3.23)$$

Вектор W содержит три белых шума единичной интенсивности:

$$W = \begin{pmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \end{pmatrix} \quad (3.24)$$

$$GW = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ \sqrt{2\sigma_{\phi\lambda}^2 \mu_{\phi\lambda}} \omega \\ \sqrt{2\mu_{\Delta} \sigma_{\alpha}^2} \omega \\ 0 \\ 0 \\ \sqrt{2\sigma_{\Delta Z}^2 \mu_{PHC}} \omega \end{pmatrix} \quad (3.25)$$

Размерности матриц:

- F (8×8);
- G (8×3);
- Q (3×3).

Определим эти матрицы:

$$F = \begin{pmatrix} 0 & \frac{\pi}{180} W & 0 & 0 & \frac{\pi}{180} W & -\frac{\pi}{180} W & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\mu_{\phi\lambda} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\mu_{\Delta} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\mu_{PHC} \end{pmatrix} \quad (3.26)$$

$$G = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ \sqrt{2\sigma_{\phi\lambda}^2 \mu_{\phi\lambda}} & 0 & 0 \\ 0 & \sqrt{2\sigma_{\alpha}^2 \mu_{\Delta}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sqrt{2\sigma_{\Delta Z}^2 \mu_{PHC}} \end{pmatrix} \quad (3.27)$$

$$Q = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \quad (3.28)$$

До начала работы ОФК погрешности ($X_1, X_2, X_3, X_4, X_5, X_6, X_7, X_8$) не зависят друг от друга. В матрице P_0 учтем только следующие диагональные элементы (дисперсии погрешностей $X_1 \dots X_8$):

$\sigma_{Z_0}^2$ – дисперсия начальной погрешности счисления линейного бокового уклонения;

$\sigma_{\Psi_0}^2$ – дисперсия начальной погрешности $\Delta\Psi_0$ измерения курса ВС;

σ_C^2 – дисперсия систематической составляющей скорости ухода гироскопа в азимуте $\delta\Psi_C$;

$\sigma_{\phi_l}^2$ – дисперсия флуктуационной составляющей скорости ухода гироскопа в азимуте $\Delta\Psi_{\phi_l}$;

σ_α^2 – дисперсия погрешности измерения угла сноса;

$\sigma_{ЗПУ}^2$ – дисперсия погрешности определения и выставки ЗПУ;

$\sigma_{\delta Z}^2$ – дисперсия систематической составляющей погрешности определения ЛБУ по данным позиционной РНС;

$\sigma_{\Delta Z}^2$ – дисперсия флуктуационной составляющей погрешности определения ЛБУ по данным позиционной РНС.

$$P_0 = \begin{vmatrix} \sigma_{Z_0}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{\Psi_0}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_C^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{\phi_l}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_\alpha^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{ЗПУ}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\delta Z}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\Delta Z}^2 \end{vmatrix} \quad (3.29)$$

На вход оптимального фильтра Калмана поступает разность погрешностей определения ЛБУ (рисунок 3.3):

$$Z = \Delta Z_{CЧ} - \delta Z - \Delta Z. \quad (3.30)$$

Кроме того, на вход ОФК поступает широкополосная погрешность $\Delta Z_{ИИ}$, которую мы отнесли к шумам измерения:

$$Z = \Delta Z_{CЧ} - \delta Z - \Delta Z + \Delta Z_{ИИ} = \Delta Z_{CЧ} - \delta Z - \Delta Z + \sigma_{ИИ}^2 \omega \quad (3.31)$$

где $\sigma_{ИИ}^2$ - интенсивность инструментальной погрешности $\Delta Z_{ИИ}$.

$$HX = \|\Delta Z_{CЧ} - \delta Z - \Delta Z\| = \|x_1 - x_7 - x_8\| \quad (3.32)$$

$$V = \|\sigma_{ИИ}^2 \omega\| \quad (3.33)$$

Рассмотренные уравнения позволяют определить переходную матрицу наблюдения H и матрицу интенсивности шумов наблюдения R :

$$\left. \begin{aligned} H &= \left\| \begin{matrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & -1 \end{matrix} \right\| \\ R &= \left\| \sigma_{ИИ}^2 \right\| \end{aligned} \right\} \quad (3.34)$$

Матрицы F , G , Q , P_0 , H и R позволяют реализовать оптимальный фильтр Калмана. Оценить эффективность этого ОФК и комплексной навигационной системы в целом можно путем решения матричного уравнения Риккати для следующих начальных условий [4, 5, 10, 11, 23, 30, 33, 34, 60, 61, 80, 84, 85]:

$$\sigma_{Z0} = 1,0 \dots 3,0 \text{ км}, \sigma_{\psi 0} = 0,2 \dots 1,0 \text{ град.}, \sigma_{\dot{\psi}} = 3 \cdot 10^{-5} \dots 7,5 \cdot 10^{-7} \text{ град/с},$$

$$\sigma_{\dot{\psi}} = 10^{-4} \dots 1,9 \cdot 10^{-4} \text{ град/с}, \sigma_a = 0,125 \dots 0,25 \text{ град}, \sigma_{ЗПУ} = 0,07 \dots 0,2 \text{ град},$$

$$\sigma_{ИИ} = 0,01 \dots 0,2 \text{ км}, W = 0,16 \dots 0,26 \text{ км/с},$$

$$\sigma_C = 0,15 \dots 0,3 \text{ град/ч.}, \sigma_{\phi_l} = 0,15 \dots 0,35 \text{ град/ч.},$$

$$\sigma_{ЗПУ} = 0,07 \text{ град.}, \sigma_a = 0,175 \text{ град.}, \mu_D = 0,2 \text{ 1/с}, \mu_{\phi_l} = 0,03 \dots 0,05 \text{ 1/с}.$$

Погрешности позиционной радионавигационной системы характеризуем следующими параметрами:

$$\mu_{PHC} = 0,25 \dots 0,5 \text{ 1/с}, \sigma_{\delta Z} = 0,8 \dots 2,5 \text{ км}, \sigma_{\Delta Z} = 0,2 \dots 1,6 \text{ км}.$$

Результаты расчетов представлены в таблице 3.1 и на рисунке. 3.4 и 3.5.

Оценим повышение точности навигации в случае использования данной комплексной навигационной системы по сравнению с навигационным комплексом, в котором коррекция производится методом замещения.

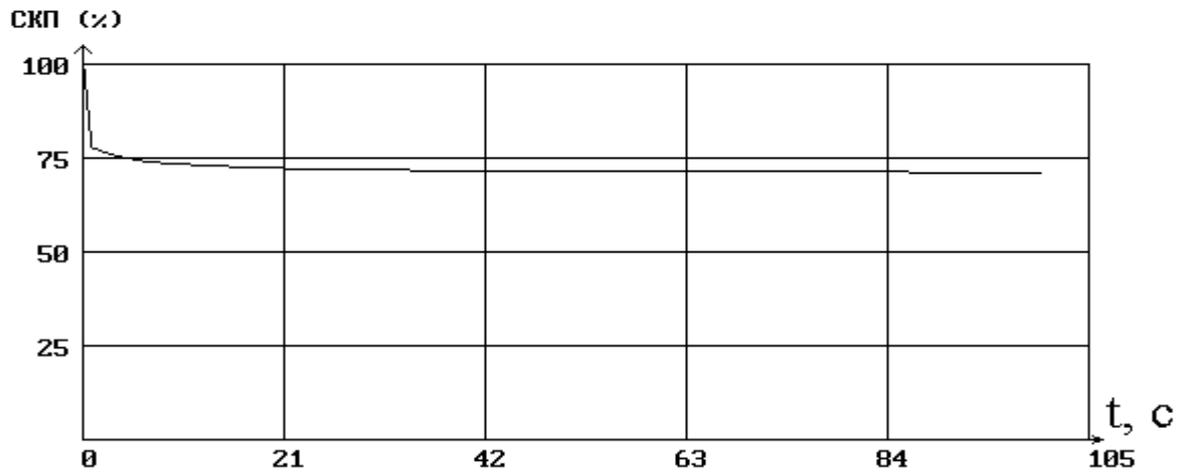


Рисунок 3.4 – СКП оценок систематической составляющей погрешности

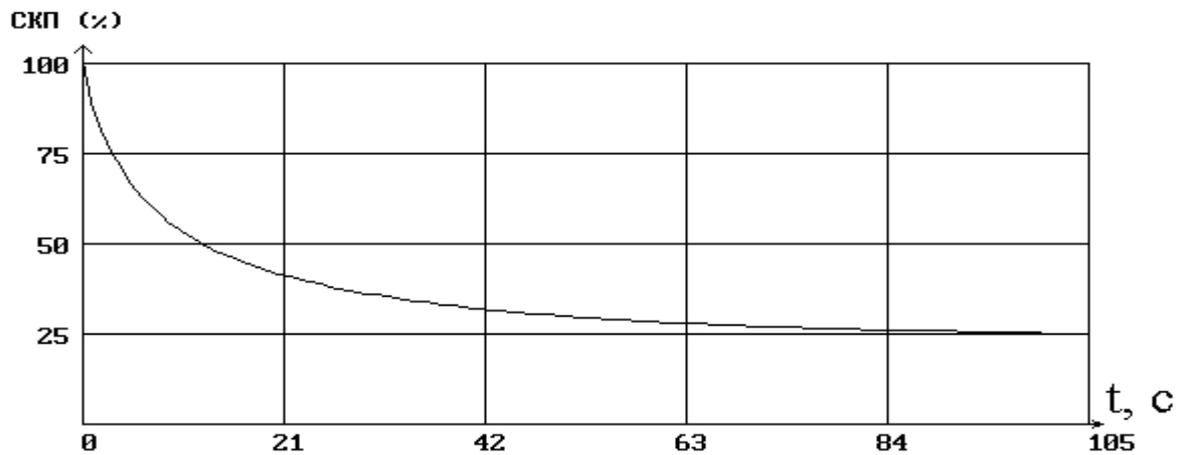


Рисунок 3.5 – СКП оценок флуктуационной составляющей погрешности

Таблица 3.1 – Показатели эффективности ОФК в боковом канале комплексной навигационной системы

СКЗ оценки погрешности	Начальное значение	Установившееся значение	Кoeff-т выигрыша	Время оценки
$\sigma_{\Delta Z}$	2,5 км	1,95 км	1,27	1 с
$\sigma_{\Delta Z}$	1,6 км	0,507 км	3,15	85 с

При коррекции замещением точность определения линейного бокового уклонения определяется систематической и флуктуационной погрешностями радионавигационной системы (второго измерителя).

$$\sigma_{ZHC} = \sigma_{ZKOP} = \sqrt{\sigma_{\delta Z}^2 + \sigma_{\Delta Z}^2} = 2,142 \text{ км.} \quad (3.35)$$

Тогда общий коэффициент выигрыша в точности равен $K_{B\Sigma} = 1,415 \dots 1,75$. Следовательно, точность комплексированной навигационной системы в полтора – два раза больше, чем точность систем навигации, в которых не применяется оптимальная фильтрация Калмана.

Аналогично находятся погрешности продольного канала. Результаты расчетов представлены в табл. 3.2.

Таблица 3.2 – Показатели эффективности ОФК в продольном канале комплексной навигационной системы

СКЗ оценки погрешности	Начальное значение	Установившееся значение	Коэфф-т выигрыша	Время оценки
$\sigma_{\delta X}$	2,0 км	1,42 км	1,41	7 с
$\sigma_{\Delta X}$	1,5 км	0,625 км	2,40	60 с

При коррекции замещением точность определения пройденного пути определяется систематической и флуктуационной погрешностями радионавигационной системы:

$$\sigma_{XHC} = \sigma_{XKOP} = \sqrt{\sigma_{\delta X}^2 + \sigma_{\Delta X}^2} = 1,55 \text{ км.} \quad (3.36)$$

Тогда общий коэффициент выигрыша в точности равен $K_{B\Sigma} = 1,5 \dots 1,76$. Следовательно, точность комплексированной навигационной системы в полтора – два раза больше, чем точность навигационных комплексов, в которых коррекция производится методом замещения. Суммарная погрешность при коррекции замещением равна 3,8 км, в то время как погрешность комплексной навигационной системы в горизонтальной плоскости равна:

$$\sigma_{KHC} = \sqrt{\sigma_Z^2 + \sigma_X^2} = 2,642 \text{ км.} \quad (3.37)$$

3.5 Применение ОФК для комплексирования данных АНС и ОРЛ

Рассмотрим двухкомпонентную комплексную НС, в состав которой входят система счисления пути и ОРЛ. Схема построения такой системы аналогична рассмотренной в параграфе 3.4 (рисунок 3.3).

Для оценки степени эффективности данной системы воспользуемся аналогичными матрицами: F , G , Q , P_0 , H и R . Начальные условия для рассматриваемой навигационной системы остаются такими же, как и в предыдущем случае:

$$\sigma_{Z0} = 1,5 \text{ км}, \sigma_{ИИ} = 0,01 \text{ км}, W = 0,1 \text{ км/с}, \sigma_{\psi_0} = 0,25 \text{ град.}, \sigma_C = 0,15 \text{ град/ч.}, \\ \sigma_{\phi_l} = 0,15 \text{ град/ч.}, \sigma_{ЗИУ} = 0,07 \text{ град.}, \sigma_\alpha = 0,1 \text{ град.}, \mu_D = 0,2 \text{ 1/с}, \mu_{\phi_l} = 0,03 \text{ 1/с.}$$

Погрешности примем для ОРЛ следующими:

$$\mu_{PHC} = 0,1 \text{ 1/с}, \sigma_{\delta Z} = 0,15 \text{ км}, \sigma_{\Delta Z} = 1,0 \text{ км.}$$

Результаты проведенных расчетов представлены в табл. 3.3 и 3.4.

Таблица 3.3 –Показатели эффективности ОФК в боковом канале комплексной навигационной системы

СКЗ оценки погрешности	Начальное значение	Установившееся значение	Коэфф-т выигрыша	Время оценки
$\sigma_{\delta Z}$	0,5 км	0,245 км	3,33	3 с
$\sigma_{\Delta Z}$	1,0 км	0,706 км	1,42	83 с

Таблица 3.4 –Показатели эффективности ОФК в продольном канале КНС

СКЗ оценки погрешности	Начальное значение	Установившееся значение	Коэфф-т выигрыша	Время оценки
$\sigma_{\delta X}$	0,5 км	0,36 км	1,47	8 с
$\sigma_{\Delta X}$	1,5 км	0,924 км	1,62	86 с

Максимальная погрешность комплексной навигационной системы в горизонтальной плоскости равна

$$\sigma_{KHC} = \sqrt{\sigma_Z^2 + \sigma_X^2} = 1,2 \text{ км.} \quad (3.38)$$

3.6 Применение ОФК для комплексирования данных АНС, VOR/DME и ОРЛ

Рассмотрим синтез трехкомпонентной комплексной системы, включающей автономную навигационную систему (курсо-доплеровскую) и корректоры, в качестве которых выбраны VOR/DME и ОРЛ.

Структурная схема трехкомпонентной комплексной системы для варианта применения АЗН представлена на рисунке. 3.6.

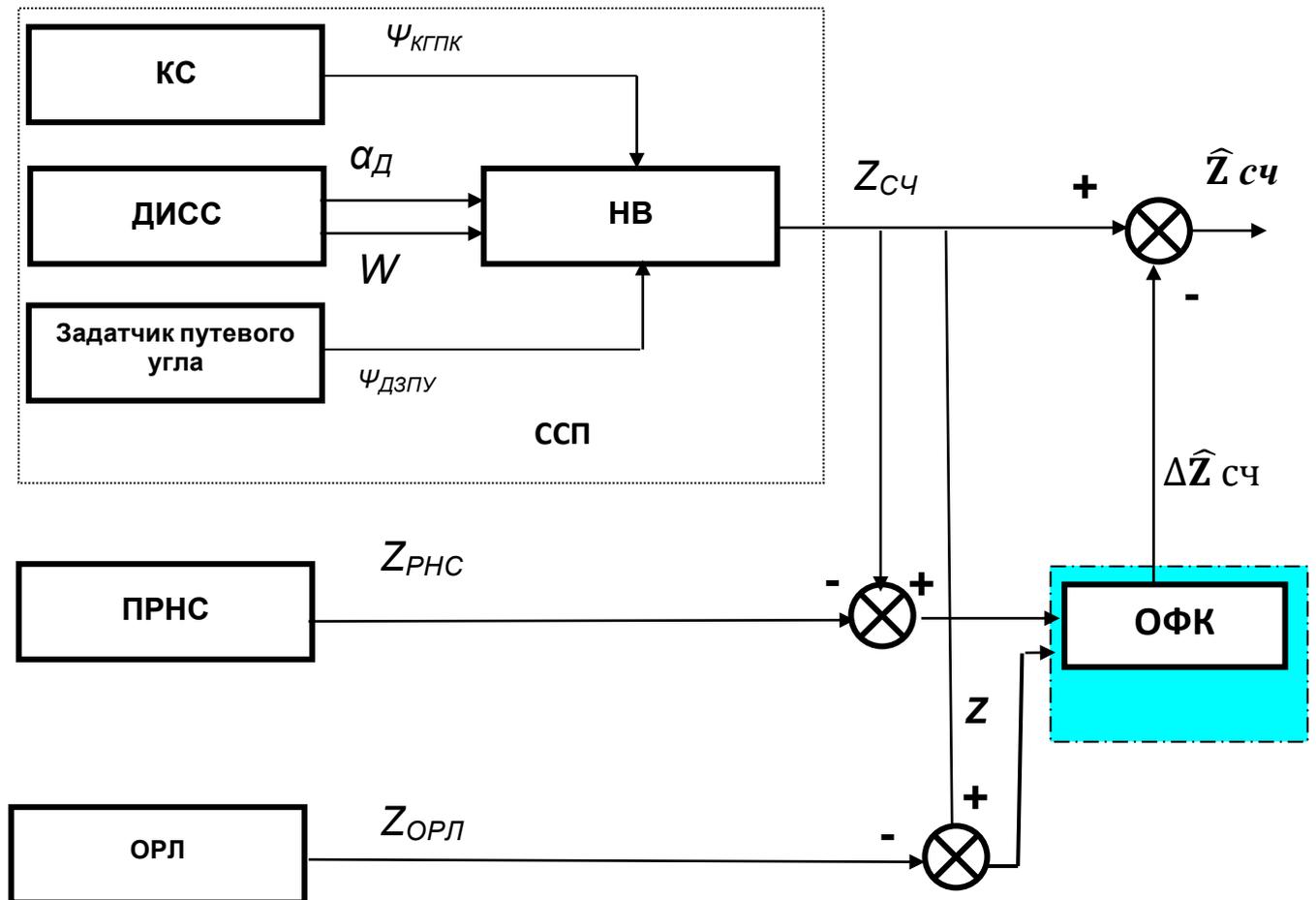


Рисунок 3.6 - ФК в трехкомпонентной системе

Определим параметры математической модели системы - уравнения состояния и наблюдения.

$$\dot{X}(t) = F(t)X(t) + G(t)W(t). \quad (3.39)$$

$$Z(t) = H(t)X(t) + V(t), \quad (3.40)$$

Объединив модели отдельных датчиков информации, запишем модель состояния комплексной трехкомпонентной системы в развернутом виде:

$$\left. \begin{aligned}
 \dot{\Delta Z}_{CЧ} &= W \Delta \Psi_K + W \Delta \alpha - W \delta \Psi_{ЗПУ}; \\
 \dot{\Delta \Psi}_{ГПК} &= \delta \Psi_C + \Delta \Psi_{\phi л}; \\
 \dot{\delta \Psi}_C &= 0; \\
 \dot{\Delta \Psi}_{\phi л} &= -\mu_{\phi л} \Delta \Psi_{\phi л} + \sqrt{2\sigma_{\phi л}^2} \mu_{\phi л} \omega; \\
 \dot{\Delta \alpha} &= -\mu_D \Delta \alpha + \sqrt{2\mu_D \sigma_{\alpha}^2} \omega; \\
 \dot{\delta \Psi}_{ЗПУ} &= 0; \\
 \dot{\delta Z}_{РНС} &= 0; \\
 \dot{\Delta Z} &= -\mu_{РНС} \Delta Z + \sqrt{2\sigma_{\Delta Z}^2} \mu_{РНС} \omega; \\
 \dot{\delta Z}_{ОРЛ} &= 0; \\
 \dot{\Delta Z}_{ОРЛ} &= -\mu_{ОРЛ} \Delta Z_{ОРЛ} + \sqrt{2\sigma_{\Delta Z_{ОРЛ}}^2} \mu_{ОРЛ} \omega.
 \end{aligned} \right\} (3.41)$$

В приведенных выше уравнениях приняты следующие обозначения:

- W - путевая скорость;
- $\Delta Z_{CЧ}$ - текущая погрешность счисления пути в боковом направлении;
- $\Delta \Psi_K$, $\Delta \alpha$ и $\delta \Psi_{ЗПУ}$ – погрешности измерения ортодромического курса, угла сноса, а также определения и выставки заданного путевого угла;
- $\delta \Psi_C$ и $\Delta \Psi_{\phi л}$ - систематическая и флуктуационная составляющие скорости ухода оси гироскопа в азимуте;
- $\mu_{\phi л}$, μ_D , $\mu_{РНС}$, $\mu_{ОРЛ}$ - коэффициенты затухания корреляционных функций;
- δZ , $\delta Z_{ОРЛ}$, и ΔZ , $\Delta Z_{ОРЛ}$ - систематические и флуктуационная составляющие погрешностей определения координаты Z (ЛБУ) ВС по данным РНС и ОРЛ;
- $\sigma_{\phi л}^2$, σ_{α}^2 , $\sigma_{\Delta Z}^2$, $\sigma_{\Delta Z_{ОРЛ}}^2$ – дисперсии соответствующих погрешностей;
- ω - порождающие белые шумы единичной интенсивности.

Запишем векторно-матричные дифференциальные уравнения в форме, предложенной Р.Калманом.

$$\begin{aligned}
 \mathbf{X} = \begin{pmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \\ x_7 \\ x_8 \\ x_9 \\ x_{10} \end{pmatrix} &= \begin{pmatrix} \Delta Z_{CЧ} \\ \Delta \Psi_{ГПК} \\ \delta \Psi_C \\ \Delta \Psi_{\phi Л} \\ \Delta \alpha \\ \delta \Psi_{ЗПУ} \\ \delta Z \\ \Delta Z \\ \delta Z_{ОРЛ} \\ \Delta Z_{ОРЛ} \end{pmatrix} \\
 \dot{\mathbf{X}} &= \begin{pmatrix} \frac{\pi}{180} X_2 + \frac{\pi}{180} X_5 - \frac{\pi}{180} X_6 \\ X_3 + X_4 \\ 0 \\ -\mu_{\phi Л} X_4 + \sqrt{2\sigma_{\phi Л}^2} \mu_{\phi Л} \omega \\ -\mu_{Д} X_5 + \sqrt{2\sigma_{\alpha}^2} \mu_{Д} \omega \\ 0 \\ 0 \\ -\mu_{PHC} X_8 + \sqrt{2\sigma_{\Delta Z}^2} \mu_{PHC} \omega \\ 0 \\ -\mu_{ОРЛ} X_{10} + \sqrt{2\sigma_{ОРЛ}^2} \mu_{ОРЛ} \omega \end{pmatrix}
 \end{aligned} \tag{3.42}$$

Определим матрицы F, G, H, Q и R

$$F = \begin{pmatrix} 0 & \frac{\pi}{180} W & 0 & 0 & \frac{\pi}{180} W & -\frac{\pi}{180} W & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\mu_{\phi Л} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -\mu_{Д} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\mu_{PHC} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\mu_{ОРЛ} \end{pmatrix} \tag{3.43}$$

$$G = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \sqrt{2\sigma_{\phi Л}^2} \mu_{\phi Л} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sqrt{2\sigma_{\alpha}^2} \mu_{Д} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sqrt{2\sigma_{\Delta Z}^2} \mu_{PHC} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sqrt{2\sigma_{\Delta ZОРЛ}^2} \mu_{ОРЛ} \end{pmatrix} \tag{3.44}$$

$$Q = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (3.45)$$

Считаем, что до начала работы фильтра Калмана все погрешности ($X_1, X_2, X_3, X_4, X_5, X_6, X_7, X_8, X_9, X_{10}$) не зависели друг от друга. Поэтому в матрице P_0 учтем только следующие диагональные элементы (дисперсии погрешностей $X_1 \dots X_{10}$):

$\sigma_{Z_0}^2$ – дисперсия начальной погрешности счисления линейного бокового уклонения;

$\sigma_{\Psi_0}^2$ – дисперсия начальной погрешности $\Delta\Psi_0$ измерения курса ВС;

σ_C^2 – дисперсия систематической составляющей скорости ухода гироскопа в азимуте $\delta\Psi_C$;

$\sigma_{\phi_l}^2$ – дисперсия флуктуационной составляющей скорости ухода гироскопа в азимуте $\Delta\Psi_{\phi_l}$;

σ_α^2 – дисперсия погрешности измерения угла сноса;

$\sigma_{ЗПУ}^2$ – дисперсия погрешности определения и выставки ЗПУ;

$\sigma_{\delta Z}^2$ – дисперсия систематической составляющей погрешности определения ЛБУ по данным позиционной РНС;

$\sigma_{\Delta Z}^2$ – дисперсия флуктуационной составляющей погрешности определения ЛБУ по данным позиционной РНС.

$\sigma_{\delta Z_{ОРЛ}}^2$ – дисперсия систематической составляющей погрешности определения ЛБУ по данным ОРЛ;

$\sigma_{\Delta Z_{ОРЛ}}^2$ – дисперсия флуктуационной составляющей погрешности определения ЛБУ по данным ОРЛ.

$$P_0 = \begin{pmatrix} \sigma_{Z_0}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{\Psi_0}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_C^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{\Phi_L}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_\alpha^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{3ПУ}^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\delta Z}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\Delta Z}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\delta Z_{ОРЛ}}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_{\Delta Z_{ОРЛ}}^2 \end{pmatrix} \quad (3.46)$$

На вход оптимального фильтра Калмана поступает разность погрешностей определения ЛБУ (см. рисунок 3.6).

$$Z_1 = \Delta Z_{CЧ} - \delta Z - \Delta Z \quad (3.47)$$

$$Z_2 = \Delta Z_{CЧ} - \delta Z_{ОРЛ} - \Delta Z_{ОРЛ} \quad (3.48)$$

Кроме того, на вход ОФК поступает широкополосная погрешность $\Delta Z_{ИН}$, которую мы отнесли к шумам измерения. Поэтому

$$Z_1 = \Delta Z_{CЧ} - \delta Z - \Delta Z + \Delta Z_{ИН1} = \Delta Z_{CЧ} - \delta Z - \Delta Z + \sigma_{ИН1}^2 \omega, \quad (3.49)$$

$$\begin{aligned} Z_2 &= \Delta Z_{CЧ} - \delta Z_{ОРЛ} - \Delta Z_{ОРЛ} + \Delta Z_{ИН2} = \\ &= \Delta Z_{CЧ} - \delta Z_{ОРЛ} - \Delta Z_{ОРЛ} + \sigma_{ИН2}^2 \omega \end{aligned}, \quad (3.50)$$

где $\sigma_{ИНi}^2$ - интенсивность инструментальной погрешности $\Delta Z_{ИНi}$.

Сравним приведенные выше уравнения с моделью наблюдения $Z=HX+V$. Получим

$$HX = \begin{pmatrix} \Delta Z_{CЧ} - \delta Z - \Delta Z \\ \Delta Z_{CЧ} - \delta Z_{ОРЛ} - \Delta Z_{ОРЛ} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_1 - x_7 - x_8 \\ x_1 - x_9 - x_{10} \end{pmatrix} \quad (3.51)$$

$$\text{и} \quad V = \begin{pmatrix} \sigma_{ИН1}^2 \omega \\ \sigma_{ИН2}^2 \omega \end{pmatrix} \quad (3.52)$$

Эти системы уравнений позволяют определить переходную матрицу наблюдения H и матрицу интенсивности шумов наблюдения R .

$$\left. \begin{aligned}
 H &= \left\| \begin{array}{ccccccccc}
 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & -1 & 0 & 0 \\
 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -1 & -1
 \end{array} \right\| \\
 R &= \left\| \begin{array}{cc}
 \sigma_{ИИ1}^2 & 0 \\
 0 & \sigma_{ИИ2}^2
 \end{array} \right\|
 \end{aligned} \right\} \quad (3.53)$$

Оценить эффективность этого ОФК и КНС в целом можно путем решения нелинейного матричного дифференциального уравнения типа Риккати для ковариационной матрицы погрешностей оптимальных оценок:

$$\dot{P}(t) = F(t)P(t) + P(t)F^T(t) + G(t)Q(t)G^T(t) - P(t)H^T(t)R^{-1}(t)H(t)P(t). \quad (3.54)$$

Программа для расчета ковариационной матрицы погрешностей оптимальных оценок, написанная на языке FORTRAN-77 и пример распечатки результатов расчета приведены в Приложениях Ж и З.

Матрицы F , G , Q , P_0 , H и R позволяют реализовать оптимальный фильтр Калмана. Оценить эффективность этого ОФК и комплексной системы наблюдения (навигации) в целом можно путем решения матричного уравнения Риккати. Начальные условия для автономной бортовой системы навигации, а также для системы ближней навигации и данных, полученных от ОРЛ, были рассмотрены в предыдущих параграфах.

Результаты проведенных расчетов представлены в таблицах 3.5 и 3.6.

Таблица 3.5 – Показатели эффективности ОФК в боковом канале трехкомпонентной комплексной системы

СКЗ оценки погрешности	Начальное значение	Установившееся значение	Коэфф-т выигрыша	Время оценки
$\sigma_{\Delta Z}^{\wedge}$	0,5 км	0,132 км	3,78	4 с
$\sigma_{\Delta Z}^{\wedge}$	1,0 км	0,254 км	3,94	75 с

Таблица 3.6 – Показатели эффективности ОФК в продольном канале трехкомпонентной комплексной системы

СКЗ оценки погрешности	Начальное значение	Установившееся значение	Коэфф-т выигрыша	Время оценки
$\sigma_{\Delta X}^{\wedge}$	0,8 км	0,424 км	1,89	6 с
$\sigma_{\Delta X}^{\wedge}$	1,0 км	0,625 км	1,61	74 с

Максимальная погрешность комплексной навигационной системы в горизонтальной плоскости:

$$\sigma_{КНС} = \sqrt{\sigma_Z^2 + \sigma_X^2} = 0,807 \text{ км.} \quad (3.55)$$

3.7. Определение размеров зоны коррекции навигационных систем при комплексировании данных о местоположении ВС

Рассмотренные в предыдущих параграфах методы оптимальной фильтрации позволяют значительно увеличить точность определения координат ВС. Рассмотрим, рассмотренные случаи и определим размеры зон коррекции для требований различных навигационных спецификаций. На рисунке. 3.7 представлены результаты анализа.

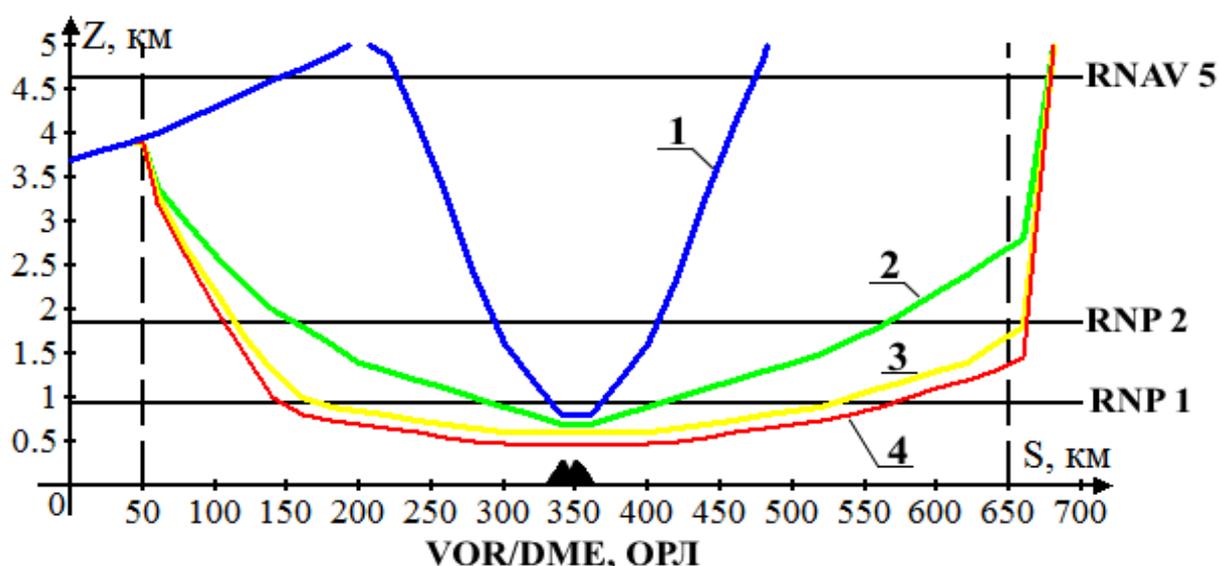


Рисунок 3.7 – СКП определения местоположения ВС для случаев:

- 1) коррекции АНС по VOR/DME методом замещения;
- 2) комплексирования АНС и VOR/DME;
- 3) комплексирования АНС и ОПЛ;
- 4) комплексирования АНС, VOR/DME и ОПЛ

Проведенный анализ показал, что применение ОФК позволяет значительно увеличить размер зоны коррекции. Сравнение размеров зоны коррекции для различных случаев представлено в таблице 3.7.

Таблица 3.7 – Размеры зоны коррекции для различных случаев

Радиус зоны коррекции для спецификаций, км	RNAV 5	RNAV 2, RNP 2	RNAV 1, RNP 1
Коррекция ИНС по VOR/DME	112.4	44.6	22.3
Комплексирование ИНС и VOR/DME	300	184	52
Комплексирование ИНС и ОРЛ	300	216	178
Комплексирование ИНС, VOR/DME и ОРЛ	300	221	204

Ключевой особенностью проведенного исследования является то, что одна из реализаций комплексной навигационной системы использует в качестве корректора автономной навигационной системы данные, полученные от ОРЛ. Это актуально для регионов, не имеющих развитой сети систем ближней навигации, что характерно для северных районов России.

3.8 Выводы

Обеспечение требуемых навигационных характеристик при нарушениях в работе спутниковой системы навигации путем внедрения в регионе дополнительных систем ближней навигации является нецелесообразным, так как требует значительных материальных средств на установку достаточного количества систем VOR/DME. Согласно рекомендациям ИКАО [13] существующие требования по точности на воздушных трассах ближайšie 3-5 лет будут ужесточены путем перехода от RNAV 5 к RNP 2. Данная спецификация требует коррекции автономных ИНС по данным системы DME/DME, что потребует внедрения дополнительных маяков и удорожания всей навигационной инфраструктуры страны.

В сложившейся ситуации необходимо предпринять меры по повышению точности определения местоположения ВС. Сделать это можно путем комплексирования различных навигационных датчиков.

В главе были рассмотрены принципы построения фильтра Калмана, рассмотрены две схемы включения ОФК в навигационную систему: разомкнутая и замкнутая. Замкнутая система обладает большей точностью, однако сложна в реализации. Разомкнутая схема включения ОФК предполагает более простой математический аппарат (а, следовательно, и более простую реализацию в бортовом вычислительном комплексе). Недостаток разомкнутой схемы состоит в резком нарастании погрешности определения местоположения ВС при выходе из зоны действия позиционной радионавигационной системы, однако при обеспечении полного перекрытия региона радионавигационным полем данная проблема нивелируется.

Разработанная двухкомпонентная комплексная навигационная система, состоящая из системы счисления пути (ССП) и VOR/DME показала существенный прирост в точности определения местоположения ВС. По сравнению с методом коррекции замещением, зона коррекции увеличилась в 1,33 – 3,12 раз.

В работе впервые было исследована возможность комплексной обработки данных наземных датчиков информации о месте ВС (ОРЛ) и бортовых (ССП, VOR/DME) в случае применения автоматического зависимого наблюдения (АЗН).

Рассмотрена двухкомпонентная комплексная навигационная система, состоящая из ССП и ОРЛ. В связи с тем, что современные радиолокаторы обладают большой точностью в канале измерения азимута (СКП составляет $0,1^\circ$), удалось добиться значительного прироста в точности определения местоположения ВС. По сравнению с методом коррекции замещением (для системы VOR/DME), зона коррекции увеличилась в 1,7 – 6,9 раз.

Также в процессе исследований была разработана и проанализирована трехкомпонентная комплексная навигационная система, состоящая из автономной НС, VOR/DME и ОРЛ. В этом случае зона коррекции увеличилась в 1,7 – 8,2 раз.

Проведенное исследование показало, что применение фильтрации Калмана позволяет добиться увеличения зоны коррекции без внедрения дополнительных наземных и бортовых РНС.

Глава 4. Применение рассмотренных методов обеспечения навигационных требований при нарушениях в работе спутниковых систем навигации

4.1. Перспективы использования воздушного пространства Республики Ирак в интересах гражданской авиации

В настоящее время в Республике Ирак функционирует две авиакомпании: Iraqi Airways и Al-Naser Airlines, которые выполняют внутренние рейсы, а также рейсы в страны ближнего зарубежья (Кувейт, Иордания, Иран и др.) и страны Европы. Численность и состав флота данных авиакомпаний представлен в таблице 4.1 [62, 63].

Таблица 4.1 – Флот авиакомпаний Iraqi Airways и Al-Naser Airlines

Авиа-компания	Флот	Авиа-компания	Флот
Iraqi Airways	A320-100/-200 – 3 A321-100/-200 – 2 A330-200 – 1 B737-700 – 2 B737-800 – 11 B747-400 – 2 B767-300 – 1 B777-200(LR) – 1 CRJ-900 – 6 Всего – 29	Al-Naser Airlines	B737-200 – 1 B737-400 – 1 Всего – 2

Также через территорию страны проходят маршруты ВС таких авиакомпаний, как Middle East Airlines (Ливан), Air Arabia Jordan и Royal Jordanian (Иордания), Onur Air и Turkish Cargo (Турция), Mahan Air (Иран) и др. Данные авиакомпании эксплуатируют следующие типы ВС [64-69]: A310-300, A310-304F (cargo), A-318-100, A319-100, A320-200, A321-200, A330-200, A330-200F (cargo), A300-600, A300-B2, A310-300, A340-300, A340-600, B747-300, B787-8, EMB175, EMB-195, ARJ-85, ARJ-100, BAe 146-300.

В настоящее время ряд авиакомпаний (Qatar Airways, FlyDubai, Emirates, Etihad Airways, Lufthansa и др.) выполняют рейсы в обход воздушного пространства Республики Ирак. Это вызвано в большей части политическими мотивами и несет убытки авиакомпаниями и неудобство пассажирам.

Рассмотрим, для примера, маршрут Афины – Доха. В настоящее время полет осуществляется через воздушное пространство Греции, Турции, Ирана и Катара (воздушные трассы UL995, UR20, UR32, UL614, UL124, UL223, R659). Анализ аэронавигационных карт показал, что протяженность маршрута составляет 1716 морских миль или 3175 км. В то же время, прокладка маршрута по трассам, проходящим через воздушное пространство Республики Ирак и Сирии (воздушные трассы UL995, UM601, R655, G202, M203, UL602, G462, R659) позволит уменьшить длину маршрута до 1642 морских миль или 3037 км. При средней скорости самолета 850 км/ч, полетное время сокращается на 10 минут.

На рисунке 4.1 показаны спрямленные маршруты от различных городов Европы до крупного хаба, расположенного в аэропорту города Абу-Даби [70, 71].

Похожая картина будет и для других хабов региона: Дубай, Доха и др. Видно, что оптимальная траектория проходит через воздушное пространство Республики Ирак и, таким образом, при внедрении спрямленных трасс, аэронавигационная служба страны должна обеспечить требуемый уровень безопасности полетов.

4.2 Воздушные трассы Республики Ирак

Все воздушные трассы Республики Ирак – маршруты зональной навигации, соответствующие спецификации RNAV5 [15]. Координаты маршрутных точек трасс, а также общая протяженность и протяженность отдельных участков представлены в таблице 4.2. Подробное описание воздушных трасс приводится в Приложении А.

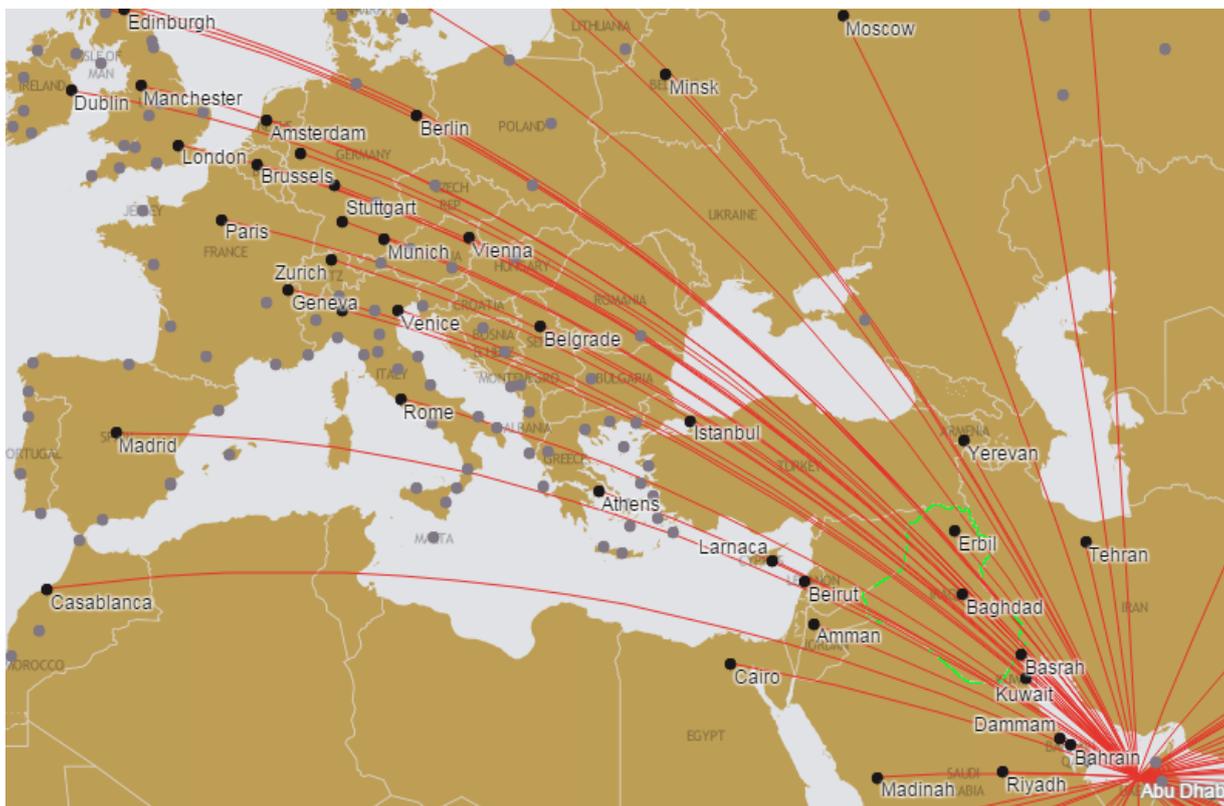


Рисунок 4.1 – Спряmlенные маршруты между городами Европы и Абу-Даби

Воздушное пространство Республики Ирак имеет два класса: класс А и класс Е. В воздушном пространстве класса А разрешено применять только правила полета по приборам (ППП или IFR), полеты проходят под непосредственным контролем службы УВД, внедрена система эшелонов. Воздушное пространство класса А (Class А) используется на эшелонах FL235 – FL460 (соответствует высотам 7050–13800 м при давлении QNH 1013 ГПа) [15].

В воздушном пространстве класса Е (Class Е) разрешены как полеты по приборам, так и правила визуальных полетов (ПВП или VFR), полеты проходят под непосредственным контролем службы УВД, внедрена система эшелонов (с некоторыми исключениями). Воздушное пространство класса Е используется на эшелонах FL160 – FL235 (соответствует высотам 4800–7050 м при давлении QNH 1013 ГПа) [15].

Таким образом, для оценки эффективности РТС навигации с точки зрения обеспечения безопасности полетов, будем оценивать ЗД и зоны коррекции для трех эшелонов: 4800м, 7000м и 13800м.

Полное покрытие воздушных трасс на эшелоне 4800 м является необходимым условием обеспечения безопасности полетов для воздушного пространства класса E.

Таблица 4.2 – Воздушные трассы Республики Ирак

Трасса	Протяженность, м.м. / км	Ограничение верхнего и нижнего ВП
M434	119.8 / 221.6	FL 460–FL 235, Class A
R652	339.3 / 627.7	FL 460–FL 235, Class A
UL602	443.0 / 819.5	FL 460–FL 235, Class A
UM688	528.6 / 977.8	FL 460–FL 235, Class A
UP975	527.8 / 976.5	FL 460–FL 235, Class A
B411	251.9 / 465.9	FL 460–FL 235, Class A FL 235–FL 160, Class E
G202	347.4 / 642.6	FL 460–FL 235, Class A FL 235–FL 160, Class E
L200	229.6 / 424.8	FL 460–FL 235, Class A FL 235–FL 160, Class E
M203	244.7 / 452.8	FL 460–FL 235, Class A FL 235–FL 160, Class E
UM860	356.0 / 658.6	FL 460–FL 235, Class A FL 235–FL 160, Class E
P975	239.1 / 442.4	FL 235–FL 160, Class E
L602	218.4 / 404.1	FL 235–FL 160, Class E

Покрытие воздушных трасс на эшелоне 7000 м является минимально допустимым для воздушного пространства класса E и приемлемым для класса A. И, наконец, покрытие воздушных трасс на эшелоне 13800м является минимально допустимым для воздушного пространства класса A.

Типы ВС, имеющиеся в авиакомпаниях Ирака, а также совершающие транзитные полеты в воздушном пространстве страны были перечислены в параграфе 4.1. В основном это реактивные средне- и дальнемагистральные ВС компаний Boeing (B737, B747, B787 и др.) и Airbus (A319, A320, A330, A340 и др.), а также незначительное количество ВС других производителей (British Aerospace, Embraer, Bombardier). В штатный состав бортовых радионавигационных средств ВС данных типов входит аппаратура VOR и DME, поэтому в случае невозможности использовать спутниковую навигацию, экипаж

сможет перейти на использование наземных навигационных маяков [36, 37, 38]. Главный вопрос в таком случае заключается в обеспечении наземными маяками требуемой точности навигации, а также в обеспечении достаточного количества систем VOR/DME для создания безразрывного радионавигационного поля на всей территории страны. Кроме того, в состав бортовой аппаратуры данных ВС входит бортовой компьютер и системы цифровой радиосвязи, что будет учтено для последующего анализа [36, 37, 38].

Вполне обосновано предположить, что с восстановлением экономики страны все большую популярность станут приобретать региональные перелеты с использованием широко применяемого самолета компании ATR (Avions de Transport Régional) ATR-72. В состав штатного бортового оборудования, данного ВС, в отличие от Ан-24, входит аппаратура ближней навигации VOR и DME [72], поэтому развернутая сеть систем VOR/DME сможет обеспечить требуемую точность и безопасность полетов.

Рассмотрим, какими навигационными средствами может воспользоваться экипаж ВС при нахождении в воздушном пространстве Республики Ирак.

4.3 Трассовые радионавигационные средства

В сборнике радионавигационной информации отмечено, что наземная инфраструктура Республики Ирак недостаточна для выполнения полетов по RNAV 5. Если бортовое оборудование ВС корректируется только по наземным маякам, то необходим анализ точности самолетовождения на маршруте [15].

Рассмотрим, какими наземными РТС навигации может воспользоваться экипаж для определения своего местоположения. В Республике Ирак для нужд навигации на трассах используется азимутальный маяк DVOR, расположенная на аэродроме Baghdad, и азимутально-дальномерная система VOR/DME, расположенная на аэродроме Basrah (перечислены в таблице 4.3). Аэродромы страны оборудованы навигационными маяками фирмы Selex [73].

Таблица 4.3–РТС навигации Республики Ирак

Место установки	Тип РТС	Координаты
Baghdad	DVOR	33.17.31N 44.13.31E
Basrah	VOR/DME	30.31.32N 47.41.12E

Полет по концепции зональной навигации возможен с применением системы VOR/DME. Использование DVOR как единичного навигационного средства в этом случае невозможно, а потому Багдадский маяк DVOR не будет использоваться в дальнейшем анализе.

Для навигации на трассах вблизи границ возможно использование VOR/DME, расположенных на территории Турции, Ирана, Кувейта, Саудовской Аравии, Сирии. Списки маяков представлены в таблицах 4.4, 4.5, 4.6, 4.7, 4.8 [74, 75, 76, 77, 78, 79].

Таблица 4.4 – РТС навигации Турции

Место установки	Тип РТС	Координаты
Van	VOR/DME	38.27.54N 43.19.30E
Siirt	VOR/DME	37.54.33N 41.52.55E

Таблица 4.5 – РТС навигации Ирана

Место установки	Тип РТС	Координаты
Abadan	DVOR/DME	30.22.31N 48.13.14E
Ahwaz	DVOR/DME	31.20.15N 48.45.52E
Khoram Abad	VOR/DME	33.26.06N 48.17.21E
Ilam	DVOR/DME	33.34.42N 46.24.55E
Sanandaj	VOR/DME	35.14.20N 47.00.28E
Sahand	NDB/DME	37.20.45N 46.08.33E
Uromiyeh	VOR/DME	37.41.14N 45.05.04E

Таблица 4.6 – РТС навигации Кувейта

Место установки	Тип РТС	Координаты
Kuwait	VOR/DME	29.13.06N 47.58.03E
Wafra	VOR/DME	28.37.14N 47.57.29E

Таблица 4.7 – РТС навигации Саудовской Аравии

Место установки	Тип РТС	Координаты
Al Shigar	VOR/DME	30.07.22N 38.47.53E
Arar	VOR/DME	30.54.29N 41.08.32E
Bopan	VOR/DME	27.03.14N 45.26.43E
Rafha	VOR/DME	29.37.13N 43.29.53E
Turaif	VOR/DME	31.41.36N 38.44.05E

Таблица 4.8 –РТС навигации Сирии

Место установки	Тип РТС	Координаты
Kamishly	VOR/DME	37.01.00N 41.12.19E
Deir Zzor	VOR/DME	35.17.30N 40.09.13E
Tanf	VOR/DME	33.28.56N 38.39.14E

При анализе оснащённости Республики Ирак радиотехническими системами навигации необходимо определить зоны действия. Для определения зон действия используется понятие прямой радиовидимости, которая зависит от величины закрытия, т.е. от характера местности [11]. Углы закрытия для перечисленных РТС навигации найдем с помощью современной методики - применения цифровой модели рельефа SRTM [39]. Суть методики заключается в последовательном анализе профилей рельефа, взятых с шагом 1° по углу азимута. Полученные данные обладают сравнительно высокой точностью и позволяют произвести оценку позиции размещения РТС без выезда на место, что экономит значительные средства. Пример графиков углов закрытия показан на рисунках 4.2 и 4.3. Полный список графиков углов закрытия РТС навигации представлен в Приложении Б. Для рассмотренных навигационных маяков были рассчитаны ЗД для высот полета 13800, 7000 и 4800 м. Пример полученных ЗД в Приложении В.

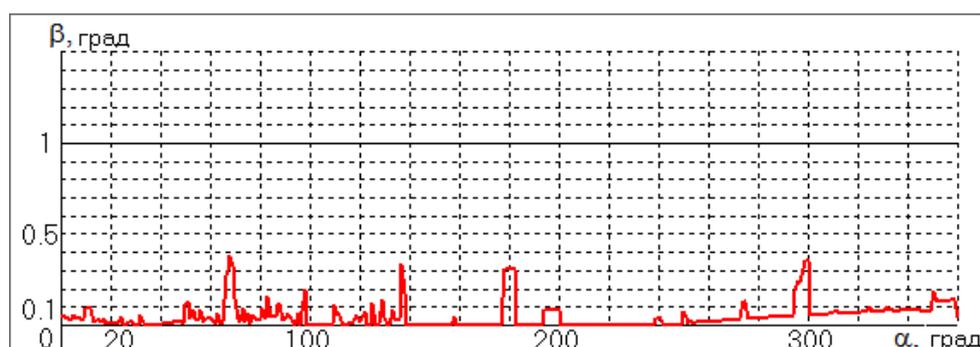


Рисунок 4.2 – Углы закрытия VOR/DME Basrah

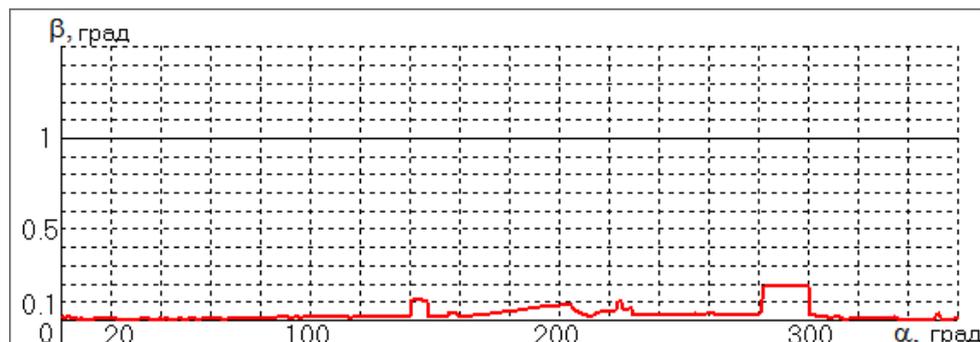


Рисунок 4.3 – Углы закрытия DVOR Baghdad

4.4 Реализация методик обеспечения требований навигационных спецификаций при нарушениях в работе спутниковых систем навигации

Используя данные об имеющихся РТС навигации, воздушных трассах, а также требованиях к точности и безопасности полетов, необходимо произвести анализ ситуации при существующих РТС и выработать рекомендации, позволяющие обеспечить необходимый уровень безопасности полетов. Полученные зоны действия РТС навигации Республики Ирак и соседних государств будут использоваться в дальнейшем анализе.

Согласно AIP [15] в Республике Ирак имеется три радиолокационных комплекса, каждый из которых включает первичный радиолокатор и моноимпульсный вторичный радиолокатор. Месторасположение ОРЛ представлено в таблице 4.9.

Таблица 4.9 – ОРЛ Республики Ирак

Место установки	Тип РТС	Координаты
Kirkuk	ТРЛК	35.28.06N 44.19.49E
Baghdad	ТРЛК	33.15.49N 44.13.33E
Basrah	ТРЛК	30.32.51N 47.39.28E

Углы закрытия для данных ОРЛ представлены на рисунках 4.4, 4.5, 4.6. Для данных ОРЛ были рассчитаны ЗД для высоты полета 7000 (пример ЗД представлен на рисунке 4.7).

Проведем анализ существующей навигационной инфраструктуры в Республике Ирак с помощью методов, рассмотренных в главе 2.

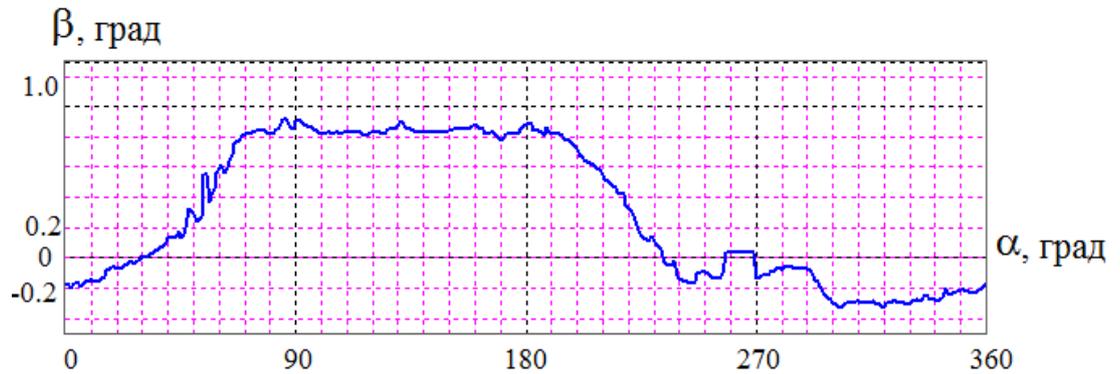


Рисунок 4.4 – Углы закрытия ТРЛК Kerkuk

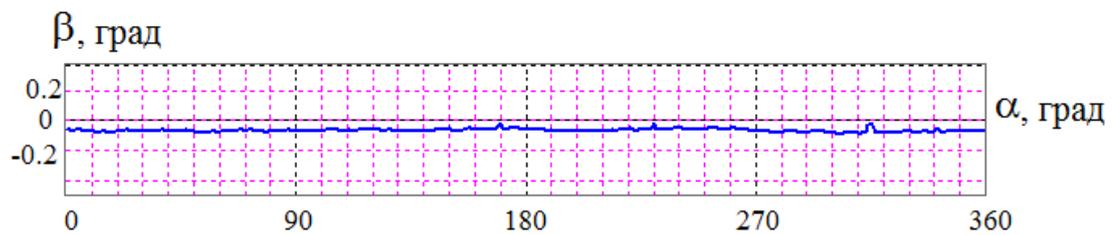


Рисунок 4.5 – Углы закрытия ТРЛК Baghdad

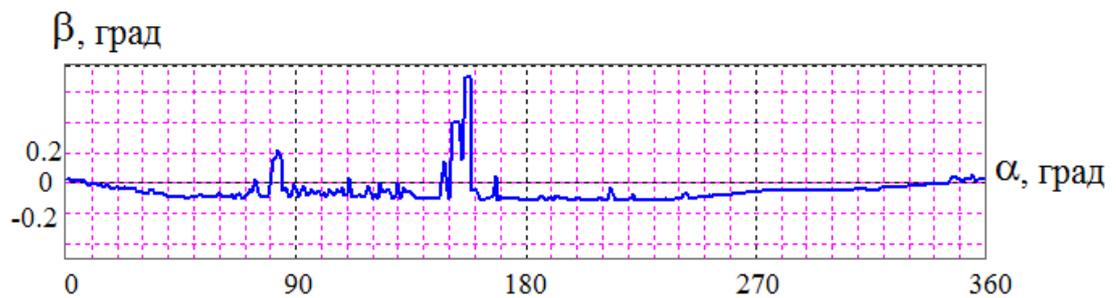


Рисунок 4.6 – Углы закрытия ТРЛК Basrah

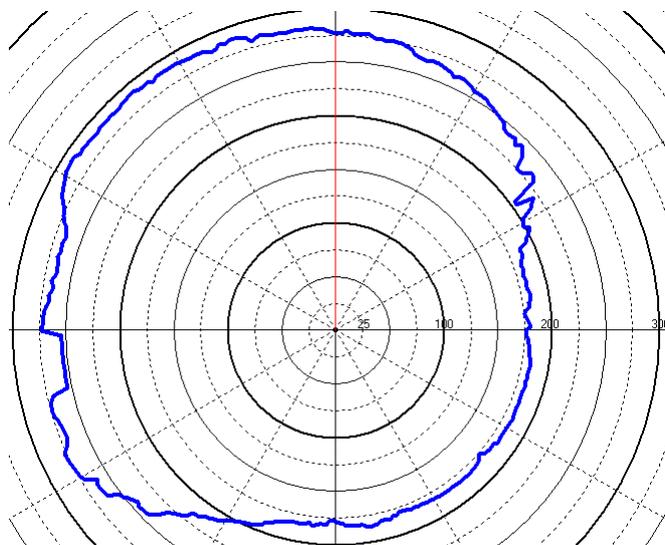


Рисунок 4.7 – Зона действия ТРЛК Kerkuk для высоты 7000 м

4.4.1 Определение степени перекрытия воздушных трасс ЗД и зонами коррекции радиотехнических систем

Анализ перекрытия зон действия РТС навигации показал, что для высоты 13800 м обеспечивается 100% перекрытие воздушных трасс. Самолет, находящийся на высоте 13800 м, может получить информацию о своем местоположении в любой точке воздушного пространства страны.

Для высоты 7000 м ситуация несколько хуже (рисунок 4.8), коэффициенты перекрытия воздушных трасс зонами действия систем VOR/DME представлены в таблице 4.10.

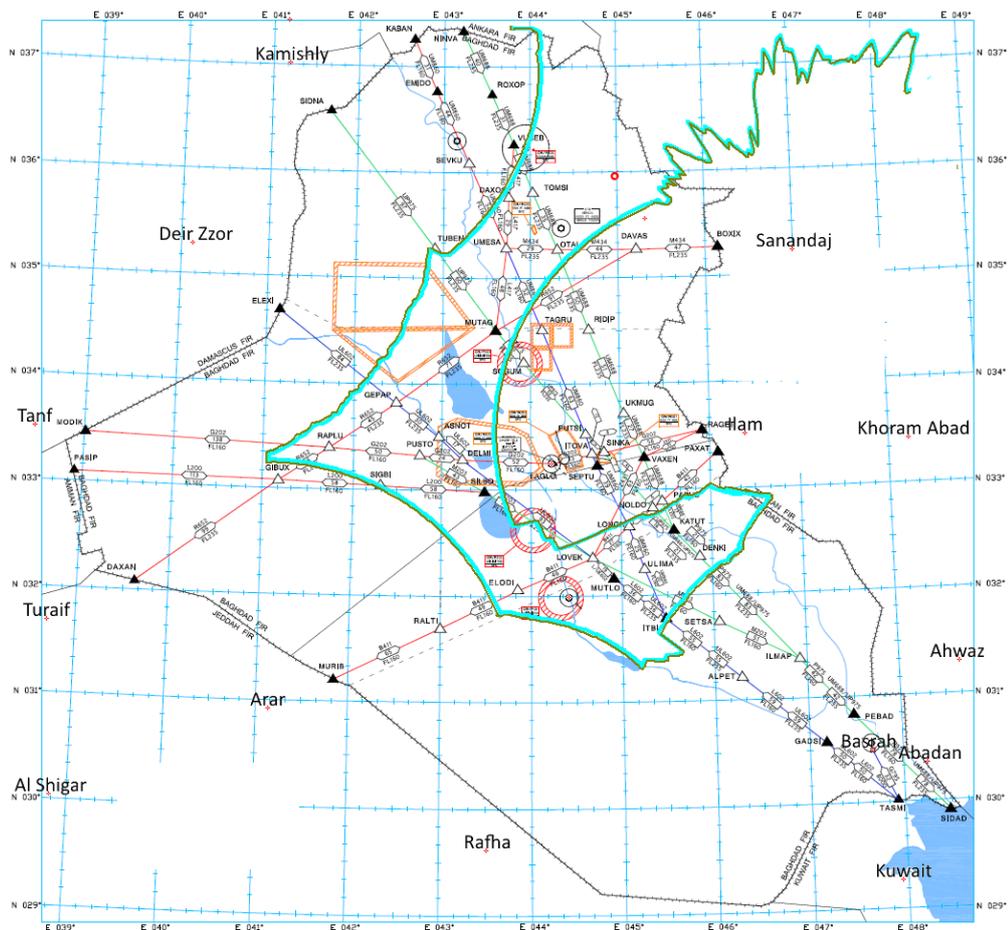


Рисунок 4.8 – Перекрытие воздушных трасс Республики Ирак зонами действия VOR/DME для высоты 7000 м

Таблица 4.10 – Перекрытие воздушных трасс ЗД навигационных систем
VOR/DME для высоты полета 7000 м

№ пп	Воздушная трасса	Класс ВП	Протяжен- ность, км	Длина неперекрытых участков, км	Коэффициент перекрытия
1	M434	Class A	221.6	70.3	68.3%
2	R652	Class A	627.7	274.7	56.2%
3	UL602	Class A	819.5	175.8	78.5%
4	UM688	Class A	977.8	192.4	80.3%
5	UP975	Class A	976.5	181.3	81.4%
6	B411	Class A, Class E	465.9	166.5	64.3%
7	G202	Class A, Class E	642.6	214.6	66.6%
8	L200	Class A, Class E	424.8	107.5	74.7%
9	M203	Class A, Class E	452.8	225.7	50.2%
10	UM860	Class A, Class E	658.6	213.0	67.7%
11	P975	Class E	442.4	79.6	82.0%
12	L602	Class E	404.1	101.8	74.8%
13	Всего		7114.3	2003.2	71.8%

Для высоты 4800 м присутствуют значительные по протяженности участки воздушных трасс, не перекрытые зонами действия навигационных систем VOR/DME (рисунок 4.9, таблица 4.11)

Таблица 4.11 – Перекрытие воздушных трасс ЗД навигационных систем
VOR/DME для высоты полета 4800 м

№ пп	Воздушная трасса	Класс ВП	Протяжен- ность, км	Длина неперекрытых участков, км	Коэффициент перекрытия
1	B411	Class A, Class E	465.9	268.3	42.4 %
2	G202	Class A, Class E	642.6	322.0	49.9 %
3	L200	Class A, Class E	424.8	273.8	35.5 %
4	M203	Class A, Class E	452.8	356.6	21.2 %
5	UM860	Class A, Class E	658.6	353.4	46.3 %
6	P975	Class E	442.4	127.7	71.1 %
7	L602	Class E	404.1	142.5	64.7 %
8	Всего		3491.2	1844.3	47.2 %

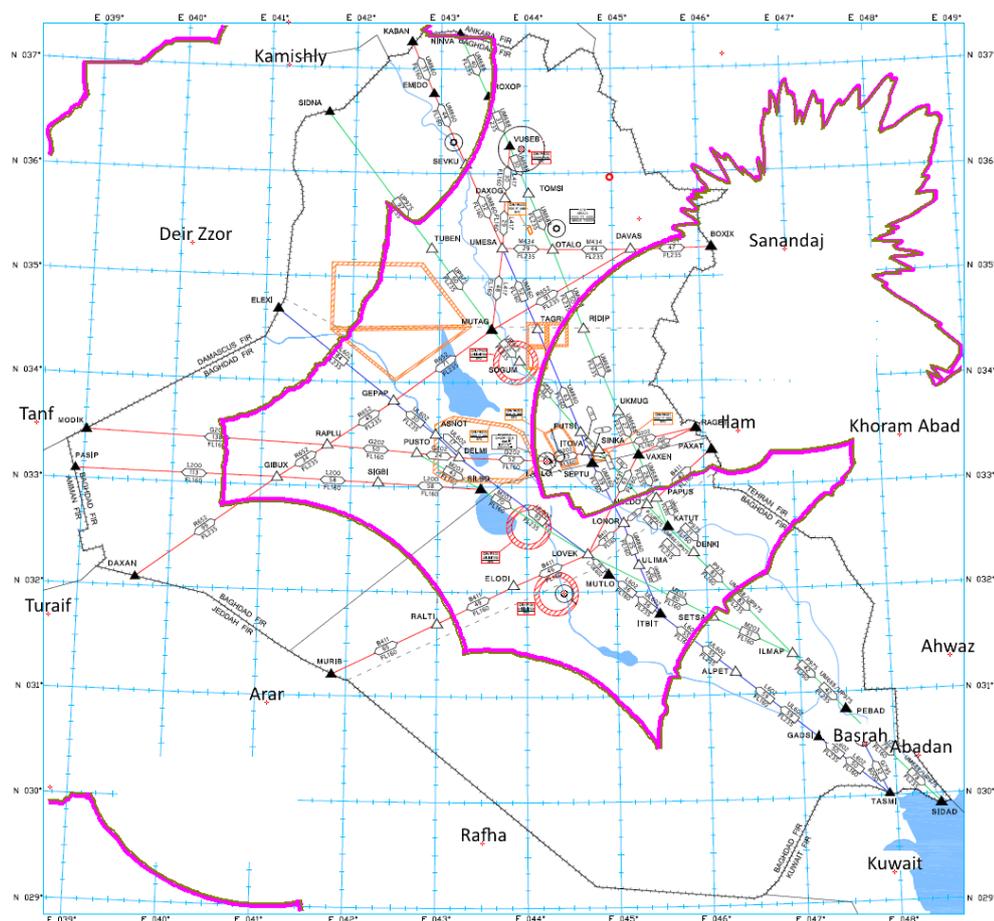


Рисунок 4.9 – Перекрытие воздушных трасс Республики Ирак зонами действия VOR/DME для высоты 4800 м

Результаты расчета перекрытия воздушных трасс рабочими областями систем VOR/DME, расположенными в Basrah, а также зарубежных систем, расположенных недалеко от границы, представлены в таблице 4.12. Расчет размеров PO был выполнен по формулам (2.3-2.4) исходя из того, что СКП маяка VOR не должна превышать 2° . Также учитывалось, что размер рабочей области не может превышать размеров зоны действия РТС [11].

Проведенный анализ верен для случая стабильной работы РТС, расположенных на территории соседних государств.

В настоящее время, для обеспечения навигации на маршруте, Республика Ирак располагает одной системой VOR/DME, расположенной на аэродроме Басра и маяком DVOR, расположенным на аэродроме Багдада, который используется для коррекции курса и не может обеспечивать зональную навигацию (RNAV).

Таблица 4.12 – Перекрытие воздушных трасс зонами коррекции РТС

№ пп	Воздушная трасса	Протяженность, км	Высота полета, м	Длина неперекрытых участков, км	Коэффициент перекрытия
1	M434	221.6	7000 4800	170.0 170.0	23.2 % 23.2 %
2	R652	627.7	7000 4800	595.7 595.7	5.1 % 5.1 %
3	UL602	819.5	7000 4800	641.2 641.2	21.8 % 21.8 %
4	UM688	977.8	7000 4800	657.4 678.0	32.8 % 30.7 %
5	UP975	976.5	7000 4800	716.3 716.3	26.6 % 26.6 %
6	B411	465.9	7000 4800	322.4 365.1	30.8 % 21.6 %
7	G202	642.6	7000 4800	490.8 490.8	23.6 % 23.6 %
8	L200	424.8	7000 4800	353.5 353.5	15.7 % 15.7 %
9	M203	452.8	7000 4800	452.8 452.8	0 % 0 %
10	UM860	658.6	7000 4800	658.6 658.6	0 % 0 %
11	P975	442.4	7000 4800	200.6 224.1	54.7 % 49.3 %
12	L602	404.1	7000 4800	235.2 235.2	41.8 % 41.8 %
13	Всего	7114.3	7000 4800	5694.5 5781.3	19.9 % 18.7 %

Ситуация, при которой используется только одна системы VOR/DME, расположенная в Басре отражена в таблицах 4.13, 4.14, 4.15.

На основе проведенного анализа предпринимались попытки разработать рекомендации по дооснащению Республики Ирак системами VOR/DME для обеспечения требуемой точности и безопасности полетов [40, 41], результат решения задачи представлен на рисунках 4.10 и 4.11. Однако в рамках данного подхода нельзя однозначно сделать вывод о том, является ли найденное решение оптимальным.

Таблица 4.13 –Перекрытие воздушных трасс ЗД навигационных системы
VOR/DME Basrah для высоты полета 13800 м

№ пп	Воздушная трасса	Класс ВП	Протяжен- ность, км	Длина неперекры- тых участков, км	Коэффициент перекрытия
1	M434	Class A	221.6	221.6	0%
2	R652	Class A	627.7	627.7	0%
3	UL602	Class A	819.5	415.4	49.3%
4	UM688	Class A	977.8	518.5	47.0%
5	UP975	Class A	976.5	483.3	50.5%
6	B411	Class A, Class E	465.9	294.3	36.8%
7	G202	Class A, Class E	642.6	642.6	0%
8	L200	Class A, Class E	424.8	424.8	0%
9	L417	Class A, Class E	197.1	197.1	0%
10	M203	Class A, Class E	452.8	209.1	53.8%
11	UM860	Class A, Class E	658.6	540.9	17.9%
12	Z431	Class A, Class E	181.3	160.8	11.3%
13	Всего		6646.2	4736.1	28.7%

Таблица 4.14 –Перекрытие воздушных трасс ЗД навигационных системы
VOR/DME Basrah для высоты полета 7000 м

№ пп	Воздушная трасса	Класс ВП	Протяжен- ность, км	Длина неперекры- тых участков, км	Коэффициент перекрытия
1	M434	Class A	221.6	221.6	0%
2	R652	Class A	627.7	627.7	0%
3	UL602	Class A	819.5	515.7	37.1%
4	UM688	Class A	977.8	659.4	32.6%
5	UP975	Class A	976.5	621.1	36.4%
6	B411	Class A, Class E	465.9	465.9	0%
7	G202	Class A, Class E	642.6	642.6	0%

Таблица 4.14 – Продолжение

8	M203	Class A, Class E	452.8	309.6	31.6%
9	UM860	Class A, Class E	658.6	658.6	0%
10	Z431	Class A, Class E	181.3	181.3	0%
11	G795	Class E	59.9	0	100%
12	P975	Class E	442.4	87	80.3%
13	L602	Class E	404.1	100.2	75.2%
14	Всего		7552.6	5712.6	24.4%

Таблица 4.15 – Перекрытие воздушных трасс ЗД навигационных системы VOR/DME Basrah для высоты полета 4800 м

№ пп	Воздушная трасса	Класс ВП	Протяженность, км	Длина неперекрытых участков, км	Коэффициент перекрытия
1	B411	Class A, Class E	465.9	465.9	0%
2	G202	Class A, Class E	642.6	642.6	0%
5	M203	Class A, Class E	452.8	358.4	20.8%
6	UM860	Class A, Class E	658.6	658.6	0%
7	Z431	Class A, Class E	181.3	181.3	0%
8	G795	Class E	59.9	0	100%
9	P975	Class E	442.4	124	71.9%
10	L602	Class E	404.1	137.2	66%
11	Всего		3929.5	3189.9	18.8%

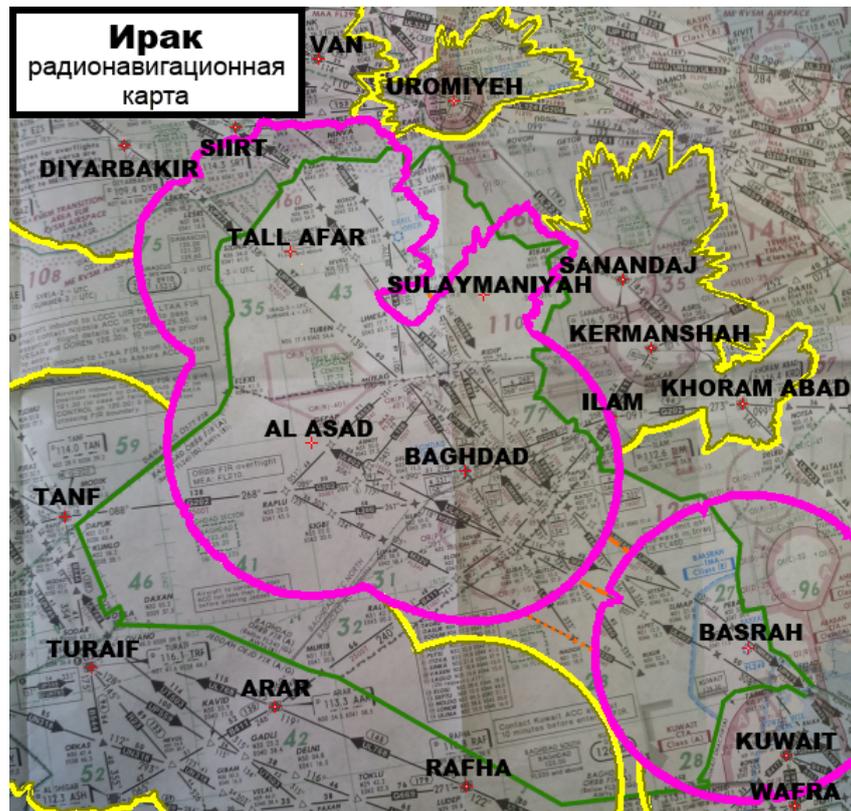


Рисунок 4.10 – Анализ перекрытия воздушных трасс зонами действия маяков VOR/DME для высоты полета 6000 м

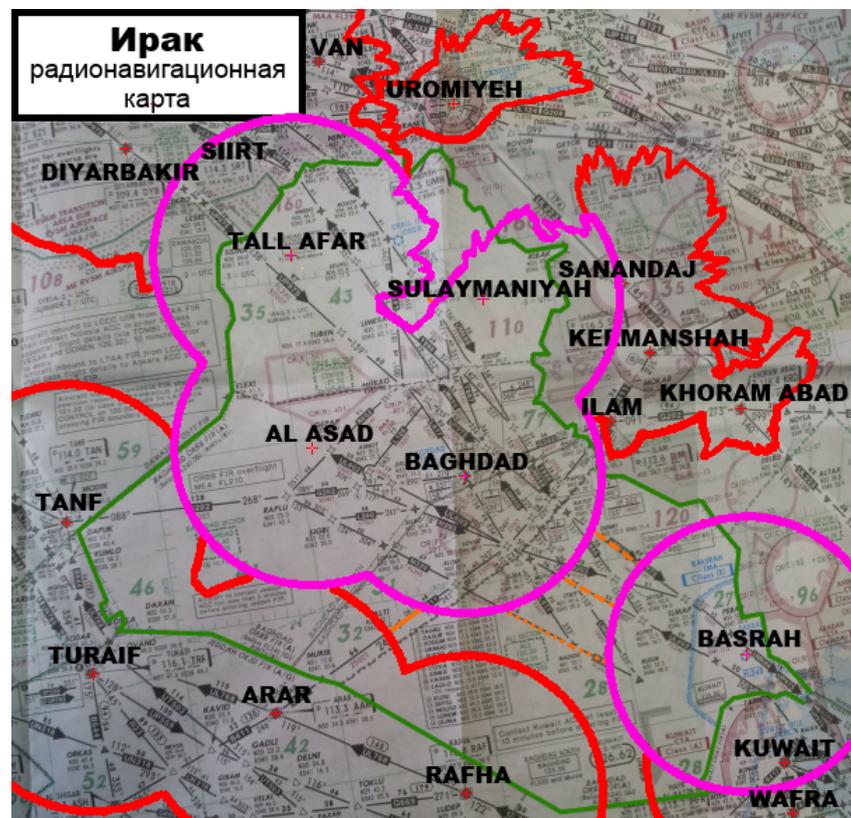


Рисунок 4.11 – Анализ перекрытия воздушных зонами коррекции маяков VOR/DME для высоты полета 6000 м

4.4.2 Оценка точности самолетовождения по заданным маршрутам

Проведем анализ безопасности полетов с помощью имитационной модели «Альфа-7» при наличии спутниковой навигации. Мною разработаны дополнения к «Альфа-7», позволяющие рассчитывать СКП не только для $\sigma_{z_доп} = 2.5$ км, но и для требуемых RNP и RNAV (с учетом спутниковых систем навигации и с применением только наземных средств). Результаты расчетов для RNAV 5 в виде графиков зависимости СКП от пройденного пути представлены на рисунках 4.12 и 4.13. Данные зависимости актуальны и для других воздушных трасс, что показывает выполнение требований навигационной спецификации RNAV 5, заявленной в AIP [15]. Анализ точности самолетовождения при использовании исключительно наземных средств навигации (VOR/DME) дал следующие результаты. Графики зависимости СКП от пройденного пути на ряде трасс показаны на рисунках. 4.14–4.18.

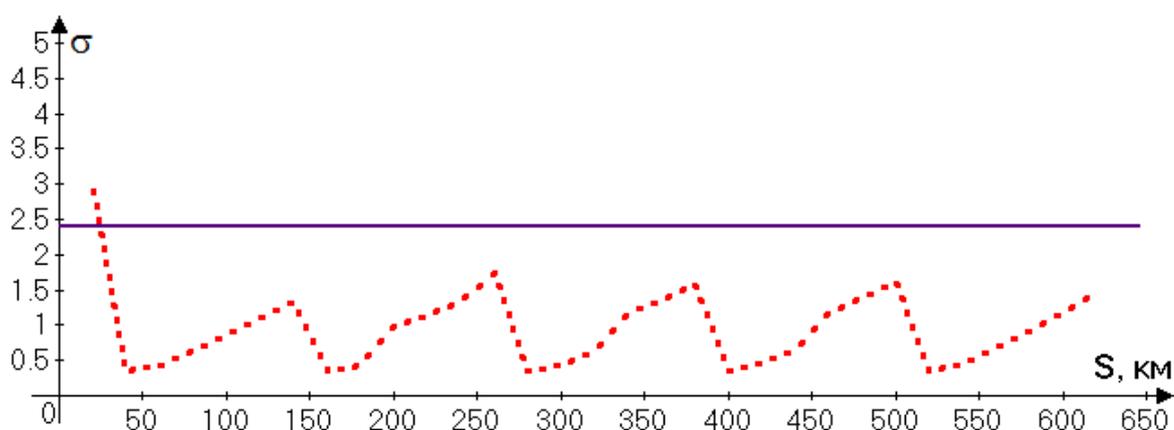


Рисунок 4.12 – График зависимости СКП от пройденного пути для трассы R652

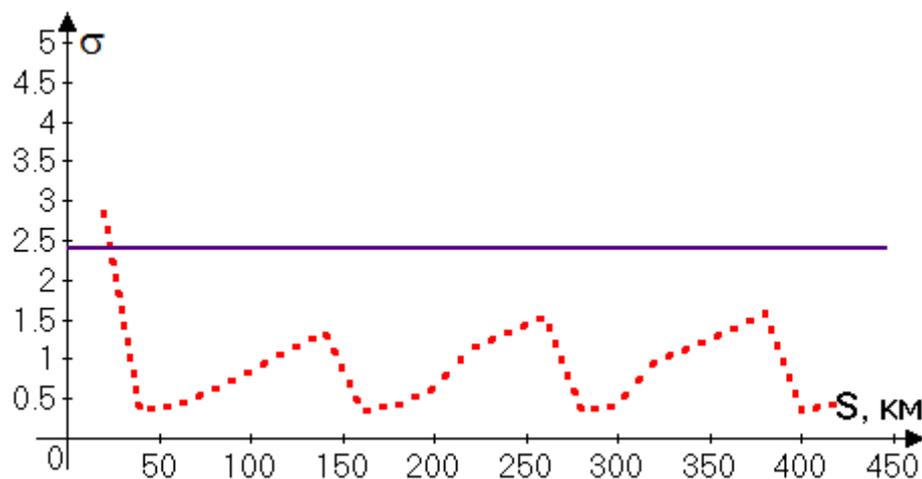


Рисунок 4.13 – График зависимости СКП от пройденного пути для трассы L200

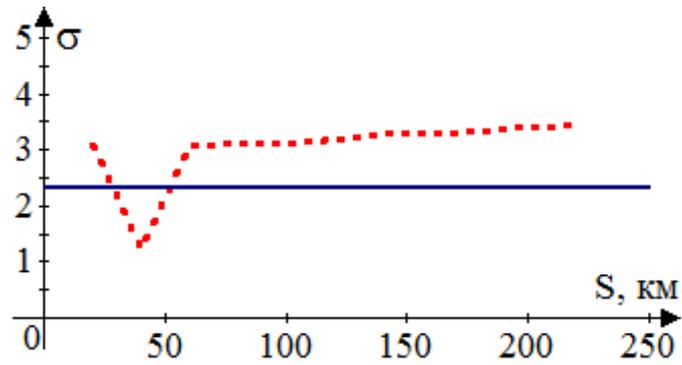
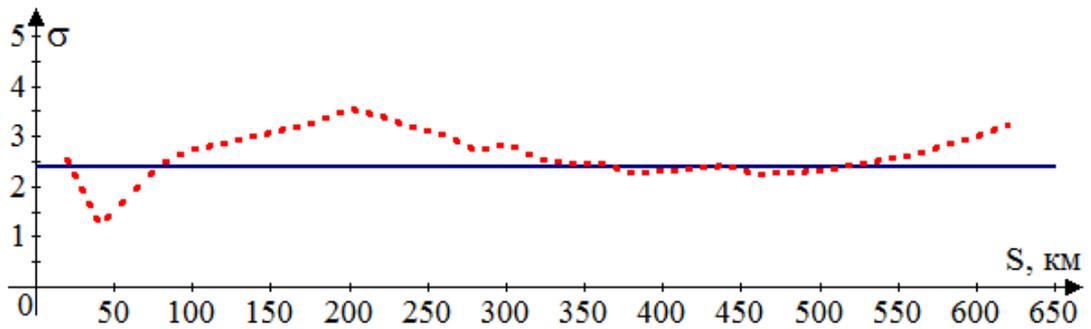


Рисунок 4.14 – Зависимость СКП от пройденного пути для трассы М434



Рисонок 4.15 – Зависимость СКП от пройденного пути для трассы R652

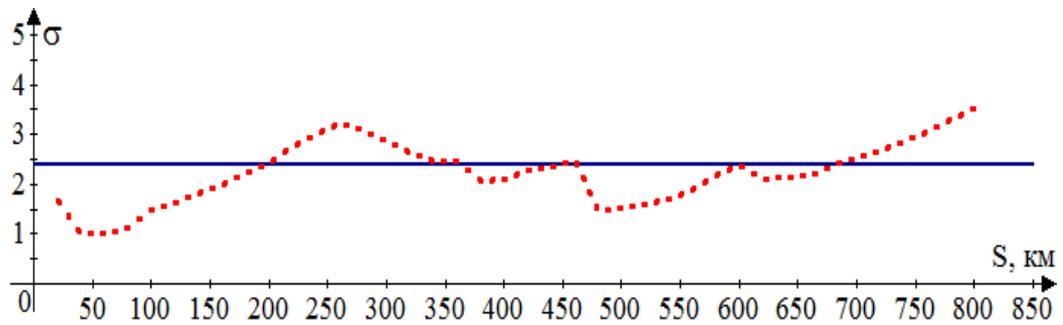


Рисунок 4.16 – Зависимость СКП от пройденного пути для трассы UL602

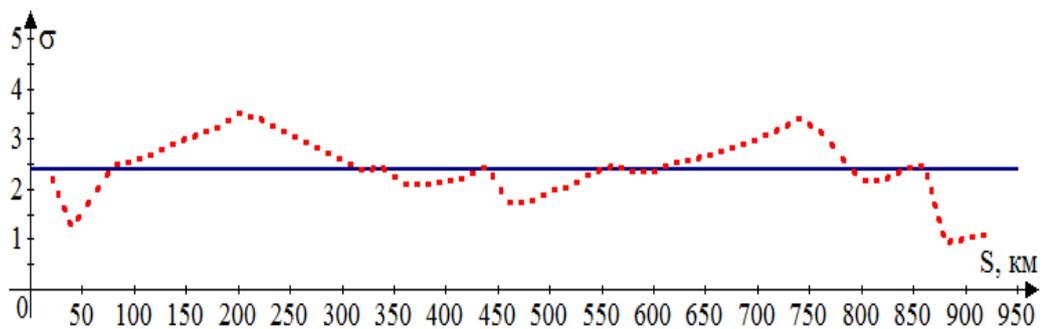


Рисунок 4.17 – Зависимость СКП от пройденного пути для трассы UM688

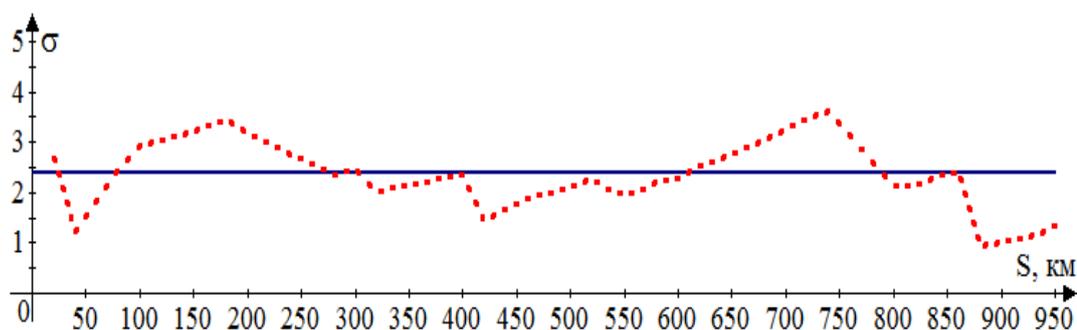


Рисунок 4.18 – Зависимость СКП от пройденного пути для трассы UP975

Длина потенциально опасных участков и средняя СКП для каждой трассы представлены в таблице 4.16. Из представленных рисунков и таблицы видно, что при невозможности использования GPS существующие РТС навигации не позволяют обеспечить требуемую точность и безопасность полетов.

Анализ плана полета, проведенный с помощью пакета прикладных программ «Альфа-7» показал, что в этом случае большая нагрузка ляжет на диспетчера УВД, так как необходимо будет частая коррекция координат ВС по данным ОРЛ.

Таблица 4.16

Трасса	Протяженность трассы, км	Координаты отрезка, км	Протяженность опасных участков, км	Превышение СКП, км
M434	221.6	60–220	160	0.56
R652	627.7	100–340 540–620	240 80	0.16
UL602	819.5	220–340 700–800	120 100	0.26
UM688	977.8	100–320 620–800	220 180	0.11
UP975	976.5	100–280 620–800	180 180	0.15
B411	465.9	140–180	40	0.45
G202	642.6	100–320	220	0.30
L200	424.8	100–340	240	0.17
M203	452.8	320–440	120	0.21
UM860	658.6	60–300	240	0.50
P975	442.4	100–260	160	0.25
L602	404.1	220–340	120	0.34
Всего	7114.3	–	2600 (36.5 %)	0.29

4.4.3 Определение рационального размещения РТС для обеспечения требуемых навигационных характеристик

В главе 2 был рассмотрен существующий подход к оценке рационального размещения ОРЛ, и разработан новый подход, учитывающий особенности применения навигационных РТС. Новый подход учитывает наличие зон коррекции и неравнозначность анализируемых точек воздушного пространства. Произведем оценку рационального размещения РТС.

В настоящее время имеется возможность производить оценку позиций для внедрения РТС с учетом рельефа местности. Это усложняет поставленную задачу, но, вместе с тем, повышает точность решения.

Произведем оценку позиций РТС навигации. Список позиций будет аналогичен списку из таблицы 2.3 с тем отличием, что учитывается имеющаяся система VOR/DME в аэропорту города Basrah и маяк DVOR в аэропорту города Baghdad. Пример графика углов закрытия представлен на рисунках 4.19 и 4.20. Графики углов закрытия остальных позиций представлены в Приложении Г.

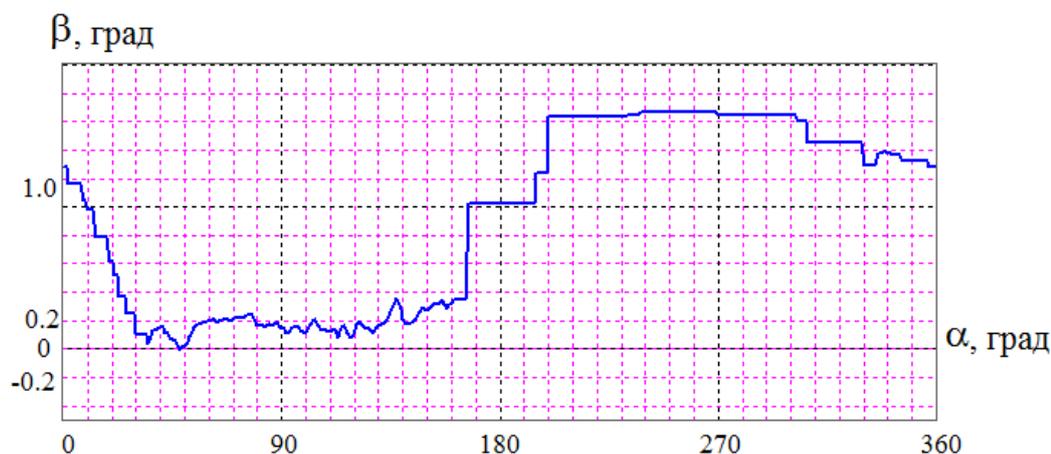


Рисунок 4.19 – График углов закрытия Erbil

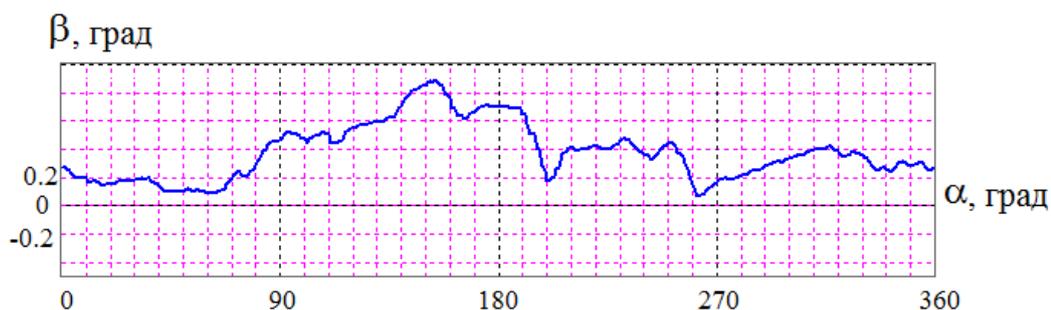


Рисунок 4.20 – График углов закрытия Sulaymaniyah

ЗД будем строить для высоты полета 7000 м, так как эта высота является нижней границей воздушного пространства класса А и верхней границей воздушного пространства класса Е, что обеспечит требуемое покрытие для основной массы дальнемагистральных ВС и приемлемое покрытие для региональных ВС. Пример рассчитанных зон действия представлен на рисунках 4.21 и 4.22. Зоны действия для других позиций представлены в Приложении Д.

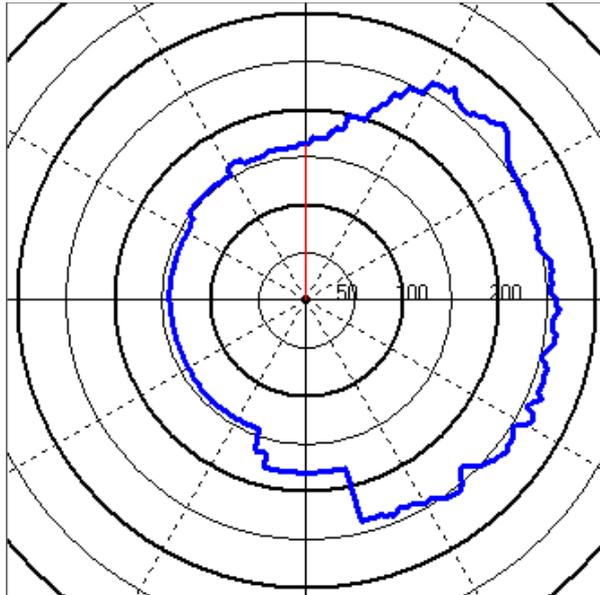


Рисунок 4.21 – Зона действия Erbil

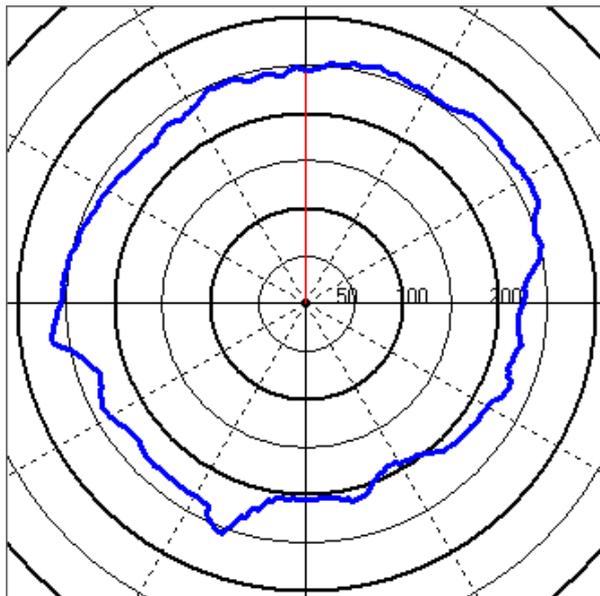


Рисунок 4.22 – Зона действия Sulaymaniyah

Таблица 4.17 – Продолжение

№	VOR/DME																						
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23
113						•		•	•	•	•	•		•	•	•			•		•		
115						•			•	•	•	•		•	•	•	•			•	•	•	
117									•	•	•	•	•	•	•	•	•	•		•	•	•	•
118									•	•	•	•	•		•	•	•	•	•	•	•	•	•
124							•		•	•		•		•	•	•					•		
129									•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•	•
130										•	•	•	•		•	•	•	•	•	•	•	•	•
140												•	•		•	•	•		•	•	•	•	•
148												•	•	•	•	•	•		•	•	•	•	•
150												•	•		•	•	•		•	•	•	•	•
156														•	•	•			•	•	•	•	•
160													•		•	•	•		•	•	•	•	•
164															•	•			•	•	•		•

При решении задачи определения минимального покрытия, были получены следующие варианты:

$$1) Z2 + Z6 + Z8 + Z11 + Z21 + Z22 = 328 \quad (4.1)$$

$$2) Z1 + Z2 + Z8 + Z11 + Z19 + Z22 = 309 \quad (4.2)$$

$$3) Z1 + Z2 + Z8 + Z11 + Z21 + Z22 = 291 \quad (4.3)$$

$$4) Z2 + Z5 + Z8 + Z11 + Z21 + Z22 = 327 \quad (4.4)$$

$$5) Z1 + Z2 + Z8 + Z11 + Z14 + Z20 + Z22 = 364 \quad (4.5)$$

Оптимальным является вариант №3 (4.3), перекрытие воздушного пространства Республики Ирак показано на рисунке 4.23.

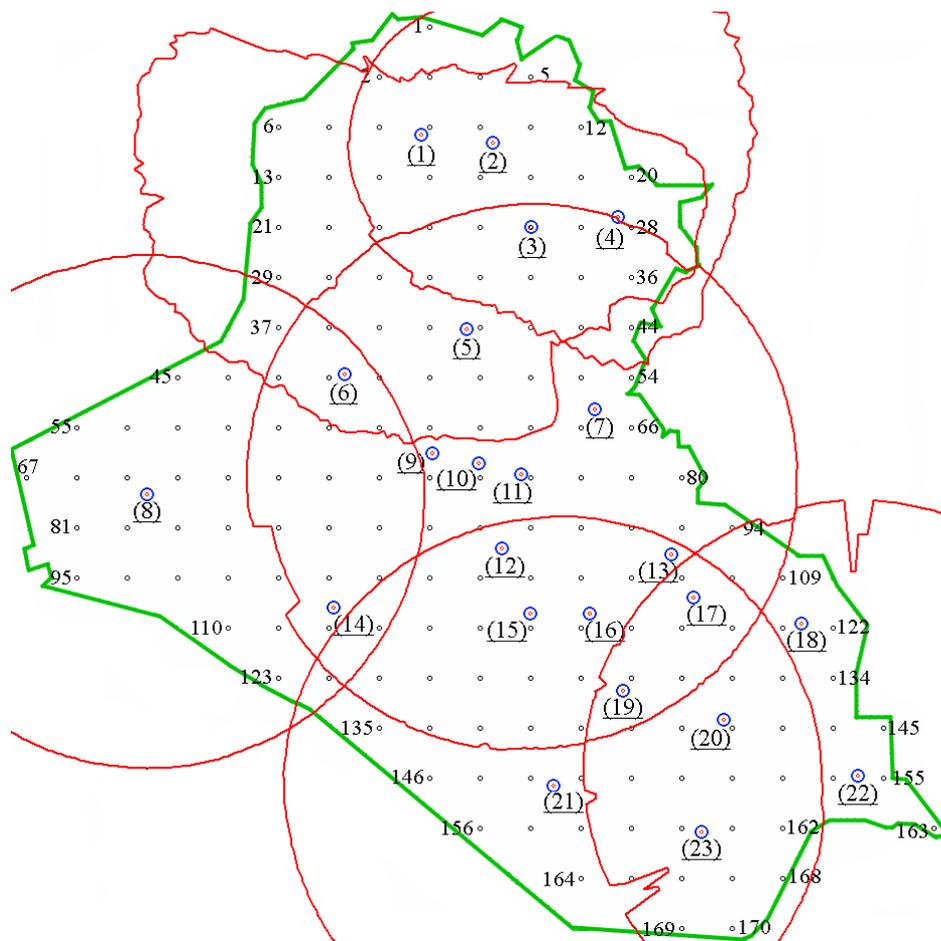


Рисунок 4.23 – К задаче перекрытия страны 3Д систем VOR/DME

Зона коррекции системы VOR/DME в большей степени зависит от погрешностей маяка VOR. Так, производитель заявляет о том, что СКП не должна превышать 1° [25, 80], при этом на практике погрешность доходит до 2° , а при неблагоприятных условиях и до 5° [36-38]. Поэтому, исходя из формул (2.3, 2.4), для навигационной спецификации RNAV 5 радиус зоны коррекции составит:

- при СКП 1° – 218.6 км;
- при СКП 2° – 112.4 км;
- при СКП 5° – 44.5 км.

Для решения задачи будем использовать суммарную погрешность наземной и бортовой аппаратуры, равную 1.5° [25, 36-38]. В этом случае радиус РО составит 146 км, и это значение будет использоваться в дальнейших расчетах.

При наличии достаточного количества маяков DME можно организовать навигацию по системе DME/DME. Методика расчета рабочей области приведена

в документах ИКАО [1], методика расчета была рассмотрена в параграфе 2.1. Полученные зоны коррекции имеют сложную форму, однако в пределах выделенных областей обеспечивается навигация требуемой точности и это нужно учитывать при проведении анализа.

При решении задачи рационального размещения РТС навигации введем условие, что зонами коррекции должны быть перекрыты действующие воздушные трассы (коридоры шириной ± 10 морских миль), а также области, где планируется внедрение новых маршрутов, в том числе спрямленных. Это означает, что наряду с матрицей покрытия воздушного пространства ЗД, необходимо также построить матрицу покрытия зонами коррекции воздушных трасс.

В таблице 4.18 представлена сокращенная матрица (назовем ее матрицей R), после выполнения процедуры поглощения строк.

Таблица 4.18

i	VOR/DME																					
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22
53	•	•	•	•	•																	
62	•	•	•		•	•																
88			•	•	•		•				•											
102			•		•	•	•		•	•	•											
105			•	•	•		•				•											
111			•		•	•	•		•	•	•											
153					•		•		•	•	•	•										
161						•		•	•	•	•	•										
182							•			•	•	•	•									
196						•			•		•	•		•								
209							•				•		•				•					
214						•		•						•								
236							•			•	•	•	•		•	•	•					
245							•		•	•	•	•	•		•	•						
269									•	•	•	•	•		•	•	•	•	•			

Таблица 4.18. Продолжение

№	VOR/DME																					
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22
274							•		•	•	•				•	•						
277									•	•	•	•			•	•	•		•			
282										•		•			•	•	•	•	•	•		
286									•	•	•		•			•						
287									•	•	•					•			•			
290										•	•	•				•	•	•	•	•		
296										•	•		•		•	•	•		•			
299													•		•	•	•	•	•	•		
333																	•	•	•	•		•

При решении задачи определения минимального покрытия, были получены следующие варианты:

$$1) R1 + R2 + R4 + R6 + R8 + R11 + R14 + R20 + R22 = 469 \quad (4.6)$$

$$2) R1 + R2 + R4 + R6 + R8 + R11 + R14 + R17 + R22 = 484 \quad (4.7)$$

Оптимальным с точки зрения проведенного анализа является вариант №1, перекрытие воздушных трасс Республики Ирак показано на рисунке 4.24.

Следует учесть, что анализ проводился для зон коррекции систем VOR/DME, более детальный анализ необходимо провести с учетом возможности навигации DME/DME. На рисунке 4.25 показаны зоны коррекции VOR/DME и DME/DME, при этом видно, что можно без ущерба исключить из списка позиции №4 и №20, но добавить позицию №21 (которая присутствует в решениях матрицы R).

Согласно [6] анализируемая область разбивается на дискретные точки, при этом сами точки являются равнозначными. На практике выделяют области пространства, требующие высокоточной навигации: пересечения воздушных трасс, параллельные маршруты и т.д.

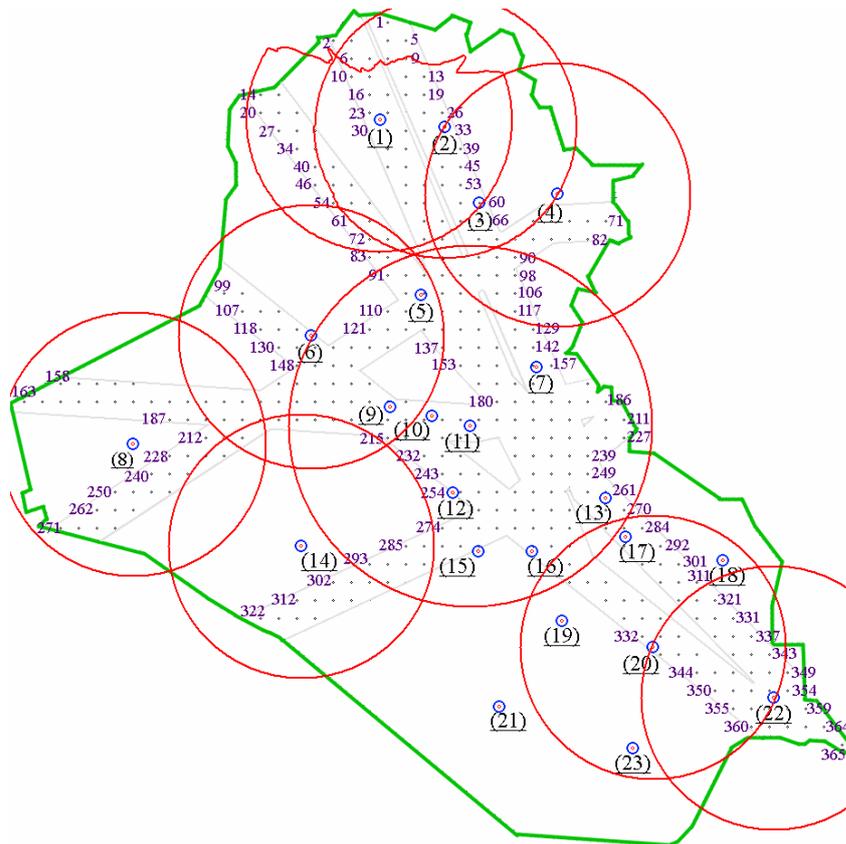


Рисунок 4.24 – перекрытие воздушных трасс зонами коррекции системы VOR/DME

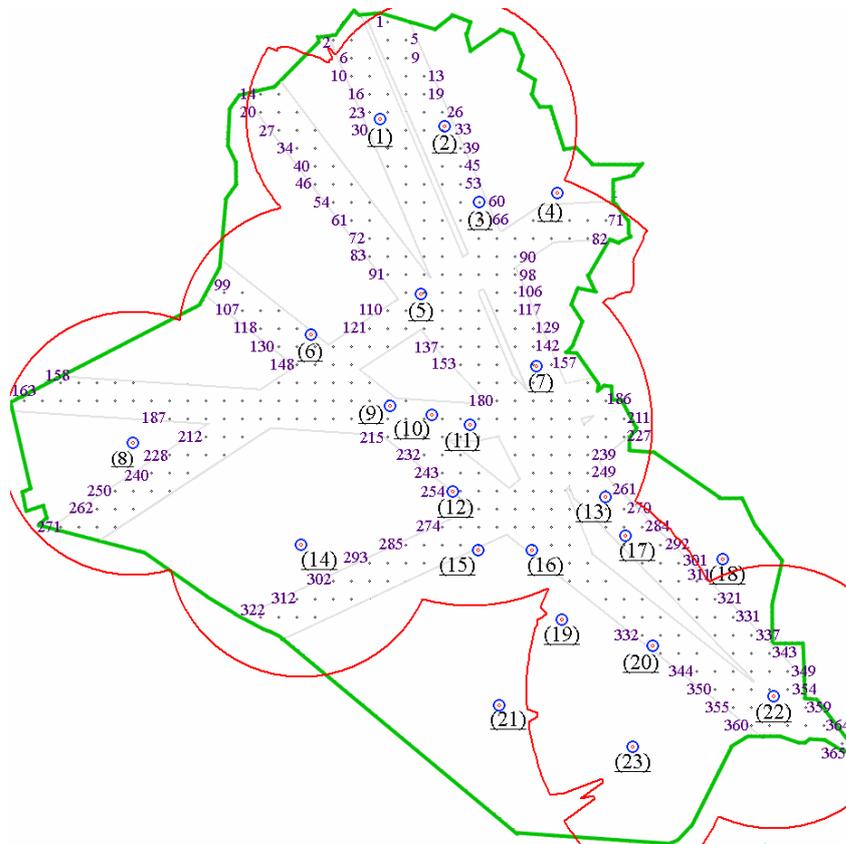


Рисунок 4.25 – перекрытие воздушных трасс зонами коррекции VOR/DME и DME/DME

Решить задачу можно путем введения весовых коэффициентов для каждой анализируемой точки и учет достигаемой в этой точке точности навигации, однако это намного усложнит решение задачи рационального размещения РТС.

Более простым, является выделение точек данного пространства в отдельный массив и решение соответствующей матрицы. При этом анализируемые точки должны быть перекрыты зонами коррекции систем VOR/DME с учетом наихудших условий эксплуатации (СКП маяка VOR 5°), либо зонами коррекции систем DME/DME, обеспечивающей более высокую точность.

Областями пространства, требующими высокоточной навигации примем такие области, где есть пересечение воздушных трасс и где расстояние между точками воздушных трасс меньше или равно 20 м. м. или 37 км [2, 15]. Из рисунка 4.26 видно, что рабочие области системы VOR/DME не позволяют перекрыть данные области.

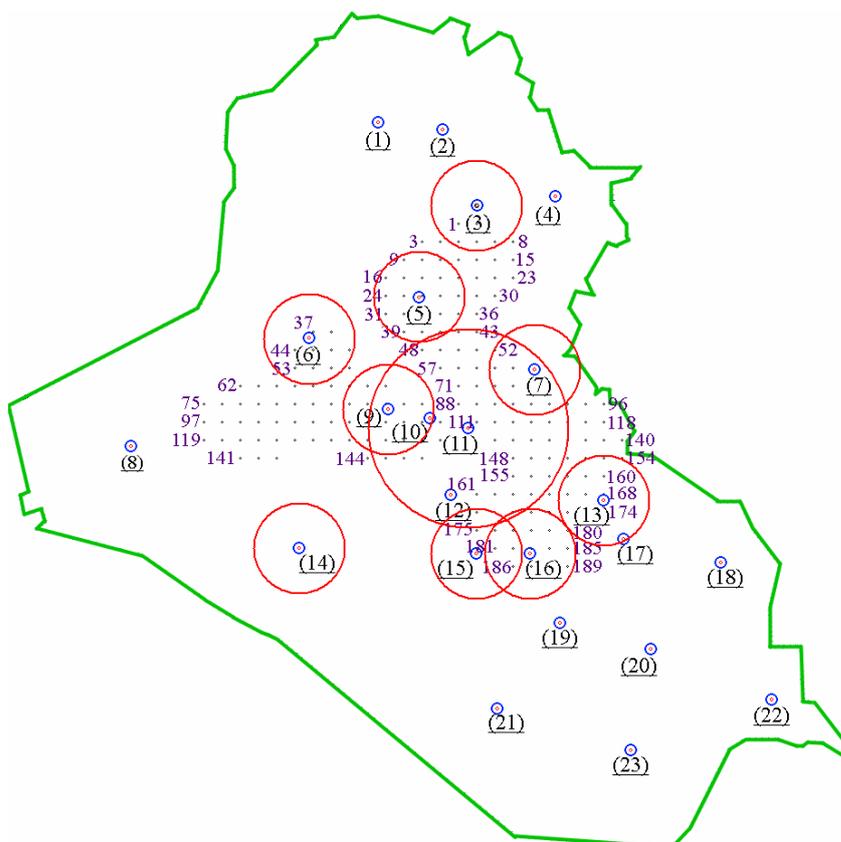


Рисунок 4.26 – перекрытие заданной области РО системы VOR/DME

Для обеспечения высокоточной навигации, в соответствии с рекомендациями ИКАО, необходимо использовать системы DME/DME. Из

имеющихся позиций были выбраны такие комбинации, которые дают приемлемые по размеру зоны действия. Это комбинации маяков: 1-3, 2-4, 1-4, 6-11, 6-14, 8-14, 11-14, 11-15, 15-20. Сокращенная матрица полученных вариантов представлена в таблице 4.19 (назовем ее матрицей V).

Полное перекрытие рассматриваемой области дают сочетания маяков DME:

$$1) V6-V11 + V11-V15 = 208 \quad (4.8)$$

$$2) V6-V11 + V15-V20 = 151 \quad (4.9)$$

$$3) V6-V11 + V11-V14 + V15-V20 = 243 \quad (4.10)$$

Таблица 4.19 – Матрица V

i.	DME/DME								
	2-4	1-3	1-4	8-14	6-14	11-14	11-15	6-11	15-20
1	•	•	•					•	
44		•		•	•	•		•	
48		•	•			•		•	
53				•	•	•		•	
55		•		•	•	•		•	
57			•		•	•		•	
71			•		•	•		•	
83				•	•	•	•	•	
136							•	•	•
148					•	•	•		•
161					•	•		•	•
188						•	•		•

Оптимальным с точки зрения проведенного анализа является вариант №2. Вариант №1 дает большую избыточность перекрытия рассматриваемых областей, однако он обеспечивается тремя маяками DME, в то время как для реализации

варианта №2 требуется 4 маяка. Перекрытие рассматриваемых областей Республики Ирак показано на рисунке. 4.27.

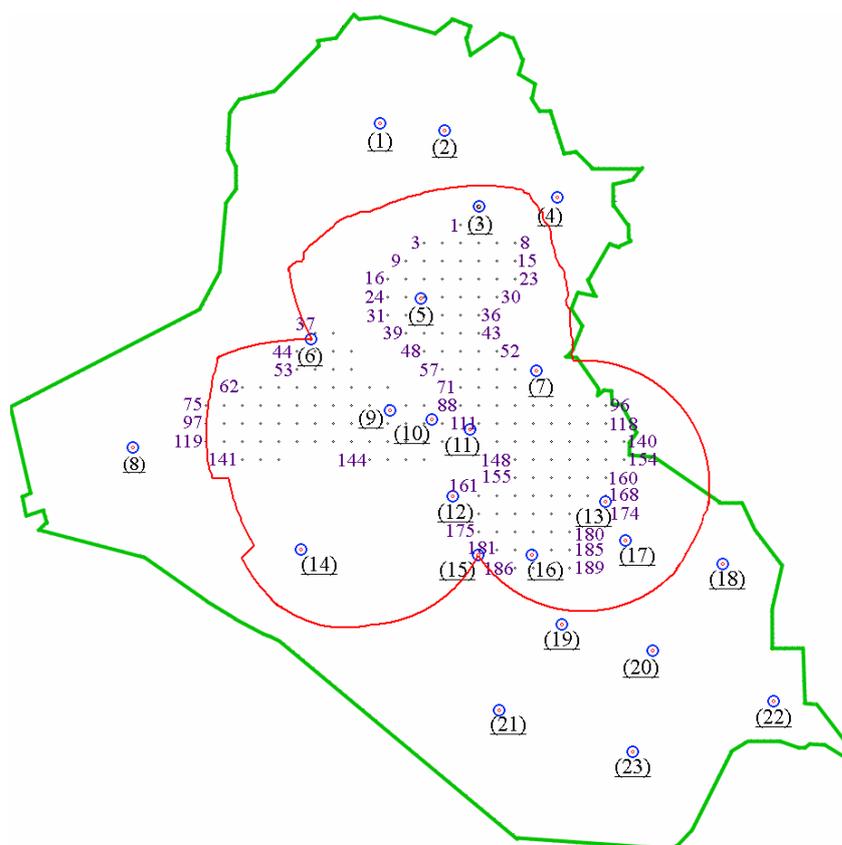


Рисунок 4.27 – перекрытие заданной области зонами коррекции системы DME/DME

Проведенный анализ позволил найти варианты размещения VOR/DME для решения задач: полного перекрытия воздушного пространства Республики Ирак зонами действия, перекрытия воздушных трасс зонами коррекции, а также обеспечения высокоточной навигации в заданных областях страны.

Модифицированный подход в решении задачи рационального размещения РТС навигации требует составления трех матриц покрытия: для зон действия (Z), для зон коррекции (R) и для областей, требующих высокоточной навигации (V). При этом результирующий вариант, равняющийся сумме решений трех матриц, должен быть минимальным:

$$Z_i + R_j + V_k \Rightarrow \min \quad (4.11)$$

Оценка комбинаций полученных ранее вариантов представлена в таблице 4.20.

Таблица 4.20 – Матрица позиций VOR/DME

Решения матриц		Позиции VOR/DME													
		1	2	4	5	6	8	11	14	15	17	19	20	21	22
Z	1		•			•	•	•						•	•
	2	•	•				•	•				•			•
	3	•	•				•	•						•	•
	4		•		•		•	•						•	•
	5	•	•				•	•	•				•		•
R	1	•	•	•		•	•	•	•				•		•
	2	•	•	•		•	•	•	•		•				•
	3	•	•			•	•	•	•					•	•
V	1					•		•		•					
	2					•		•		•			•		
	3					•		•	•	•			•		

Возможны различные варианты размещения систем VOR/DME, позволяющие обеспечить требуемое перекрытие воздушного пространства, трасс и областей требующих высокоточной навигации:

$$1) Z(1) + R(1) + V(1) = (Z2 + Z6 + Z8 + Z11 + Z21 + Z22) + (R1 + R2 + R4 + R6 + R8 + R11 + R14 + R20 + R22) + (V6-V11 + V11-V15) = 1025 \quad (4.12)$$

$$2) Z(1) + R(1) + V(2) = (Z2 + Z6 + Z8 + Z11 + Z21 + Z22) + (R1 + R2 + R4 + R6 + R8 + R11 + R14 + R20 + R22) + (V6-V11 + V15-V20) = 968 \quad (4.13)$$

$$3) Z(1) + R(1) + V(3) = (Z2 + Z6 + Z8 + Z11 + Z21 + Z22) + (R1 + R2 + R4 + R6 + R8 + R11 + R14 + R20 + R22) + (V6-V11 + V11-V14 + V15-V20) = 1060 \quad (4.14)$$

$$4) Z(1) + R(2) + V(1) = (Z2 + Z6 + Z8 + Z11 + Z21 + Z22) + (R1 + R2 + R4 + R6 + R8 + R11 + R14 + R17 + R22) + (V6-V11 + V11-V15) = 1040 \quad (4.15)$$

Всего таких комбинаций можно составить 45. Целесообразно сразу выбрать такие комбинации, в которых число маяков VOR/DME будет минимальным. Из оставшихся вариантов с равным количеством маяков необходимо выбрать тот,

при котором обеспечивается наименьшее совместное перекрытие воздушного пространства. Таким вариантом является следующая комбинация:

$$Z(3) + R(3) + V(1) = (Z1 + Z2 + Z8 + Z11 + Z21 + Z22) + (R1 + R2 + R6 + R8 + R11 + R14 + R21 + R22) + (V6 + V11 + V15) = 948 \quad (4.16)$$

Таким образом, для решения поставленной задачи рационального размещения РТС навигации на территории Республики Ирак, необходимо, помимо имеющегося, «закрепленного», VOR/DME в аэропорту Basrah, внедрить дальномер DME в аэропорту Baghdad (где уже имеется азимутальный маяк DVOR), а также 7 систем VOR/DME на позициях:

№1 – Mosul

№2 – Erbil

№6 – Hadithah

№8 – Rutbah

№14 – An Nukhyab

№15 – An Najaf

№21 – As Salman

Определив количество и позиции рационального размещения систем VOR/DME, необходимо разработать график оптимального внедрения.

4.4.4 Разработка графика внедрения РТС навигации на территории Республики Ирак

Решение поставленной задачи производится основано на построении графа внедрения РТС навигации в Республике Ирак и нахождения такого пути, который обеспечит наибольшую эффективность навигационной системы. Состояния системы, описываемые графом, выбираются из множества допустимых решений, которые определяются введенными ограничениями.

Рассмотрим, какие экономические затраты необходимы для внедрения и обслуживания каждого из предлагаемых маяков. Данные о стоимости оборудования и затратах предоставлены сотрудниками компании *Chairman*. Так,

стоимость системы VOR/DME оценивается, в зависимости от поставщика в 300-400 тыс. долл. США. Для дальнейших расчетов примем стоимость системы равной 300 тыс. долл. Все остальные затраты приведем к стоимости оборудования.

Начнем с имеющейся системы VOR/DME, расположенной в аэропорту Basrah. Годовые затраты на обслуживание, электроэнергию и т.д. составляют примерно 5% стоимости оборудования или 15 тыс. долл.

Аэропорт Baghdad оснащен маяком DVOR, поэтому с одной стороны, требуется внедрить только маяк дальномер, с другой, до внедрения, необходимо учитывать затраты на обслуживание азимутального маяка. Стоимость оборудования DME составляет примерно 150 тыс. долл. Остальные затраты включают:

- транспортировку оборудования: 10%;
- установку оборудования: 7 %;
- наземные и летные проверки: 30 %.

Итого внедрение DME в аэропорту Baghdad обойдется в 220 тыс. долл. Ежегодные траты на обслуживание системы DVOR/DME составят примерно 20 тыс. долл.

Рассмотрим удаленную от крупных городов позицию As Salman. Внедрение системы VOR/DME, помимо затрат на само оборудование, потребует учесть:

- возведение зданий и сооружений: 30 %;
- транспортировку оборудования: 20 %;
- установку оборудования: 6 %;
- наземные и летные проверки: 25 %.

Итого внедрение VOR/DME в аэропорту As Salman обойдется в 560 тыс. долл. Ежегодные траты на обслуживание системы (включая транспортные расходы), а также аренду земли составят примерно 40 тыс. долл.

Подобным образом были проанализированы остальные позиции, результаты расчетов приведены в таблице 4.21.

Таблица 4.21

№	Позиция	Затраты на внедрение, тыс. долл.	Затраты на обслуживание, тыс. долл. в год
1	Mosul	500	35
2	Erbil	500	35
6	Hadithah	510	37
8	Rutbah	543	40
11	Baghdad	220	20
14	An Nukhyab	543	40
15	An Najaf	510	37
21	As Salman	543	40
22	Basrah	–	15

Определим порядок внедрения систем VOR/DME на территории Республики Ирак. Из проведенного анализа видно, что при прочих равных, первым шагом целесообразно внедрить дальномерный маяк на аэродроме Baghdad для обеспечения навигации по системе DVOR/DME. Данный шаг является вполне логичным и не требует специального обоснования. Таким образом, задача сводится к определению оптимального графика внедрения систем VOR/DME на семи позициях.

Проведено моделирование ситуации. В первом случае будем считать, что в год можно внедрить и облетать одну систему VOR/DME.

Рассмотрим ход решения для нескольких ребер графа [3].

Шаг А:

- путь из узла №22 в узел №11.

$$C = 1 \sum \Delta Z_i + 2 \sum \Delta R_j + 2 \sum \Delta V_i = 81 + 2 \cdot 157 + 2 \cdot 0 = 395 \quad (4.17)$$

$$S = S_{внед} + S_{об} = 220 + 15 = 235 \text{ тыс.долл.} \quad (4.18)$$

$$C_{год} = \frac{C}{S} = \frac{395}{235} = 1.68 \quad (4.19)$$

Шаг В:

- путь из узла №11 в узел №1;

$$C = 1 \sum \Delta Z_i + 2 \sum \Delta R_j + 2 \sum \Delta V_i = 24 + 2 \cdot 58 + 2 \cdot 0 = 140 \quad (4.20)$$

$$S = S_{\text{введ}} + S_{\text{об}} = 500 + 20 + 15 = 535 \text{ тыс.долл.} \quad (4.21)$$

$$C_{\text{уд}} = \frac{C}{S} = \frac{140}{535} = 0.26 \quad (4.22)$$

- путь из узла №11 в узел №2;

$$C = 1 \sum \Delta Z_i + 2 \sum \Delta R_j + 2 \sum \Delta V_i = 17 + 2 \cdot 56 + 2 \cdot 0 = 129 \quad (4.23)$$

$$S = S_{\text{введ}} + S_{\text{об}} = 500 + 20 + 15 = 535 \text{ тыс.долл.} \quad (4.24)$$

$$C_{\text{уд}} = \frac{C}{S} = \frac{129}{535} = 0.24 \quad (4.25)$$

- путь из узла №11 в узел №6;

$$C = 1 \sum \Delta Z_i + 2 \sum \Delta R_j + 2 \sum \Delta V_i = 31 + 2 \cdot 27 + 2 \cdot 109 = 303 \quad (4.26)$$

$$S = S_{\text{введ}} + S_{\text{об}} = 510 + 20 + 15 = 545 \text{ тыс.долл.} \quad (4.27)$$

$$C_{\text{уд}} = \frac{C}{S} = \frac{303}{545} = 0.56 \quad (4.28)$$

- путь из узла №11 в узел №8;

$$C = 1 \sum \Delta Z_i + 2 \sum \Delta R_j + 2 \sum \Delta V_i = 25 + 2 \cdot 45 + 2 \cdot 0 = 120 \quad (4.29)$$

$$S = S_{\text{введ}} + S_{\text{об}} = 553 + 20 + 15 = 578 \text{ тыс.долл.} \quad (4.30)$$

$$C_{\text{уд}} = \frac{C}{S} = \frac{120}{578} = 0.21 \quad (4.31)$$

Решение задачи удобно представить в виде таблицы 4.22 и графика на рисунке 4.28 [3].

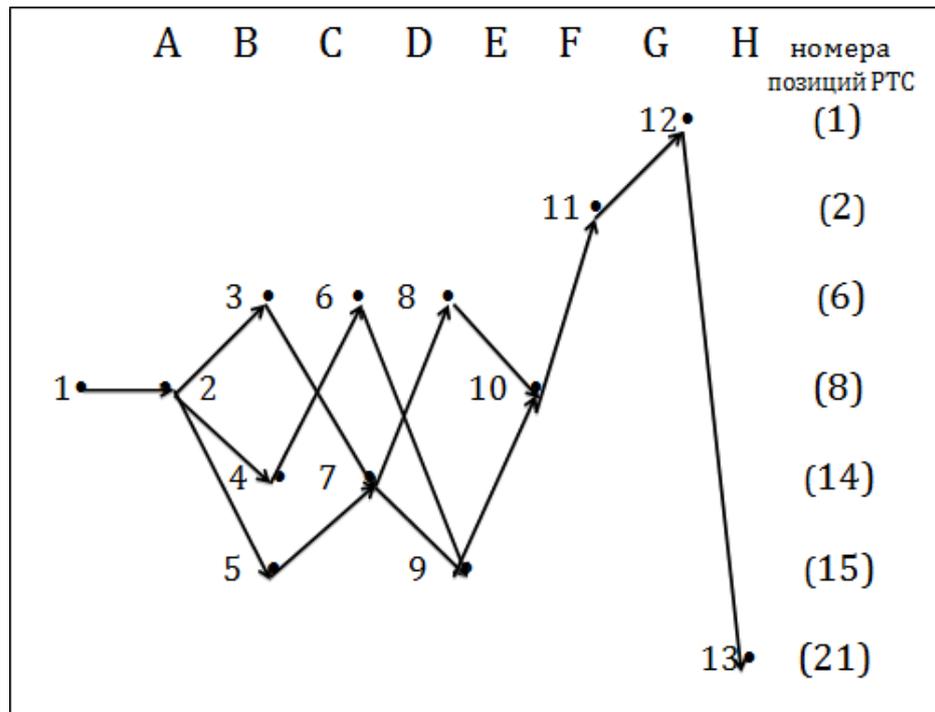


Рисунок 4.28 – Граф развертывания навигационной системы

В ходе расчетов было получено 3 пути, дающие наибольшую удельную эффективность:

$$- C_{\Sigma}(\text{№}22-\text{№}11-\text{№}6-\text{№}14-\text{№}15-\text{№}8-\text{№}2-\text{№}1-\text{№}21) = 3.65; \quad (4.32)$$

$$- C_{\Sigma}(\text{№}22-\text{№}11-\text{№}14-\text{№}6-\text{№}15-\text{№}8-\text{№}2-\text{№}1-\text{№}21) = 3.74; \quad (4.33)$$

$$- C_{\Sigma}(\text{№}22-\text{№}11-\text{№}15-\text{№}14-\text{№}6-\text{№}8-\text{№}2-\text{№}1-\text{№}21) = 4.07. \quad (4.34)$$

Как видно, наибольший выигрыш дает третий вариант развертывания системы. Путь выбирался таким образом, чтобы в скорейшие сроки обеспечить максимальную удельную эффективность. Логика такого подхода состоит в том, что если придется использовать частично развернутую навигационную систему, то чтобы при этом обеспечивалась ее максимально возможная эффективность.

Затраты на развертывание системы составят 4891 тыс. долл. (в течение 8 лет), а годовые затраты на содержание и обслуживание навигационной системы не должны превысить 299 тыс. долл.

Таблица 4.22

Шар	Путь		Длина ребра	Максимальная длина пути из начального узла	Затраты на внедрение и обслуживание РТС, тыс. долл.
	Из узла (№ РТС)	В узел (№ РТС)			
А	22	11	1.68	1.68	235
В	11	1	0.26	1.94	535
		2	0.24	1.92	535
		6	0.56	2.24	545
		8	0.21	1.89	578
		14	0.51	2.19	578
		15	0.41	2.09	545
		21	0.02	1.7	578
С	1	2	0.05	1.99	565
		6	0.49	2.43	575
		8	0.19	2.13	608
		14	0.37	2.31	608
		15	0.38	2.32	575
		21	0.02	1.96	608
	2	1	0.06	1.98	565
		6	0.51	2.43	575
		8	0.19	2.11	608
		14	0.38	2.3	608
		15	0.38	2.3	575
		21	0.02	1.94	608
	6	1	0.20	2.44	572
		2	0.21	2.45	572
		8	0.13	2.37	615
		14	0.60	2.84	615
		15	0.38	2.62	575
		21	0.02	2.26	615
	8	1	0.24	2.13	575
		2	0.23	2.12	575
		6	0.46	2.35	585
		14	0.51	2.40	618
		15	0.37	2.26	585
		21	0.01	1.90	618
	14	1	0.24	2.43	575
		2	0.23	2.42	575
		6	0.74	2.93	585
		8	0.32	2.51	618
		15	0.36	2.55	585
		21	0.01	2.20	618
15	1	0.24	2.33	572	
	2	0.23	2.32	572	
	6	0.23	2.32	572	
	8	0.77	2.86	582	
	14	0.18	2.27	615	
	21	0.80	2.89	582	
21	1	0.01	2.10	615	
	2	0.24	1.94	575	
	6	0.23	1.94	575	
	8	0.49	2.19	585	
	14	0.18	1.88	618	
	15				

Таблица 4.22 – Продолжение

Шаг	Путь		Длина ребра	Максимальная длина пути из начального узла	Затраты на внедрение и обслуживание РТС, тыс. долл.
	Из узла (РТС)	В узел (№ РТС)			
D	14	1	0.19	3.03	612
		2	0.20	3.04	612
		8	0.28	3.12	655
		15	0.33	3.17	622
		21	0.01	2.85	655
	6	1	0.19	3.12	612
		2	0.20	3.13	612
		8	0.28	3.21	655
		15	0.33	3.26	622
		21	0.01	2.94	655
	14	1	0.23	3.12	612
		2	0.21	3.10	612
		6	0.70	3.59	655
		8	0.30	3.19	622
21		0.01	2.9	655	
E	15	1	0.19	3.36	649
		2	0.19	3.36	649
		8	0.26	3.43	692
	15	1	0.19	3.45	649
		2	0.19	3.45	649
		8	0.26	3.52	692
	6	1	0.19	3.78	649
		2	0.19	3.78	649
		8	0.26	3.85	692
F	8	1	0.17	3.60	689
		2	0.18	3.61	689
	8	1	0.17	3.69	689
		2	0.18	3.70	689
	8	1	0.17	4.02	689
		2	0.18	4.03	689
G	2	1	0.03	3.64	724
	2	1	0.03	3.73	724
	2	1	0.03	4.06	724
H	1	21	0.01	3.65	802
	1	21	0.01	3.74	802
	1	21	0.01	4.07	802

Рассмотрим вариант, при котором возможно внедрение двух систем VOR/DME за один шаг (за год). При этом следует учитывать, что из-за необходимости проведения наземных и летных проверок и больших затрат на транспортировку оборудования, целесообразно внедрять системы на близкорасположенных позициях:

- Mosul и Erbil;
- Hadithah и Rutbah;

- An Nukhyab и An Najaf.

Как и в предыдущем случае, дальномер в аэропорту Baghdad целесообразно внедрить в первую очередь, а позицию As Salman, как дающую наименьший прирост эффективности, оснастить в последнюю очередь.

Решение задачи удобно представить в виде графика на рисунке 4.29 [3].

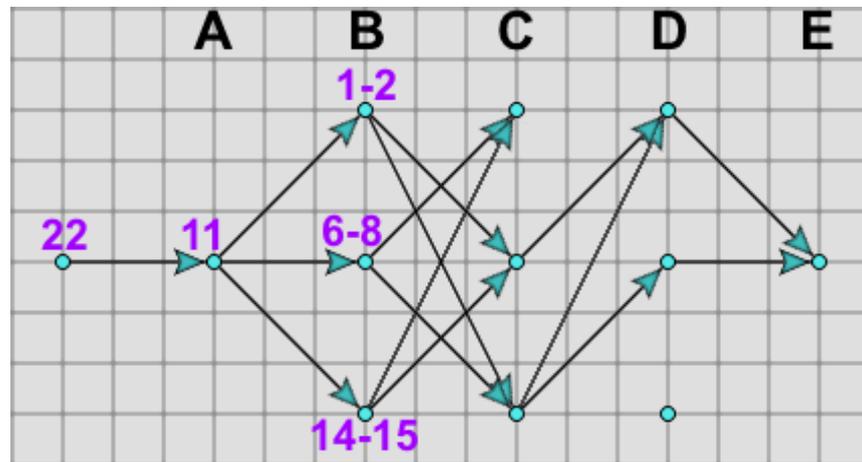


Рисунок 4.29 – Граф развертывания навигационной системы

В ходе расчетов было получено 3 пути, дающие наибольшую удельную эффективность:

$$- C_{\Sigma}(\text{№}22\text{--}\text{№}11\text{--}\text{№}1\text{-}2\text{--}\text{№}14\text{-}15\text{--}\text{№}6\text{-}8\text{--}\text{№}21) = 2.61; \quad (4.35)$$

$$- C_{\Sigma}(\text{№}22\text{--}\text{№}11\text{--}\text{№}6\text{-}8\text{--}\text{№}14\text{-}15\text{--}\text{№}1\text{-}2\text{--}\text{№}21) = 2.78; \quad (4.36)$$

$$- C_{\Sigma}(\text{№}22\text{--}\text{№}11\text{--}\text{№}14\text{-}15\text{--}\text{№}6\text{-}8\text{--}\text{№}1\text{-}2\text{--}\text{№}21) = 2.81. \quad (4.37)$$

Наибольший выигрыш дает третий вариант развертывания системы. Затраты на развертывание системы составят 4532 тыс. долл. (в течение 5 лет), а годовые затраты на содержание и обслуживание навигационной системы не должны превысить 299 тыс. долл.

Расчет двух графов, характеризующих план развертывания навигационной системы в Республике Ирак, связан с возможными неожиданными экономическими трудностями, когда внедрять два маяка в год будет невозможно. В этом случае можно перейти к графу с графиком внедрения один маяк за один шаг, и составить план развертывания системы для новых экономических условий.

4.4.5 Обеспечение высокоточной навигации в районе аэродромов Baghdad, Basrah, Erbil

Аэропорт Baghdad расположен в столице страны и является крупнейшим и самым загруженным в Республике Ирак. Обеспечение требуемой точности и безопасности полетов в аэродромной зоне является первоочередной задачей аэронавигационной службы страны.

Особенностью аэродрома Baghdad, является наличие азимутального маяка DVOR. Решение задачи обеспечения высокоточной навигации путем дооснащения аэродрома тремя маяками DME повлечет большие материальные затраты. Поэтому целесообразно применять для высокоточной навигации системы DVOR/DME. Рассматривая вопрос обеспечения высокоточной навигации в районе аэродрома Baghdad, можно рекомендовать вариант развертывания:

- 1) Внедрить маяк DME и использовать для навигации систему DVOR/DME.
- 2) С течением времени внедрить две мобильных системы VOR/DME для обеспечения навигации по системе DME/DME.

Рассмотрим позиции для установки мобильных систем VOR/DME. На удалении примерно 50 км от аэродрома Baghdad находится два крупных города: Al Fallujah (координаты 33.20.00N 43.47.58E) и Baqubah (координаты 33.47.38N 44.36.11E). Эти позиции являются оптимальными, с точки зрения инфраструктуры, а также наличия энергосетей и места для обслуживающего персонала. Зоны коррекции для данных позиций представлены на рисунке 4.30.

Basrah – второй по величине аэропорт в Республике Ирак, на территории аэродрома установлена навигационная система VOR/DME, расположенная на продолжении осевой линии ВПП. Этап маневрирования в районе аэродрома, предшествующий непосредственно посадке, не обеспечивается в должной мере навигационными радиотехническими средствами. Рекомендуемая для района аэродрома спецификация RNAV 1 не может быть обеспечена с помощью системы VOR/DME в связи с низкой точностью маяка VOR [1, 24].

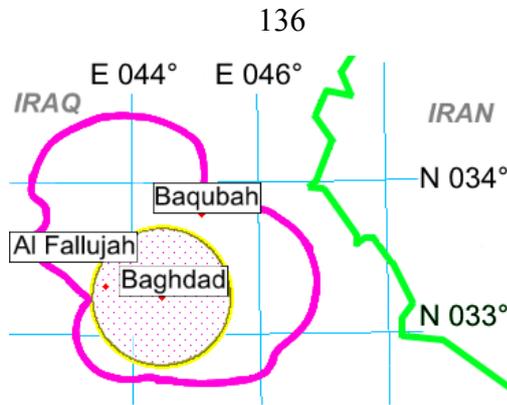


Рисунок 4.30 – Перекрытие аэродромной зоны Baghdad зонами коррекции систем DME/DME для высоты 1000 м

Для обеспечения требуемой точности местоопределения ВС необходимо использовать системы DME/DME, при этом маяки должны быть расположены так, чтобы зона коррекции перекрывала аэродромную зону (круг радиусом 30 м.м. или 50 км) на высоте полета не менее 1000 м.

В непосредственной близости от аэродрома Basrah находятся системы VOR/DME других стран: Ирана (аэродромы Ahwaz и Abadan) и Кувейта (аэродром Kuwait). На рисунке 4.31 изображена южная часть Республики Ирак, где отмечены радионавигационные точки, в которых расположены системы VOR/DME, а также зона ответственности аэродрома Basrah. Рассмотрим возможность использования данных средств для обеспечения навигации по системе DME/DME, а также выработаем рекомендации по дооснащению региона маяками VOR/DME для удовлетворения требований ИКАО [1].

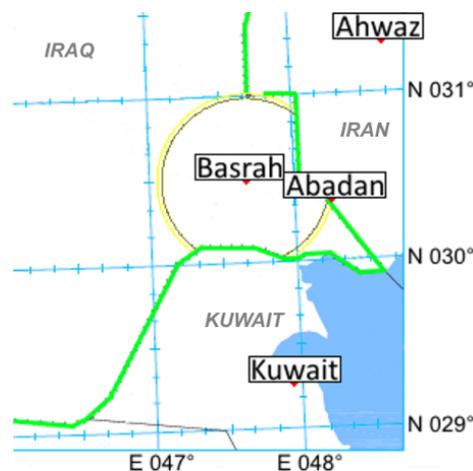


Рисунок 4.31 – Зона ответственности аэродрома Basrah и ближайшие к нему системы VOR/DME, находящиеся на аэродромах Ahwaz, Abadan, Kuwait

Рассмотрим существующую навигационную инфраструктуру. На рисунке 4.32 показана объединенная зона действия маяков DME. Расчет дальности действия производился с учетом рельефа местности [39] для высоты полета 1000 м. На рисунке 4.33 показана объединенная зона коррекции DME/DME, обеспечиваются требования RNAV 1. При расчете использовалась методика, изложенная в [1, 49], для высоты полета 1000 м. Анализ показал, что не перекрыто оказывается 32% площади зоны ответственности аэродрома Basrah (рисунок 4.32 и рисунок 4.33). Данное обстоятельство может привести к потере требуемой точности навигации на этапе предпосадочного маневрирования и привести к нежелательным инцидентам. Чтобы устранить этот недостаток необходимо внедрить дополнительные навигационные маяки.

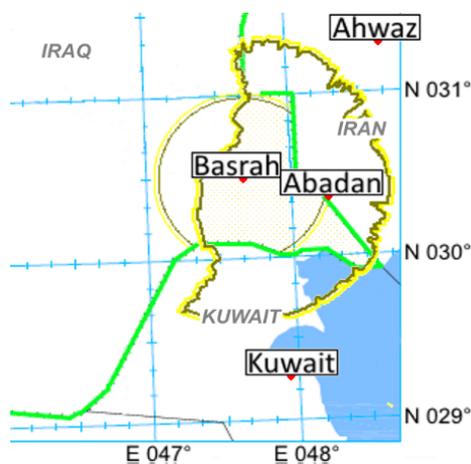


Рисунок 4.32 – Объединенная зона действия маяков DME, расположенных в Basrah, Ahwaz, Abadan, Kuwait для высоты полета 1000 м

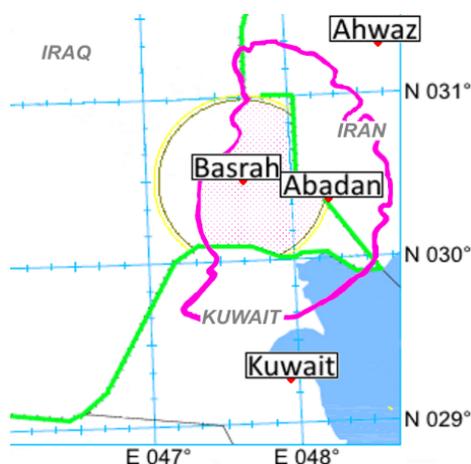


Рисунок 4.33 – Объединенная зона коррекции существующих систем для навигации DME/DME для высоты полета 1000 м

Решение задачи обеспечения требований навигационной спецификации RNAV 1, то есть полного перекрытия аэродромной зоны Basrah зонами действия и рабочими областями маяков DME невозможно без внедрения дополнительных навигационных маяков DME либо систем VOR/DME (для обеспечения требований навигационной спецификации RNAV 5 на воздушных трассах).

Определение оптимального места размещения оборудования является сложной инженерной и организационной задачей. Объект должен находиться недалеко от населенного пункта, что дает возможность подключиться к его электросети. К объекту должна вести дорога. При этом географическое расположение навигационного маяка должно обеспечивать перекрытие требуемой области зонами действия и рабочими областями. Исходя из вышеизложенных требований, была выбрана позиция, обозначенная, как Point и имеющая координаты N30°11'58", E47°22'11". Предполагаемое место установки системы находится недалеко от нефтехранилища, имеющего вертолетную площадку. К позиции имеется подъездная дорога с твердым покрытием, вдоль которой тянется линия электропередачи. Все это делает выбранную позицию удобным местом для развертывания радионавигационной точки и последующего периодического обслуживания оборудования.

На рисунке 4.34 показана объединенная зона действия маяков DME с учетом позиции Point, а на рисунке 4.35 – объединенная зона коррекции DME/DME с учетом позиции Point.

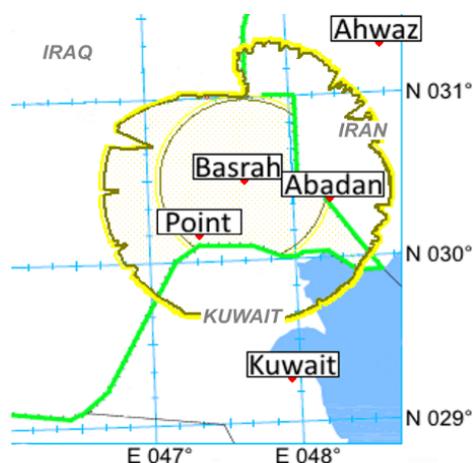


Рисунок 4.34 – Объединенная зона действия маяков DME, расположенных в Point, Basrah, Ahwaz, Abadan, Kuwait для высоты полета 1000 м

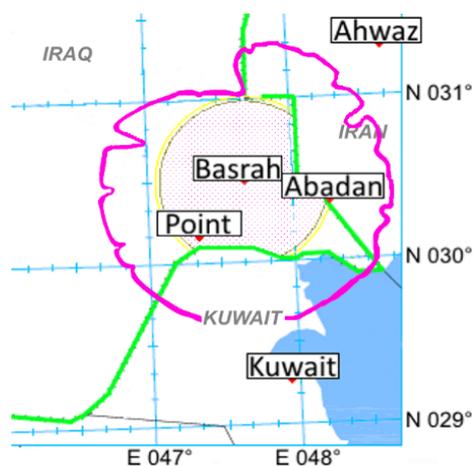


Рисунок 4.35 – Объединенная зона коррекции предлагаемых систем для навигации DME/DME для высоты полета 1000 м

Анализ полученных результатов показывает, что при внедрении системы VOR/DME на позиции Point будет достигнуто полное перекрытие зонами действия и рабочими областями аэродромной зоны Basrah для высот полета 1000 м и более.

Результаты проведенного исследования верны при условии, что соседние государства: Иран и Кувейт, не будут возражать против использования их навигационных систем, а также не выведут их из эксплуатации в ближайшее время. Если экипажи ВС вынуждены будут использовать только радиотехнические средства, расположенные на территории Республики Ирак, то в их распоряжении останутся только системы VOR/DME на позициях Basrah и Point. На рисунке 4.36 показана объединенная зона действия маяков DME расположенных на территории Республики Ирак, а на рисунке 4.37 – объединенная рабочая область DME/DME для тех же маяков.

Из рисунка 4.36 видно, что навигационные маяки на позициях Point и Basrah обеспечивают практически 100% перекрытие аэродромной зоны зонами действия для высоты полета 1000 м. Однако рисунок 4.37 показывает, что значительная часть аэродромной зоны (до 41%) не перекрыта рабочими областями, т.е. на высотах полета 1000 м и менее возможна потеря требуемой точности.

Обеспечение требований навигационной спецификации RNAV 1 с помощью систем, расположенных на территории Республики Ирак можно обеспечить только внедрением еще одной навигационной системы VOR/DME.

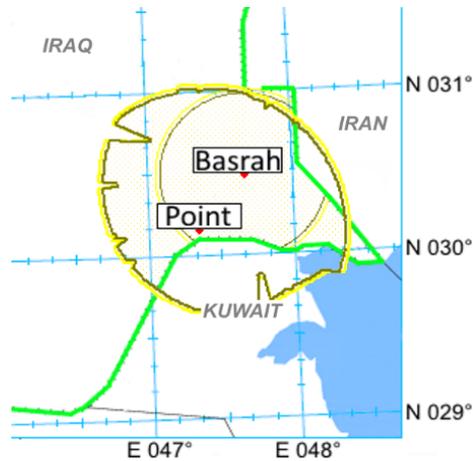


Рисунок 4.36 – Объединенная зона действия маяков DME, расположенных в Point и Basrah для высоты полета 1000 м

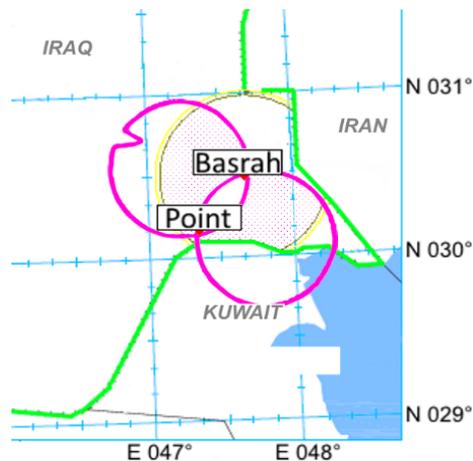


Рисунок 4.37 – Объединенная зона коррекции систем, расположенных на территории Ирака для навигации DME/DME для высоты полета 1000 м

Данную навигационную систему целесообразно расположить в городе Al-Qurnah (координаты N31°0'57", E47°20'50") для обеспечения удобного подъезда и возможности подключения к электросети населенного пункта.

На рисунке 4.38 показана объединенная рабочая область маяков DME расположенных на позициях Point, Al-Qurnah и Basrah для высот полета 3000 и 1000 м.

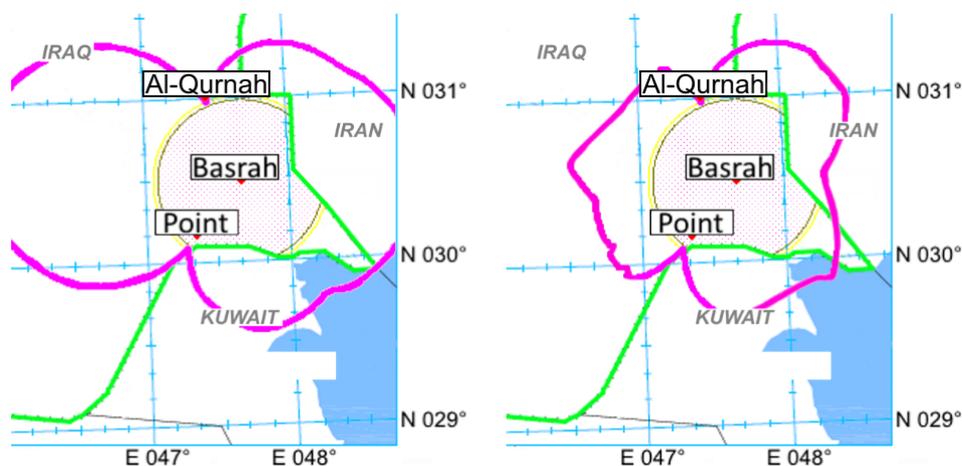


Рисунок 4.38 – Объединенная зона коррекции систем, расположенных на территории Ирака для навигации DME/DME для высот полета 3000 и 1000 м

Анализ полученных результатов показывает, что при внедрении систем VOR/DME на позициях Point и Al-Qurnah будет обеспечено полное перекрытие аэродромной зоны PO для высот полета 1000 м и более. При этом полученная навигационная система не будет зависеть от РТС соседних государств.

Анализ полученных в ходе исследования результатов показал, что при использовании существующих навигационных систем VOR/DME, расположенных в Ираке (Basrah), Иране (Abadan, Ahwaz) и Кувейте (Kuwait) невозможно обеспечить высокоточную навигацию в районе аэродрома Basrah для высоты полета 1000 м, так как при этом 32 % площади зоны ответственности аэродрома Basrah не будет перекрыто рабочей областью системы DME/DME.

По результатам анализа была выработана рекомендация внедрить систему VOR/DME на позиции Point1. Это обеспечит 100 % перекрытие аэродромной зоны Басры зонами действия и рабочими областями навигационных средств и позволит удовлетворить требования спецификации RNAV 1.

Дополнительные расчеты, выполненные для случая отказа или отключения навигационных систем, принадлежащих другим государствам, показали, что в этом случае навигационные системы, расположенные в Basrah и Point не смогут обеспечить требуемую точность навигации на всей площади аэродромной зоны (площадь участка, неперекрытого рабочими областями составляет до 41 %).

Решить эту проблему можно внедрением дополнительной навигационной системы на позиции Al-Qurnah. В этом случае обеспечивается выполнение требований спецификации RANV 1 в аэродромной зоне Basrah и снимается потенциальная зависимость от навигационных средств соседних государств.

Для обеспечения высокоточной навигации DME/DME в районе аэродрома необходимо использовать минимум три маяка DME, установленных на соответствующих позициях. За счет удачного расположения аэродрома Basrah эту задачу удастся решить, внедрив всего один дополнительный маяк и используя средства навигации соседних государств. Таким образом, затраты на обеспечение требований RNAV 1 в районе аэродрома Basrah снижаются минимум втрое.

Для обеспечения требуемой надежности в случае отказа или отключения систем VOR/DME, расположенных в Иране и Кувейте, необходимо внедрить дополнительную систему VOR/DME на позиции Al-Qurnah, что позволит снять зависимость Республики Ирак от навигационных средств Ирана и Кувейта.

Таким образом, для обеспечения высокоточной навигации в районе аэродрома Basrah, можно рекомендовать следующий вариант развертывания:

1) Внедрить систему VOR/DME на позиции Point и, с учетом совместного использования навигационных систем Ирана и Кувейта, обеспечить требуемую точность навигации в аэродромной зоне.

2) С течением времени внедрить дополнительную систему VOR/DME на позиции Al-Qurnah для снятия зависимости от средств других государств.

Перспективным международным аэродромом Республики Ирак является Erbil. В настоящее время это – третий по пассажиропотоку аэропорт страны, однако удачное географическое расположение может со временем превратить его в региональный хаб.

В отличие от двух предыдущих аэродромов, Erbil не имеет навигационных радиотехнических систем, поэтому здесь можно разрабатывать систему навигации с нуля. В качестве позиций для мобильных систем VOR/DME были выбраны: вертолетная площадка Bashur, координаты: N36°32'04'', E44°20'20'';

поселок Kaga Bashi, координаты: N35°47'38'', E44°07'45''; поселок Hazha (пригород города Mosul): N36°19'05'', E43°23'24''.

На рисунке 4.39 показана объединенная рабочая область маяков DME расположенных на позициях Bashur, Kaga Bashi и Hazha для высоты полета 1000 м. Для полного перекрытия аэродромной зоны Erbil необходимо внедрить три мобильных системы VOR/DME.

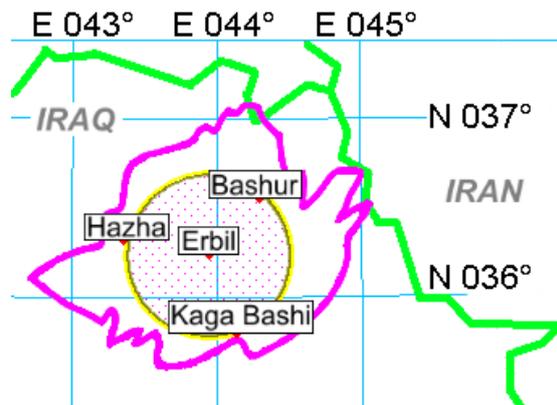


Рисунок 4.39 – Перекрытие аэродромной зоны Baghdad зонами коррекции DME/DME для высоты 1000 м

4.4.6 Разработка плана внедрения мобильных систем VOR/DME

После того, как определены позиции мобильных систем VOR/DME, необходимо разработать план их внедрения. Для этого определим приоритет в оснащении того или иного аэродрома. Крупнейшим аэродромом страны является Baghdad. Его пассажиропоток оценивается в 7.5 млн. чел./г. [81]. Вторым по величине является аэропорт Basrah с пассажиропотоком 3 млн. чел./г. [82]. Третий аэропорт Erbil имеет пассажиропоток в 1.5 млн. чел./г. [83]. Таким образом, распределение нагрузки на эти аэропорты можно выразить в процентах:

- Baghdad – 62.5 %;
- Basrah – 25 %;
- Erbil – 12.5 %.

При принятии решения об оснащении, приоритет будет отдаваться аэродрому с большим пассажиропотоком. Следует также принимать в расчет то,

что для полноценной работы необходимо иметь полностью развернутую систему дальномеров: три маяка в районе аэродрома Erbil и по два маяка в районе аэродромов Baghdad и Basrah. Также следует учитывать тот факт, что внедрение дальномеров на аэродроме Baghdad позволит сразу обеспечить требуемую точность (для повышения надежности потребуется изменить регламент ТО), а также то, что внедрение одной системы VOR/DME в районе аэродрома Basrah с учетом использования систем соседних государств также обеспечит требуемые показатели точности и безопасности полетов.

Перечисленные состояния навигационной системы со стоимостью внедрения представлены в таблице 4.23 (стоимость мобильных систем в целом примерно на 10 % дороже стоимости стационарных). Звездочкой (*) отмечены состояния, при которых обеспечение требуемых характеристик требует соблюдения определенных условий.

Имеется 6 состояний сети системы аэронавигационного обеспечения, построенной с помощью мобильных систем VOR/DME и предназначенной для обеспечения навигации в аэродромной зоне крупных аэропортов страны.

Таблица 4.23

№ пп.	Состояние системы	Обеспечение навигации в аэродромной зоне	Затраты на внедрение, тыс. долл.
1	Baghdad: DVOR/DME	Baghdad*	220
2	Basrah: 1+1 VOR/DME	Basrah*	550
3	Basrah: 2+1 VOR/DME	Basrah	1100
4	Baghdad: 2xVOR/DME, DVOR/DME	Baghdad	1100
5	Basrah: 1+2 VOR/DME	Basrah	550
6	Erbil: 3xVOR/DME	Erbil	1650

Анализ таблицы 4.23 показывает, что целесообразно начать с внедрения дальномеров на аэродроме Baghdad. Это наименее затратный вариант, обеспечивающий требуемые характеристики по спецификации RNAV 1 с помощью DVOR/DME. Заканчивать оснащение необходимо внедрением 3-х систем VOR/DME в районе аэродрома Erbil, так как вариант наиболее затратен и

позволяет обеспечить навигацию для аэродрома с наименьшим пассажиропотоком. Таким образом, задача сводится к выбору очередности внедрения дополнительных маяков на аэродромах Baghdad и Basrah.

Целесообразно после внедрения DME в аэропорту Baghdad обеспечить навигацию в районе аэродрома Basrah с применением одной системы VOR/DME. После этого, внедрить две системы VOR/DME для обеспечения требуемой надежности навигации в аэродромной зоне Baghdad и дооснастить Basrah еще одной системой VOR/DME. После обеспечения высокоточной навигации в аэродромных зонах этих аэродромов, необходимо внедрить три системы VOR/DME в районе аэродрома Erbil.

4.5 Применение оптимальной фильтрации Калмана при определении рационального состава и размещения РТС

В главе 3 было показано, как применение комплексирования информации от различных источников способно увеличить точность и расширить зону коррекции. Применяя метод целочисленного программирования в булевых переменных (формирование матриц Z , R и V) и учитывая наличие трех трассовых радиолокационных комплексов, системы VOR/DME в Basrah и маяка DVOR в Baghdad, оценим необходимый состав и рациональное размещение РТС для обеспечения требуемых навигационных характеристик.

Расчет производился сразу для требований RNP 2, так как в ближнесрочной перспективе для континентальных воздушных трасс должен произойти переход именно на эту спецификацию. Выполнение требований RNP 2 обеспечит и выполнение требований RNAV 5. Проведенный анализ показал, что для обеспечения требований RNP 2 необходимо дооснастить аэродром Baghdad дальномерным маяком DME, а кроме того внедрить системы VOR/DME на позициях № 8 (Rutbah) и № 21 (As Salman). Зоны коррекции, с учетом применения комплексных навигационных систем представлены на рисунке 4.40.

Из рисунка 4.40 видно, что обеспечивается перекрытие зонами коррекции воздушных трасс страны (исключение составляет участок на юго-востоке протяженностью 35 км). На севере страны требуемая точность обеспечивается путем комплексирования ИНС и существующего ТРЛК аэродрома Kirkuk. В центральной части страны требуемая точность на трассах, а также в особых районах, требующих высокоточной навигации (области, где имеются пересекающиеся трассы) обеспечивается путем комплексирования ИНС, а также DVOR/DME и ТРЛК, установленных в Baghdad. На юге страны обеспечивается высокоточная навигация.

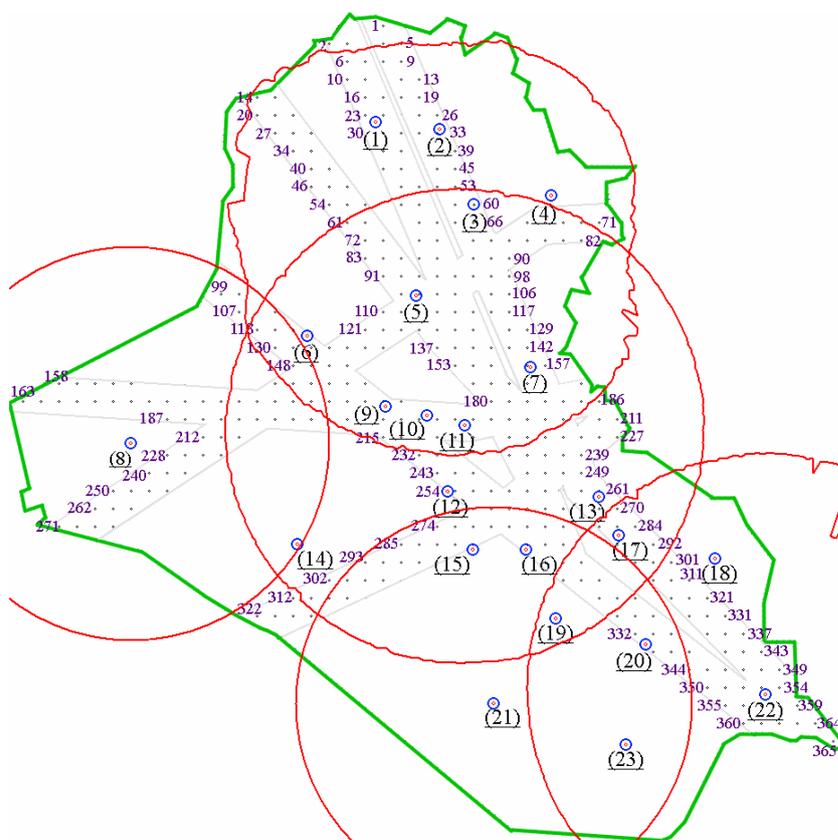


Рисунок 4.40 – Объединенная зона коррекции для случая применения комплексных навигационных систем

Для центральной и южной частей страны требуемая точность будет обеспечиваться при отказе одного из корректоров: VOR/DME и ТРЛК, что положительно скажется на надежности предлагаемой навигационной системы.

Системы VOR/DME на позициях Rutbah и As Salman обеспечат требуемую точность навигации на востоке и юго-востоке страны. Сравним экономический

выигрыш от применения комплексной навигационной системы. При коррекции ИНС методом замещения для обеспечения требований RNAV 5 необходимо внедрить маяк DME на аэродроме Baghdad, а также еще 7 систем VOR/DME. Стоимость развертывания навигационной системы составит 4532 – 4891 тыс. долл., срок развертывания составит 5–8 лет, при этом на обслуживание данной системы необходимо будет ежегодно тратить порядка 300 тыс. долл.

Установленные стационарные системы ближней навигации окажутся востребованными при нарушениях в работе спутниковых систем навигации, а также для обеспечения требуемой надежности и целостности навигации. При штатной работе системы GPS это оборудование будет простаивать. В диссертационной работе рассматривался вариант применения мобильных систем VOR/DME, однако здесь он затрагиваться не будет. И, несомненно, главный недостаток рассмотренной навигационной системы состоит в том, что она, обеспечивая требования RNAV 5, не способна обеспечить требования перспективной навигационной спецификации RNP 2.

При применении АЗН и комплексной системы навигации и (или) наблюдения, предполагающей комплексирование автономной НС с VOR/DME и/или ОРЛ, выполнение требований RNP 2 возможно при внедрении дальномерного маяка DME на аэродроме Baghdad, а также еще 2 системы VOR/DME. Кроме того, предполагается применение трех ТРЛК размещенных на аэродромах Kirkuk, Baghdad, Basrah.

Развертывание этой системы займет 1–2 года и потребует 1300–1370 тыс. долл. При этом на обслуживание данной системы необходимо будет ежегодно тратить порядка 100 тыс. долл. Таким образом, затраты на развертывание системы уменьшаются в 3,6 раза, а затраты на обслуживание – в 3 раза.

Главным преимуществом разработанной системы является обеспечение требований перспективной навигационной спецификации RNP 2.

4.6 О возможности применения разработанных методик обеспечения требований навигационных спецификаций в России

Разработанные методики обеспечения требуемых навигационных характеристик могут найти широкое применение и в России. Несмотря на то, что Россия обладает собственной спутниковой навигационной системой ГЛОНАСС, в настоящее время достаточно большое количество самолетов не оборудованы приемниками спутниковой информации, однако в состав бортовой аппаратуры входят системы ближней навигации, а также цифровые системы радиосвязи. Поэтому целесообразно внедрять системы, обеспечивающие требуемые навигационные характеристики для ВС не оборудованных аппаратурой ГЛОНАСС.

Вторым важным направлением является обеспечение требуемых навигационных характеристик на воздушных трассах северных регионов. Зачастую данные регионы оборудованы устаревшими навигационными системами (ОПРС), не позволяющие добиться требуемой точности. В то же время в России идет постепенное внедрение на аэродромах радиолокационных комплексов нового поколения (Лира-Т, Сопка и др.), обладающих высокими точностными характеристиками. Таким образом, при комплексировании ИНС и ОРЛ возможно обеспечить требуемую точность самолетовождения, применяя имеющуюся наземную инфраструктуру РТС навигации и наблюдения.

4.7 Выводы

В главе производится апробация разработанных методик обеспечения требований навигационных спецификаций на примере Республики Ирак. Приводятся необходимые данные о рассматриваемом регионе: воздушное законодательство, воздушные трассы и навигационные спецификации, воздушные суда и их типовое радионавигационное оборудование, наземные радиотехнические средства.

Была проведена оценка степени перекрытия воздушных трасс зонами действия и зонами коррекции систем VOR/DME Республики Ирак и сопредельных государств, а также рассмотрен случай использования только систем Республики Ирак. Расчет показал, что для первого случая коэффициент перекрытия воздушных трасс зонами действия составил 71.8 % и 47.2 % (для высот полета 7000 и 4000 м), а для второго – 24.4 % и 18.8 % (также для высот полета 7000 и 4000 м). Зонами коррекции перекрыто порядка 19% воздушных трасс.

Была оценена точность самолетовождения с помощью пакета прикладных программ «Альфа-7». Расчет показал, что протяженность «опасных» участков составляет 2600 км или 36.5 % от суммарной протяженности воздушных трасс. При этом среднее СКП отклонения ВС от оси трассы составило 300 м при единичных выбросах до 1,5–2 км.

Таким образом, было доказано, что существующая навигационная инфраструктура Республики Ирак не может обеспечить требуемые навигационные характеристики при нарушениях в работе спутниковой системы навигации. Данный факт отражен также и в АИР государства.

Методом целочисленного программирования в булевых переменных был определен рациональный состав и размещение систем VOR/DME, позволяющие обеспечить требования RNAV 5. В диссертационной работе разработаны планы внедрения этих систем, при этом период внедрения составляет 5-8 лет, стоимость навигационной инфраструктуры 4532 – 4891 тыс. долл., при годовой стоимости обслуживания 300 тыс. долл. Также в работе был предложен вариант использования мобильных систем VOR/DME, который позволит использовать их для обеспечения высокоточной навигации в районе аэродрома, а в особой ситуации переместить на позиции для обеспечения требуемых навигационных характеристик во всем воздушном пространстве страны. В целом, навигационная инфраструктура, реализующая метод коррекции замещением является дорогостоящей, при этом она не способна обеспечить требования перспективной навигационной спецификации RNP 2.

Для решения этой задачи предлагается применять оптимальную фильтрацию Калмана. Комплексная навигационная система, состоящая из ИНС, VOR/DME и/или ОРЛ позволяет значительно повысить точность определения местоположения ВС, тем самым увеличивая размер зон коррекции.

Для обеспечения требований RNP 2 при условии применения комплексной навигационной системы достаточно дооснащения аэродрома Baghdad маяком-дальномером DME и внедрения двух систем VOR/DME на позициях Rutbah и As Salman. Проведенный анализ показывает, что при этом будет обеспечено перекрытие воздушных трасс зонами коррекции, таким образом, будет обеспечен канал навигационной информации требуемой точности.

Заключение

Итогом диссертационной работы является разработка методик обеспечения требуемых навигационных характеристик при комплексировании наземных радиотехнических систем навигации и наблюдения. Поставленные цель были полностью выполнены, при этом получены следующие результаты:

1. Проведен анализ требований к точности и безопасности полетов, согласно рекомендованных ИКАО навигационных спецификаций, а также проанализированы возможности различных РТС навигации для обеспечения требуемой точности и безопасности полетов. Так же был рассмотрен рекомендуемый ИКАО план внедрения новых навигационных спецификаций, в частности RNP 2 для континентального воздушного пространства и RNP/RNAV 1 для аэродромной зоны.

2. Произведен анализ методики оценки эффективности радионавигационного обеспечения полетов путем определения коэффициента перекрытия воздушных трасс зонами действия и зонами коррекции, а также имитационная модель «Альфа-7», позволяющая оценить точность и безопасности полетов.

3. Проанализирована методика оценки рационального состава и размещения РТС обеспечения полетов. Анализ методики показал, что она не подходит для решения поставленной задачи. Поэтому была разработана новая методика оценки рационального состава и размещения РТС навигации, отличающаяся от существующей тем, что она учитывает разбиение воздушного пространства на зону действия и зону коррекции, а также неравнозначность различных областей воздушного пространства с точки зрения обеспечения требуемой точности и безопасности полетов.

4. Разработана методика определения графика внедрения РТС для организации резервного канала навигационной информации. Решение поставленной задачи находится в виде рекуррентного соотношения (уравнения Беллмана). При разработке плана внедрения применялся метод графов.

5. Произведено обоснование необходимости применения комплексной обработки информации для решения задачи обеспечения требований перспективных навигационных спецификаций (RNP 2) с применением наземных РТС.

6. Исследована возможность комплексной обработки данных наземных датчиков информации о месте ВС (ОРЛ) и бортовых (ССП, VOR/DME) в случае применения автоматического зависимого наблюдения (АЗН).

Осуществлен синтез комплексных навигационных систем, в которых корректором автономной навигационной системы служит VOR/DME или ОРЛ. При этом, по сравнению с методом коррекции замещением, зона коррекции увеличилась в 1.33 – 3.12 раз. Также была синтезирована комплексная система, в которой корректором автономной навигационной системы служит VOR/DME и ОРЛ. В этом случае зона коррекции увеличилась в 1.7 – 8.2 раз. Важным фактом является применение данных о местоположении ВС, полученных от ОРЛ, поскольку современные радиолокаторы по точности значительно превосходят систем VOR/DME. Это позволит сократить требуемое количество РТС при обеспечении требуемых навигационных характеристик.

7. Произведена апробация разработанных методик на примере воздушного пространства Республики Ирак.

Анализ эффективности существующих средств радиотехнического обеспечения полетов, расположенных, в том числе, на территории соседних государств, показал, что степень перекрытия воздушных трасс зонами действия для высоты 7000 м составляет 71.8 %, зонами коррекции – 19.9 %, для высоты 4800 м – 47.2 % и 18.7 % соответственно. Оценка точности самолетовождения на трассах Республики Ирак при использовании существующих РТС навигации показала, что средняя протяженность «опасных» участков составляет 2600 км (36.5 %), при среднем СКП отклонения ВС от оси трассы – 300 м.

Применение методики оценки рационального состава и размещения РТС навигации позволило дать рекомендацию по дооснащению аэродрома Baghdad дальномерным маяком DME и внедрении 7 дополнительных систем VOR/DME на

позициях Mosul, Erbil, Hadithah, Rutbah, An Nukhyab, An Najaf, As Salman. Применение разработанного подхода позволило определить рациональный состав и размещение систем VOR/DME, которые необходимо внедрить в Республике Ирак. При этом учитывалось обеспечение требуемых навигационных характеристик для различных областей: страны в целом, воздушных трасс, районов, требующих высокоточной навигации. Был разработан график внедрения данных систем с учетом обеспечения максимальной эффективности навигационных систем. При разработке плана применялся метод графов. Было разработано два плана внедрения, учитывающие объем ежегодного финансирования: в первом случае внедрялся одна система в год, во втором – две системы.

Разработан вариант системы аэронавигационного обеспечения Республики Ирак, построенной с применением мобильных систем VOR/DME. При этом обеспечивается высокоточная навигация в районе международных аэродромов Baghdad, Basrah и Erbil, согласно требованиям спецификации RNAV 1. Для каждого анализируемого аэродрома был разработан индивидуальный вариант, учитывающий его особенности. Так, для аэродрома Baghdad была произведена оценка возможности применения системы DVOR/DME для обеспечения высокоточной навигации в районе аэродрома, которая показала, что данное оборудование может быть использовано для обеспечения характеристик навигации по требованиям спецификации RNAV 1. Особенностью аэродрома Basrah является наличие близкорасположенных систем VOR/DME соседних государств (Ирана и Кувейта). Поэтому требуемые характеристики можно обеспечить путем внедрения всего одной системы VOR/DME. Анализ показал, что независимая навигационная система может быть построена при внедрении двух систем VOR/DME. Для обеспечения навигации в аэродромной зоне Erbil необходимо три системы VOR/DME. Особенностью данного аэродрома является то, что он расположен в горной местности и рельеф оказывает большое влияние на размер и форму рабочей области (зоны коррекции) DME/DME.

Выполнение указанных рекомендаций позволит обеспечить выполнение требований спецификации RNAV 1 в аэродромной зоне крупных международных аэродромов, что позволит повысить безопасность полетов и увеличить пассажиропоток в штатных условиях, а также быстро развернуть навигационную систему для обеспечения требуемых навигационных характеристик (RNAV 5) в воздушном пространстве Республики Ирак в особой ситуации. В реалиях современного мира велика возможность появления опасных ситуаций. В этом случае мобильные системы VOR/DME могут быть быстро перенесены на безопасные позиции для сохранения дорогостоящей аппаратуры, либо эти системы можно задействовать для быстрой организации запасных аэродромов.

Применение комплексной обработки навигационной информации позволило разработать систему, требующую внедрения всего двух систем VOR/DME на позициях Rutbah и As Salman. При этом обеспечиваются требования перспективной навигационной спецификации RNP 2.

Список сокращений и условных обозначений

АНС – автономная навигационная система

БРЛС – бортовая радиолокационная станция

ВПП – взлетно-посадочная полоса

ВС – воздушное судно

ГА – гражданская авиация

ГЛОНАСС – российская глобальная навигационная спутниковая система

ГНСС – глобальная навигационная спутниковая система

ЗД – зона действия

ИКАО (ИКАО) – международная организация гражданской авиации

ИНС – инерциальная навигационная система

ЛБУ – линейное боковое уклонение

ОВД – обслуживание воздушного движения

ОРЛ – обзорный радиолокатор

ОФК – оптимальная фильтрация Калмана

ПВП – правила визуальных полетов

ППП – правила полета по приборам

РМА – радиомаяк азимутальный

РМД – радиомаяк дальномерный

РО – рабочая область

РСБН – радиотехническая система ближней навигации

РСДН – радиотехническая система дальней навигации

РТОП – радиотехническое обеспечение полетов

РТС – радиотехническое средство

СКП – средняя квадратическая погрешность

СНС – спутниковая навигационная система

УВД – управление воздушным движением

ЭПР – эффективная площадь рассеяния

ЭТХ – эксплуатационно-технические характеристики

AIP (Aeronavigation Information Publication) – сборник аэронавигационной информации

CVOR (Conventional VHF Omni-directional Radio Range) – стандартный VOR

DME (Distance Measuring Equipment) – дальномерный навигационный маяк

DVOR (Doppler VHF Omni-directional Radio Range) – доплеровский

всенаправленный азимутальный ОБЧ радионавигационный маяк

GPS (Global Positioning System) – система глобального позиционирования

IFR (Instrument Flight Rules) – правила полетов по приборам

ILS (Instrument Landing System) – инструментальная система посадки

INS (Inertial Navigation System) – инерциальная навигационная система

MSA (Minimum Safe Altitude) – минимальная абсолютная высота

обслуживаемого сектора

PBN (Performance Based Navigation) – навигация основанная

на характеристиках

QNH (Q-code Normal Height) – атмосферное давление, приведенное

к уровню моря

RNAV (Area Navigation) – зональная навигация

RNP (Required Navigation Performance) – характеристики требуемой

навигации

RSP (Required Surveillance Performance) – характеристики требуемого

наблюдения

SRTM (Shuttle radar topographic mission) – высотные данные рельефа

STAR (Standard Instrument Arrival) – стандартный маршрут прибытия

по приборам

TSE (Total System Error) – суммарная погрешность системы

VDL (VHF Data Link) – ОБЧ линия передачи данных

VFR (Visual Flight Rules) – правила визуальных полетов

VOR (VHF Omni-directional Radio Range) – всенаправленный

азимутальный ОБЧ радионавигационный маяк

Список литературы

1. Performance-based navigation (PBN) manual: ICAO Doc. 9613 AN/937, Fourth Edition, 2013. – 396 p.
2. Вовк, В.И. Зональная навигация: учебное пособие / В.И. Вовк, А.В. Липин, Ю.Н. Сарайский. – Издание второе, исправленное. – Санкт-Петербург. – 2004. – 127 с.
3. Григорьев, С. В. Организация радиотехнического обеспечения полетов. Часть 2. Оптимизация структуры и размещения средств радиотехнического обеспечения полетов: учебное пособие для студентов высших учебных заведений / С.В. Григорьев. – СПб: СПбГУ ГА. Санкт-Петербург. – 2013. – 76 с.
4. Верещака, А.И. Авиационное радиооборудование: учебное пособие для вузов гражданской авиации / А.И. Верещака, П.В. Олянюк. – М.: Транспорт. – 1996. – 342с.
5. Олянюк, П.В. Авиационное радиооборудование: учебное пособие для вузов гражданской авиации / П.В. Олянюк, В.В. Грачев. – М.: Транспорт. – 1989.– 318 с.
6. Дубровский, В.И. Организация радиотехнического обеспечения в системе УВД (рациональное оснащение районных центров) / В.И. Дубровский, Г.А. Крыжановский, В.А. Солодухин. – М.: Транспорт. – 1985.– 164 с.
7. Олянюк, П.В. Мировая система воздушного транспорта / П.В. Олянюк. – Санкт-Петербург: СПбГУГА. – 2006. – 282 с.
8. Автоматизированные системы управления воздушным движением. Новые информационные технологии в авиации: учеб. пособие / Р.М. Ахмедов, А.А. Бибутов, А.В. Васильев и др.; под ред. С.Г. Пятко и А.И. Красова. – СПб.: Политехника. – 2004. – 446 с.
9. Авиационные системы радиоуправления. Т. 2. Радиоэлектронные системы самонаведения / В.И. Меркулов, В.В. Дрогалин, А.И. Канащенков, А.С. Богачев, И.В. Забелин, В.Н. Лепин, О.Ф. Самарин, В.А. Сарычев и др.; под ред. А.И. Канащенкова и В.И. Меркулова. – М.: «Радиотехника». – 2003. – 390 с.

10. Скрыпник, О.Н. Радионавигационные системы воздушных судов: Учебник / О.Н. Скрыпник. – М.: ИНФРА-М. – 2014. – 348 с.
11. Соболев, Е.В. Организация радиотехнического обеспечения полетов. Часть 1. Основные эксплуатационные требования к авиационным комплексам навигации, посадки, связи и наблюдения: учебное пособие / Е.В. Соболев. – СПб: СПбГУ ГА. – Санкт-Петербург. – 2008. – 120 с.
12. Бабуров, В.И. Принципы интегрированной бортовой авионики / В.И. Бабуров, Б.В. Пономаренко. – СПб, издательство «Агентство “РДК-Принт”». – Санкт-Петербург. – 2005. – 448 с.
13. Руководство по глобальной навигационной спутниковой системе (GNSS). ИКАО, документ 9849 AN/457, 2013. – 100 с.
14. - Сборник аэронавигационной информации Российской Федерации (AIP). Книга 2. Действительно на 15 окт. 2014. – Москва, Россия. – 2014. – 726 с.
15. Republic of Iraq. Aeronautical information publication (AIP). Edition Seventy Five. Effective 24 July 2014. – Baghdad, Iraq. – 2014. – 414 p.
16. Глобальный Аэронавигационный план на 2013–2028 гг. ИКАО, документ 9750 AN/963, четвертое издание, 2013. – 147 с.
17. Двенадцатая аэронавигационная конференция ИКАО. AN-Conf/12-WP/6. ИКАО. – 2012. – 7 с.
18. BeiDou. System Introduction [Электронный ресурс] / BeiDou Navigation Satellite System. – Режим доступа: <http://en.beidou.gov.cn/introduction.html>.
19. Galileo [Электронный ресурс] / European Space Agency. – Режим доступа: http://www.esa.int/Our_Activities/Navigation/The_future_-_Galileo/What_is_Galileo.
20. Правила аэронавигационного обслуживания. Организация воздушного движения: ИКАО документ 4444 PANS/ATM-501. – 2007. – 481с.
21. ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ, редакция 5.1. М., 2007 [Электронный ресурс] / Ассоциация разработчиков, производителей и потребителей оборудования и приложений на основе глобальных навигационных спутниковых систем. – Режим доступа: <http://aggf.ru/gnss/glon/ikd51ru.pdf>

22. Global positioning system, standard positioning service performance analysis report, report #86, July 31 2014 [Электронный ресурс] / Federal Aviation Administration, GPS Product Team. – Режим доступа: http://www.nstb.tc.faa.gov/reports/PAN86_0714.pdf.

23. Авиационная электросвязь. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации: международные стандарты, рекомендуемая практика и правила аэронавигационного обслуживания. Том I. Радионавигационные средства. – ИКАО. – 2006. – 616 с.

24. Manual on testing of radio navigation aids. Vol.1: testing of ground-based radio navigation systems. – ИКАО. – 2000. – 188 p.

25. Аль-Рубой Мудар. Обзор методик расчета рабочей области азимутально-дальномерных радиотехнических систем / Мудар Аль-Рубой, Е.А. Рубцов // Естественные и технические науки. – 2014. – №8(76). – С. 137-144.

26. Болошин, С.Б. Радионавигационные системы сверхдлинноволнового диапазона / С.Б. Болошин, Г.А. Семенов, А.С. Гузман. – под ред. П.В. Олянюка и Г.В. Головушкина. – М.: Радио и связь. – 1985. – 264 с.

27. Loran-C general information [Электронный ресурс] / U.S. Coast guard navigation center. – Режим доступа: <http://www.navcen.uscg.gov/?pageName=loranMain>.

28. Коваленко, В.В. Малогабаритная инерциальная система: учебное пособие / В.В. Коваленко, А.Н. Лысов. – Челябинск. – 2010. – 53 с.

29. Инерциальная навигационная система ИНС-2000 [Электронный ресурс] / Раменский приборостроительный завод. – Режим доступа: http://www.rpz.ru/products/navigation_system/ins-2000.

30. Автономные и корректируемые инерциальные навигационные системы [Электронный ресурс] / Московский институт электромеханики и автоматики. – Режим доступа: <http://aomiea.ru/ins.html>.

31. Gibbs, A.P.R. A comparison of the effect of DME and GPS on the aircraft position in the TMA / A.P.R. Gibbs, J.W. Smeltink. – National Aerospace Laboratory NLR-TP-2002-165. – Brussels. – 2002. – 20 p.

32. - Руководство по бортовым функциям наблюдения: ИКАО Doc. 9994 AN/496, Издание первое. – 2014. – 60 с.
33. Трассовые радиолокационные комплексы [Электронный ресурс] / НПО «Лианозовский электромеханический завод». – Режим доступа: <http://www.lemz.ru/views/solutions/orvd/trlk>.
34. Вторичные радиолокационные комплексы Семейство «Ли́ра-В» [Электронный ресурс] / НПО «Лианозовский электромеханический завод». – Режим доступа: <http://www.lemz.ru/views/solutions/orvd/srlsp/lirav>.
35. Global navigation satellite system (GNSS) manual. – ICAO Doc.9849 AN/457. – 2013. – 90 p.
36. Helfrick, Albert D. Principles of avionics / Albert D. Helfrick. – 4th edition. – Leesburg, VA 20175. – USA. – 2007. – 426 p.
37. Moir, Ian. Civil avionics systems / Ian Moir, Allan Seabridge, Malcolm Jukes. – 2nd edition. – John Wiley & Sons Ltd. – 2013. – 612 p.
38. Collinson, R.P.G. Introduction to avionics systems / R.P.G. Collinson. – 3d edition. – Springer Science+Business. – 2011. – 530 p.
39. Соболев, Е.В. Расчет дальности радиовидимости с учетом влияния рельефа и атмосферы / Е.В. Соболев, Н.В. Книжниченко, Е.А. Рубцов // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. – 2012. – №1(3). – С. 44–54.
40. Аль-Рубой Мудар. Выбор рационального состава и размещения радиомаяков VOR/DME в Республике Ирак для обеспечения зональной навигации / Е.В. Соболев, Аль-Рубой Мудар, Е.А. Рубцов // Известия Петербургского университета путей сообщения. – 2014. – №2(39). – С. 111–117.
41. Аль-Рубой Мудар. Оценка степени покрытия воздушных трасс Республики Ирак рабочими областями радиомаяков VOR/DME / Е.В. Соболев, Аль-Рубой Мудар, Е.А. Рубцов // Известия Петербургского университета путей сообщения. – 2014. – №3(40). – С. 111–117.
42. Соболев, Е.В. Радиотехнические средства навигации: Методические указания к проведению лабораторных занятий на ПЭВМ / Е.В. Соболев, Б.А.

Сушкевич. – Санкт-Петербург: Ордена Ленина Академия гражданской авиации. – 1992. – 60с.

43. Сколник, М.И. Справочник по радиолокации / Под. ред. М.И. Сколника. – Пер. с англ. под общей ред. В.С. Вербы. Книга 1. – Москва: Техносфера. – 2014. – 672 с.

44. Бабушкин, В.И. Приближенные методы решения таблиц покрытий для синтеза комбинационных схем из ПЛИС : дис. ... канд. техн. наук : 05.13.05 / Бабушкин Владимир Иванович. – Ленинград, 1984. – 142 с.

45. Ерзин, А.И. Введение в исследование операций. Учебное пособие. Новосибирск: Новосибирский государственный университет, 2006. 100с.

46. Алексеева Е.В. Построение математических моделей целочисленного линейного программирования. Примеры и задачи: Учеб. пособие / Новосиб. гос. ун-т. Новосибирск, 2012. – 131 с.

47. Аттетков, А.В. Методы оптимизации: Учеб. для вузов / А.В. Аттетков, С.В. Галкин, В.С. Зарубин. – М.: Изд-во МГТУ им. Баумана. – 2003. – 440 с.

48. Белоусов, А.И. Дискретная математика: Учеб. для вузов / А.И. Белоусов, С.Б. Ткачев. – М.: Изд-во МГТУ им. Баумана. – 2004. – 744 с.

49. Соболев, Е.В. Определение формы и размеров рабочей области при навигации по двум маякам DME / Е.В. Соболев, Е.А. Рубцов // Научный вестник МГТУ ГА, серия Радиофизика и радиотехника. 2013. №193. С. 59–63.

50. Floudas, C. A. Encyclopedia of Optimization / C. A. Floudas, P. M. Pardalos. – Springer Science+Business. – 2nd edition. – 2009. – 4626 p.

51. Олянюк, П.В. Радионавигационные устройства и системы гражданской авиации: Учебник для вузов / П.В. Олянюк, Г.П. Астафьев, В.В. Грачев. – М.: Транспорт. – 1983. – 320 с.

52. Радиотехническая система ближней навигации дециметрового диапазона РСБН-4НМ [Электронный ресурс] / ОАО «Челябинский радиозавод «ПОЛЕТ». – Режим доступа: <http://www.polyot.ru/products/13/>.

53. The only one of her kind [Электронный ресурс] / DCA News, Apr.-May 1973. – Режим доступа: <http://www.airwaysmuseum.com/Downloads/Betsy%20-%20DCA%20News%20Apr-May%2073.pdf>.

54. VOR mobile [Электронный ресурс] / Thales. – Режим доступа: <http://seyrusefergunce.blogspot.ru/2012/06/mobil-cvordme-sistemi-hizmete-erildi.html>.

55. Федеральные авиационные правила «Радиотехническое обеспечение полетов воздушных судов и авиационная электросвязь в гражданской авиации»: [утв. приказом Министерства транспорта Российской Федерации №297 от 20 окт. 2014г.]. – 86с.

56. ICAO PBN Workshop / PBN Seminar Case Studies. – Saint-Petersburg, Russian Federation. – 27-29 October 2009. – 68 p.

57. Радиоконтроль траекторий движения летательных аппаратов / Л.С. Беляевский, Г.А. Крыжановский, В.П. Харченко, В.П. Ткаченко. – М.: Воздушный транспорт. – 1996. – 312 с.

58. Половко, А.М. Основы теории надежности. Практикум / А.М. Половко, С.В. Гуров. – СПб.: БХВ-Петербург. – 2006. – 560 с.

59. Воробьев, В.Г. Надежность и техническая диагностика авиационного оборудования: учебник / В.Г. Воробьев, В.Д. Константинов. – М.: МГТУ ГА. – 2010. – 448 с.

60. DME-2000 [Электронный ресурс] / Группа компаний «Азимут», системы навигации и наблюдения. – Режим доступа: http://www.azimut.ru/f/1/catalogue/navigation/dme2000/dme2000_rus.pdf.

61. DVOR-2000 [Электронный ресурс] / Группа компаний «Азимут», системы навигации и наблюдения. – Режим доступа: <http://www.azimut.ru/catalogue/navigation/dvor2000>.

62. Iraqi Airways, fleet [Электронный ресурс] / ch-aviation, Airlines. – Режим доступа: http://www.ch-aviation.com/portal/airline/IA#al_profile_tab_fleet.

63. Al-Naser Airlines, fleet [Электронный ресурс] / ch-aviation, Airlines. – Режим доступа: http://www.ch-aviation.com/portal/airline/NSR#al_profile_tab_fleet.

64. MEA Fleet [Электронный ресурс] / Middle East Airlines. – Режим доступа: <https://www.mea.com.lb/english/about-us/MEA-Fleet>.
65. Air Arabia Jordan, fleet [Электронный ресурс] / ch-aviation, Airlines. – Режим доступа: http://www.ch-aviation.com/portal/airline/ABD#al_profile_tab_fleet.
66. Royal Jordanian, fleet [Электронный ресурс] / ch-aviation, Airlines. – Режим доступа: http://www.ch-aviation.com/portal/airline/RJ#al_profile_tab_fleet.
67. Onur Air, fleet [Электронный ресурс] / ch-aviation, Airlines. – Режим доступа: http://www.ch-aviation.com/portal/airline/8Q#al_profile_tab_fleet.
68. Turkish Cargo, fleet [Электронный ресурс] / Turkish Cargo. – Режим доступа: <http://www.turkishcargo.com.tr/en/network-and-fleet/fleet>.
69. Mahan Air, fleet [Электронный ресурс] / ch-aviation, Airlines. – Режим доступа: http://www.ch-aviation.com/portal/airline/W5#al_profile_tab_fleet.
70. FlightRadar24 [Электронный ресурс] / FlightRadar24. – Режим доступа: <http://www.contenton.ru/geo-plane-finder/single-full-24.html>.
71. Etihad Airways, Destinations [Электронный ресурс] / Etihad Airways. – Режим доступа: <http://flights.etihad.com/routemap>.
72. ATR 72 Flight Crew Operating Manual / ATR fir training center ATC-T-GSO. – Blagnac Cedex. – 1999. – 1012 p.
73. Selex 1118A/1119A st Baghdad and Basra international airport [Электронный ресурс] / Iraq Ministry of Transportation. – Режим доступа: <http://www.geca.gov.iq/en/index.php?name=News&file=article&sid=31>.
74. ENR 4. Radio navigation aids/systems [Электронный ресурс] / Jordan AIP (Aeronautical Information Publication). – Режим доступа: <http://www.carc.jo/pdf/021015ENR4.1-1RadioNavigationAidsEn-Route.pdf>.
75. Turkey Nav aids [Электронный ресурс] / Pilot Navigation. – Режим доступа: <http://www.pilotnav.com/browse/nav aids/continent/Asia/country/ TURKEY>.
76. ENR 4. Radio navigation aids/systems [Электронный ресурс] / Iran AIP (Aeronautical Information Publication). – Режим доступа: <http://www.airport.ir/AIS/ENRLIB/ENR4/E4-4.pdf>.

77. ENR 4. Radio navigation aids/systems [Электронный ресурс] / Kuwait AIP (Aeronautical Information Publication). – Режим доступа: <http://www.kuwait-airport.com.kw/AIP/ENR-4.pdf>.

78. Saudi Arabia Nav aids [Электронный ресурс] / Pilot Navigation. – Режим доступа: <http://www.pilotnav.com/browse/nav aids/continent/Asia/country/SAUDIARABIA>.

79. Syria Nav aids [Электронный ресурс] / Pilot Navigation. – Режим доступа: <http://www.pilotnav.com/browse/nav aids/continent/Asia/country/SYRIA>.

80. РМА-90. Радиомаяк азимутальный. Техническое описание / ИЦРВ.461512.001ТО.– Челябинск: НИИИТ-РТС. – 2003.– 63 с.

81. Baghdad International Airport [Электронный ресурс] / Baghdad-airport. – Режим доступа: <http://www.baghdad-airport.com>.

82. Basrah International Airport. Draft Report – May 7, 2003 [Электронный ресурс] / Initial Airport Management Assessment. – Режим доступа: http://pdf.usaid.gov/pdf_docs/Pnadc779.pdf.

83. Erbil International Airport [Электронный ресурс] / News and Notices. – Режим доступа: http://erbilairport.com/INFO06/F_INFO06_01_02.aspx? articleId=414.

84. Соболев, Е.В. Организация радиотехнического обеспечения полетов и авиационной электросвязи / Е.В. Соболев. - ФГБОУ ВО Санкт-Петербургский Государственный университет гражданской авиации, Санкт-Петербург, 2016. – 80 с.

85. Соболев, Е.В. Оптимальная фильтрация Калмана: методические указания по выполнению лабораторных и расчетно–графических работ на ПЭВМ / Е.В. Соболев. – Академия ГА, С-Петербург, 1994. – 60 с.

ПРИЛОЖЕНИЯ

Приложение А

Воздушные трассы Республики Ирак

Таблица А.1 – Воздушные трассы Республики Ирак

Трасса	Маршрутные точки	Координаты WGS1984	Протяженность, км	Ограничение верхнего и нижнего ВП
M434	AUMESA AOTALO ADAVAS BOXIX	N351741 E0434307 N351700 E0441900 N351724 E0451235 N351724 E0460921	221.6	FL 460–FL 235, Class A
R652	DAXAN A GIBUX ARAPLU AGEPAP AMUTAG ADAVAS	N320512 E0393719 N330500 E0411100 N332300 E0414530 N334906 E0422851 N343003 E0433834 N351724 E0451235	627.7	FL 460–FL 235, Class A
UL602	TASMI AGADSI AALPET AITBIT AMUTLO ALOVEK ADELMI AASNOT AGEPAP ELEXI	N300120 E0475505 N303358 E0471116 N311219 E0461844 N314735 E0452917 N321019 E0445703 N322208 E0444001 N331918 E0431328 N333000 E0425717 N334906 E0422851 N344130 E0410900	819.5	FL 460–FL 235, Class A
UM688	NINVA AROXOP AVUSEB ATOMSI AOTALO ARIDIP AUKMUG AVAXEN APAPUS AKATUT ADENKI AILMAP APEBAD SIDAD	N372100 E0431300 N364445 E0433322 N361637 E0434800 N354858 E0440229 N351700 E0441900 N343012 E0444027 N334300 E0450329 N331800 E0451500 N325334 E0452707 N323737 E0453439 N322228 E0455122 N312133 E0465702 N305023 E0472958 N295231 E0482944	977.8	FL 460–FL 235, Class A

Продолжение таблицы А.1 – Воздушные трассы Республики Ирак

Трасса	Маршрутные точки	Координаты WGS1984	Протяженность, км	Ограничение верхнего и нижнего ВП
UP975	SIDNA ATUBEN AMUTAG ASOGUM APUTSI ASINKA ANOLDO AKATUT ADENKI AILMAP APEBAD SIDAD	N363358 E0414059 N351724 E0425434 N343003 E0433834 N341212 E0435454 N333200 E0443700 N332137 E0444753 N324932 E0452129 N323737 E0453439 N322228 E0455122 N312133 E0465702 N305023 E0472958 N295231 E0482944	976.5	FL 460–FL 235, Class A
B411	MURIB ARALTI AELODI ALOVEK ALONOR ANOLDO APAPUS PAXAT	N311337 E0415036 N314208 E0430001 N320256 E0435126 N322208 E0444001 N323839 E0450458 N324932 E0452129 N325334 E0452707 N332052 E0460518	465.9	FL 460–FL 235, Class A FL 235–FL 160, Class E
G202	MODIK ARAPLU APUSTO ADELMI ALAGLO AITOVA ASINKA RAGET	N332806 E0390100 N332300 E0414530 N332100 E0424500 N331918 E0431328 N331539 E0441457 N331951 E0444129 N332137 E0444753 N333048 E0455348	642.6	FL 460–FL 235, Class A FL 235–FL 160, Class E
L200	PASIP AGIBUX ASIGBI ASILBO	N330600 E0385600 N330500 E0411100 N330200 E0422000 N325900 E0432900	424.8	FL 460–FL 235, Class A FL 235–FL 160, Class E
M203	APUSTO ASILBO ALOVEK ASETSA AILMAP	N332100 E0424500 N325900 E0432900 N322208 E0444001 N314500 E0460400 N312133 E0465702	452.8	FL 460–FL 235, Class A FL 235–FL 160, Class E

Продолжение таблицы А.1 – Воздушные трассы Республики Ирак

Трасса	Маршрутные точки	Координаты WGS1984	Протяженность, км	Ограничение верхнего и нижнего ВП
UM860	KABAN AEMIDO ASEVKU AUMESA ATAGRU APUTSI AITOVA ASEPTU ALONOR AULIMA AITBIT	N371456 E0423859 N364612 E0425454 N360548 E0431716 N351741 E0434307 N342959 E0440817 N333200 E0443700 N331951 E0444129 N331300 E0444400 N323839 E0450458 N321500 E0451600 N314735 E0452917	658.6	FL 460–FL 235, Class A FL 235–FL 160, Class E
P975	ANOLDO AKATUT ADENKI AILMAP APEBAD ASIDAD	N324932 E0452129 N323737 E0453439 N322228 E0455122 N312133 E0465702 N305023 E0472958 N295231 E0482944	442.4	FL 235–FL 160, Class E
L602	TASMI AGADSI AALPET AITBIT AMUTLO ALOVEK	N300120 E0475505 N303358 E0471116 N311219 E0461844 N314735 E0452917 N321019 E0445703 N322208 E0444001	404.1	FL 235–FL 160, Class E

Приложение Б

Графики углов закрытия РТС навигации

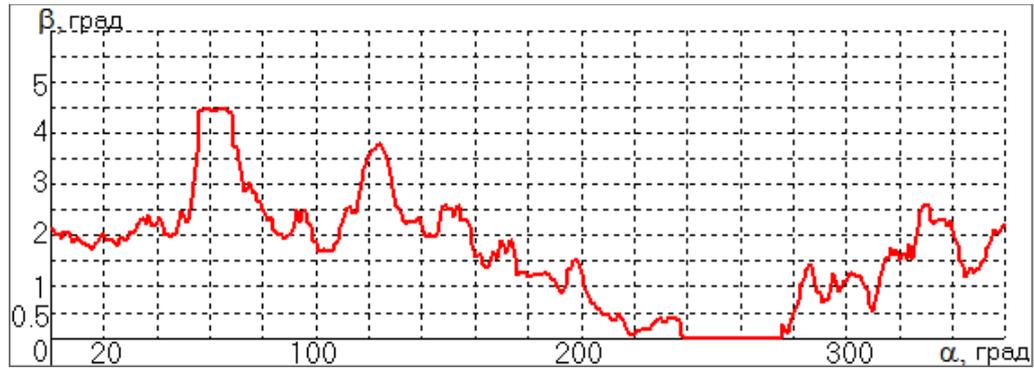


Рисунок Б.1 – Углы закрытия VOR/DME Van

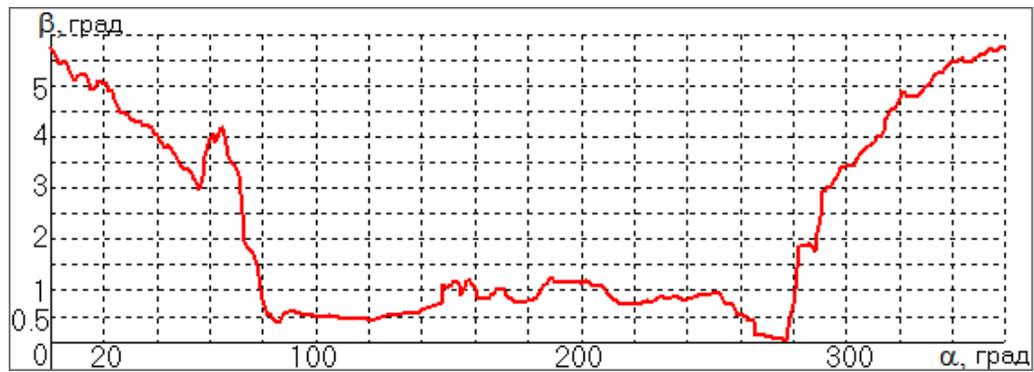


Рисунок Б.2 – Углы закрытия VOR/DME Siirt

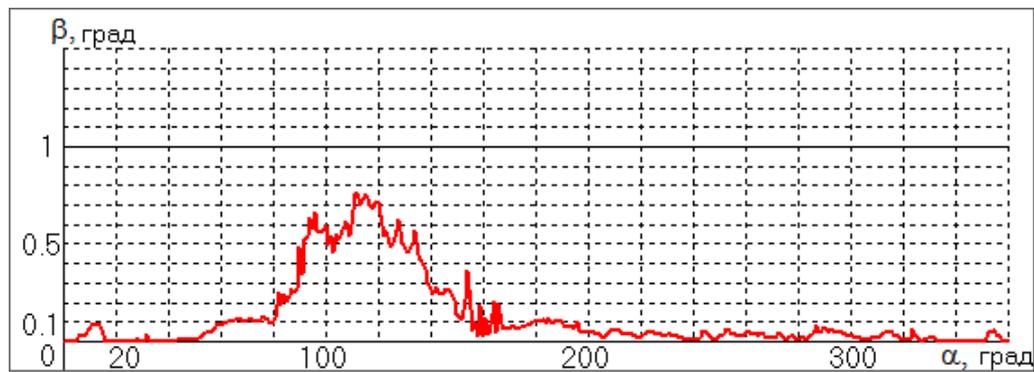


Рисунок Б.3 – Углы закрытия DVOR/DME Ahwaz

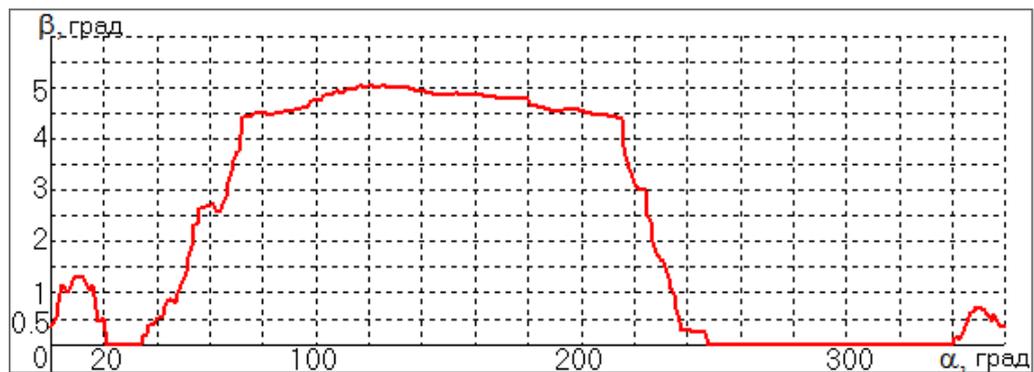


Рисунок Б.4 – Углы закрытия DVOR/DME Ilam

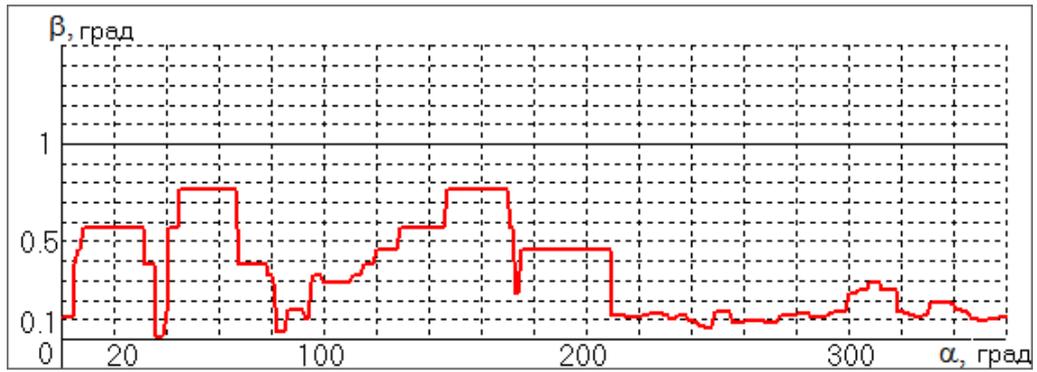


Рисунок Б.5 – Углы закрытия DVOR/DME Abadan

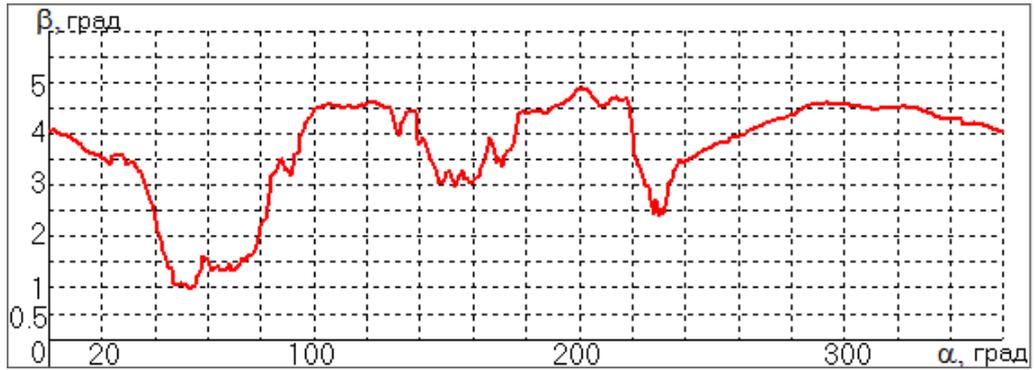


Рисунок Б.6 – Углы закрытия VOR/DME Khoram Abad

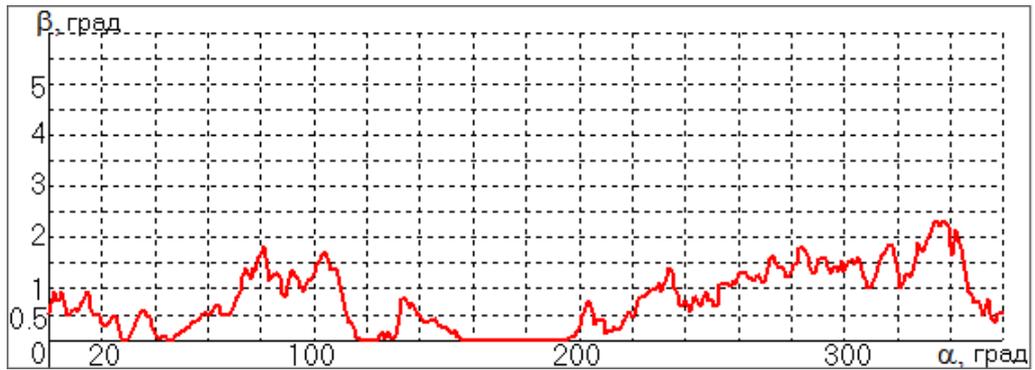


Рисунок Б.7 – Углы закрытия VOR/DME Sanandaj

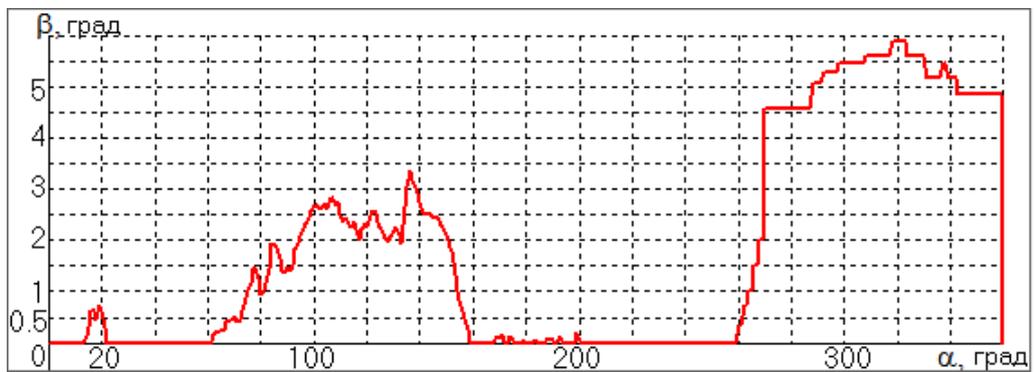


Рисунок Б.8 – Углы закрытия NDB/DME Sahand

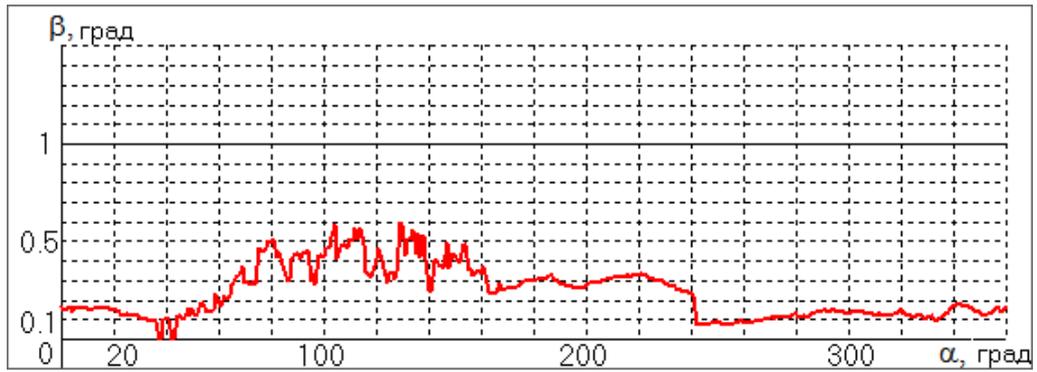


Рисунок Б.9 – Углы закрытия VOR/DME Kuwait

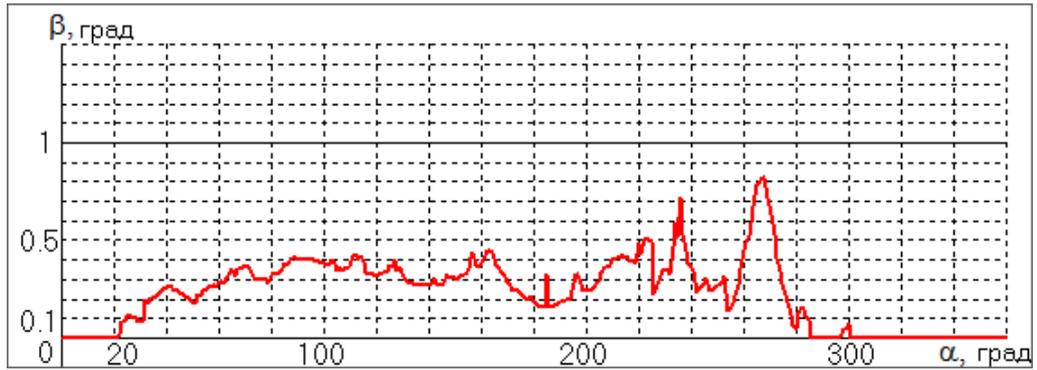


Рисунок Б. 10 – Углы закрытия VOR/DME Al Shigar

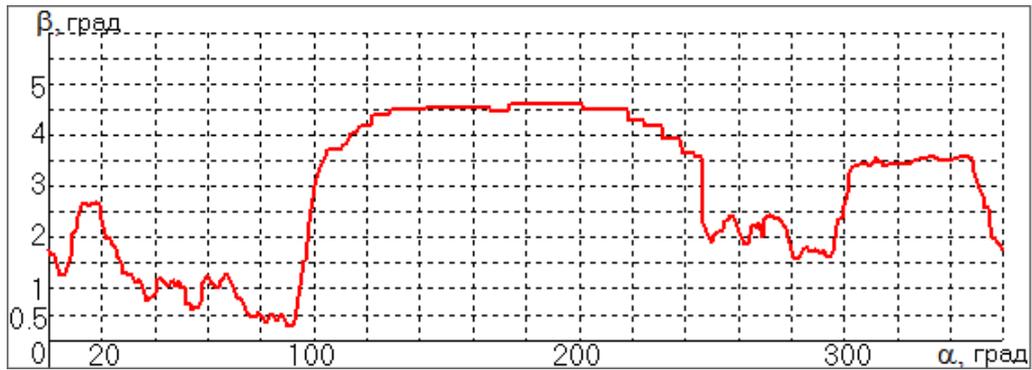


Рисунок Б. 11 – Углы закрытия VOR/DME Uromiyeh

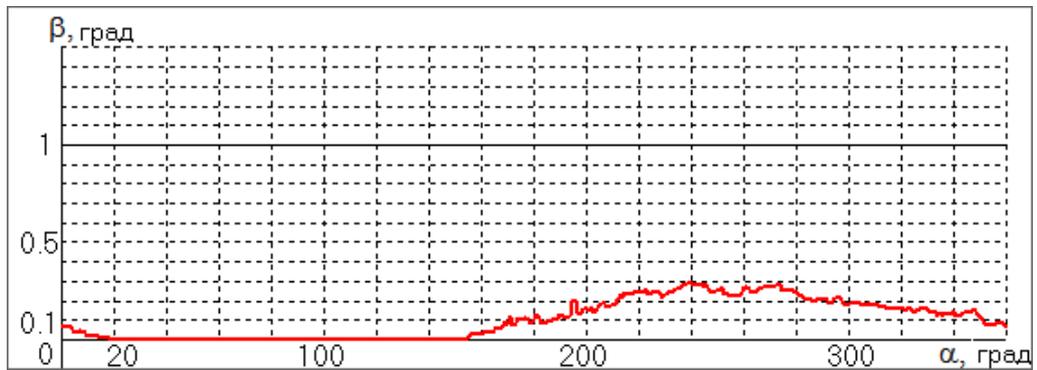


Рисунок Б. 12 – Углы закрытия VOR/DME Wafra

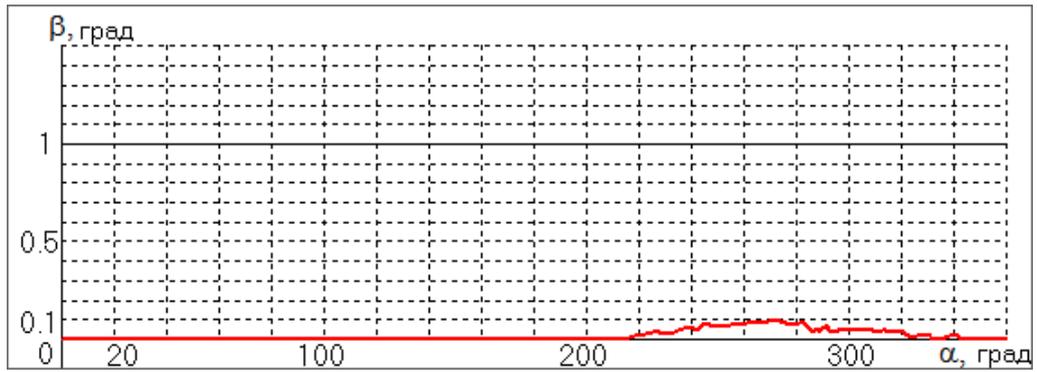


Рисунок Б.13 – Углы закрытия VOR/DME Agar

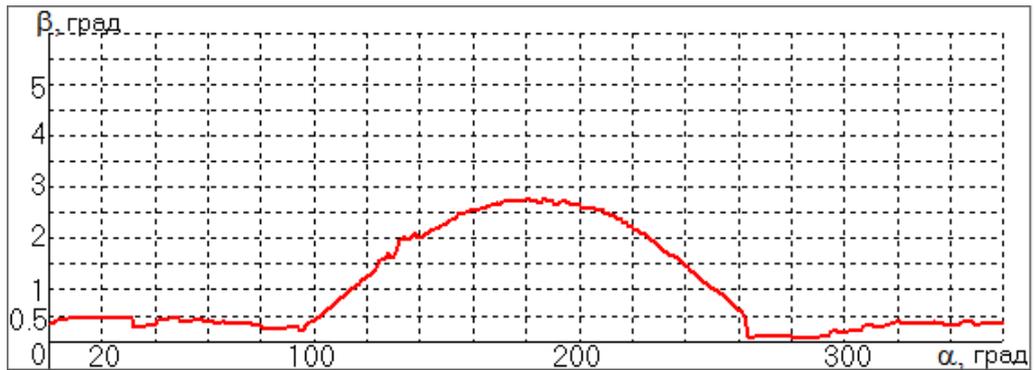


Рисунок Б.14 – Углы закрытия VOR/DME Воран

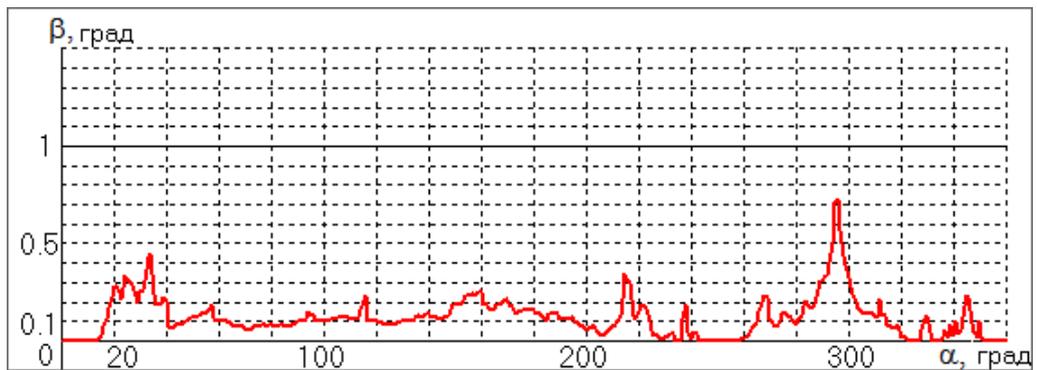


Рисунок Б.15 – Углы закрытия VOR/DME Turaif

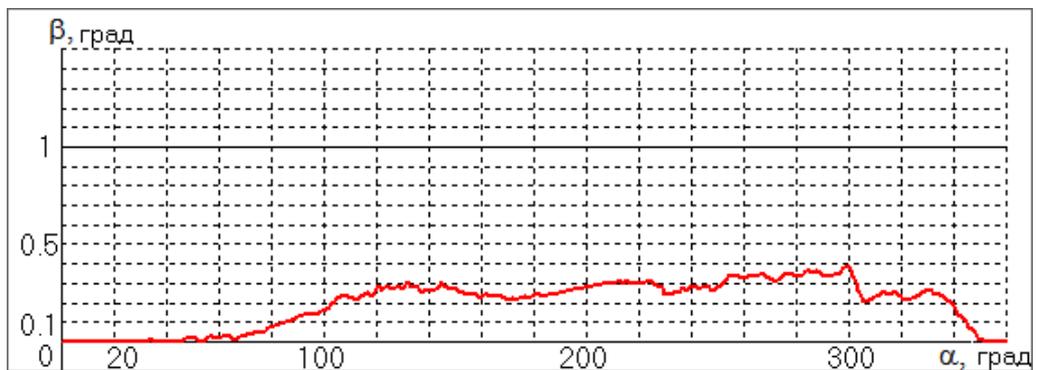


Рисунок Б.16 – Углы закрытия VOR/DME Deir Zzor

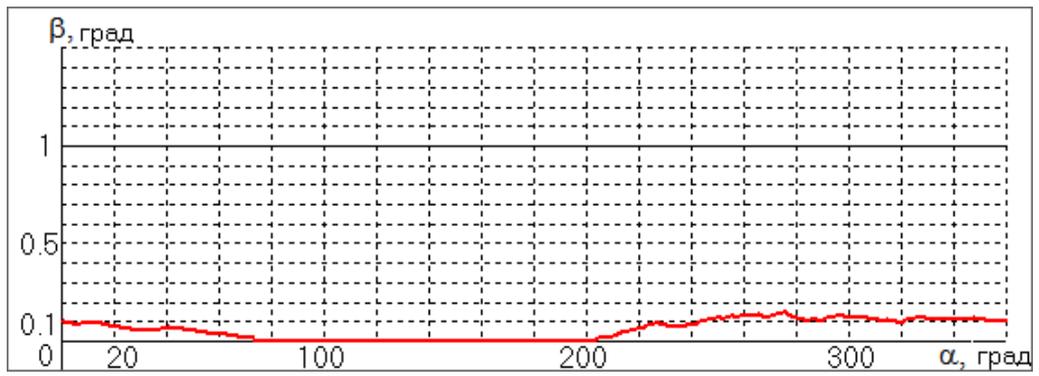


Рисунок Б.17 – Углы закрытия VOR/DME Rafha

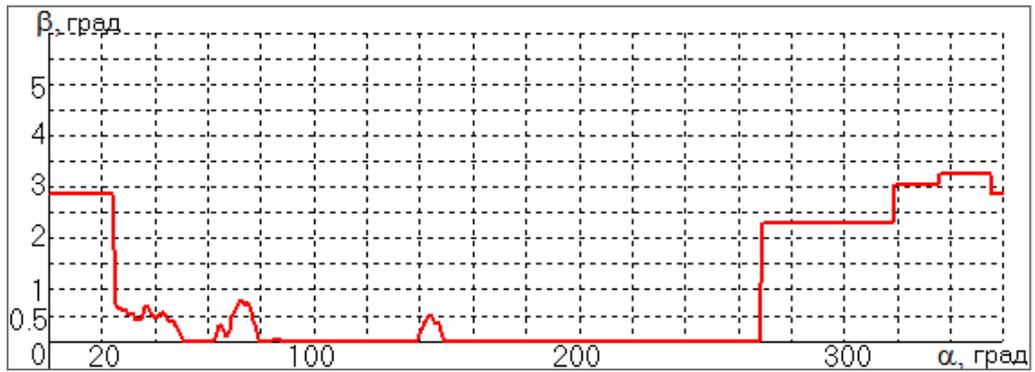


Рисунок Б. 18 – Углы закрытия VOR/DME Kamishly

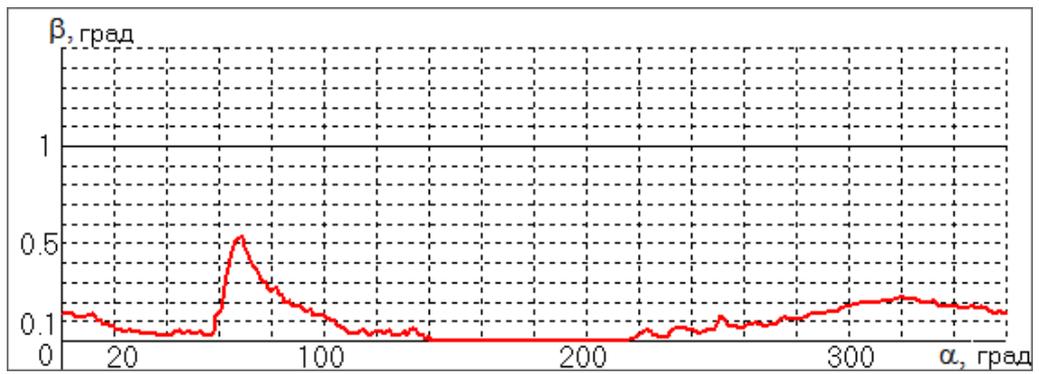


Рисунок Б. 19 – Углы закрытия VOR/DME Tanf

Приложение В

Зоны действия РТС навигации для высот полета 4800, 7000 и 13800 м

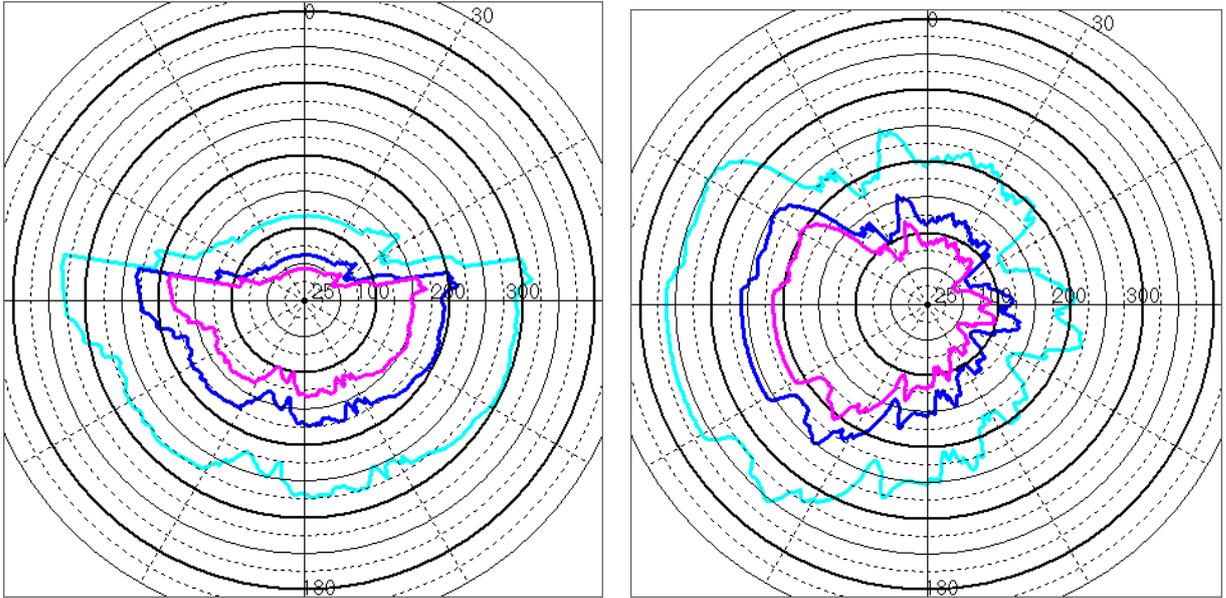


Рисунок В.1 – Дальности действия VOR/DME Siirt, VOR/DME Van

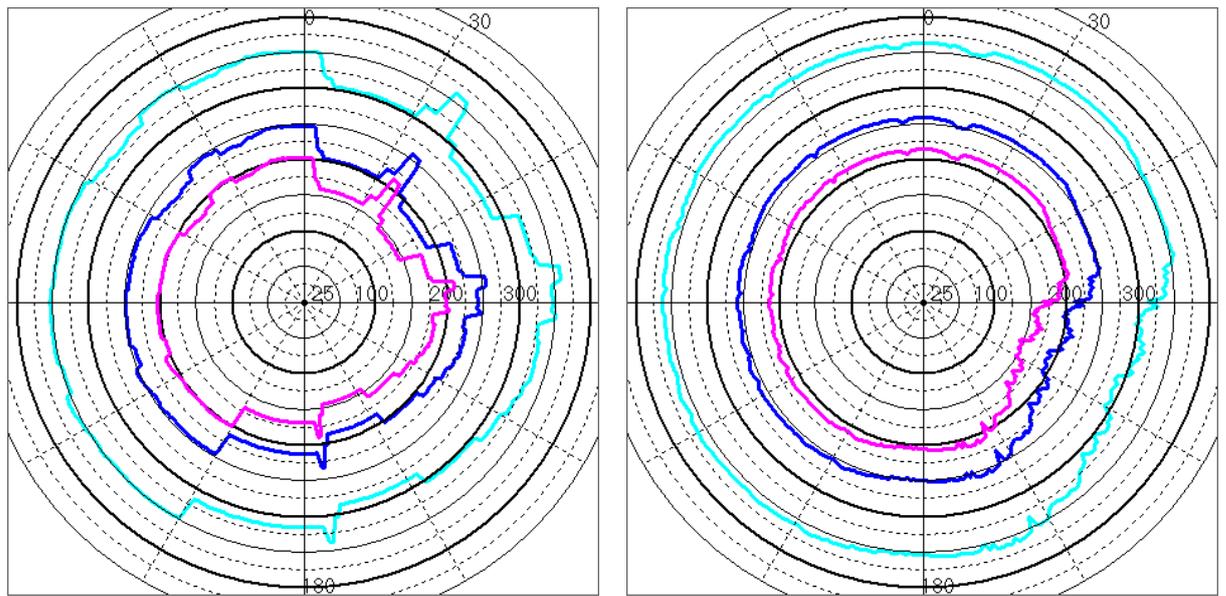


Рисунок В.2 – Дальности действия DVOR/DME Abadan, DVOR/DME Ahwaz

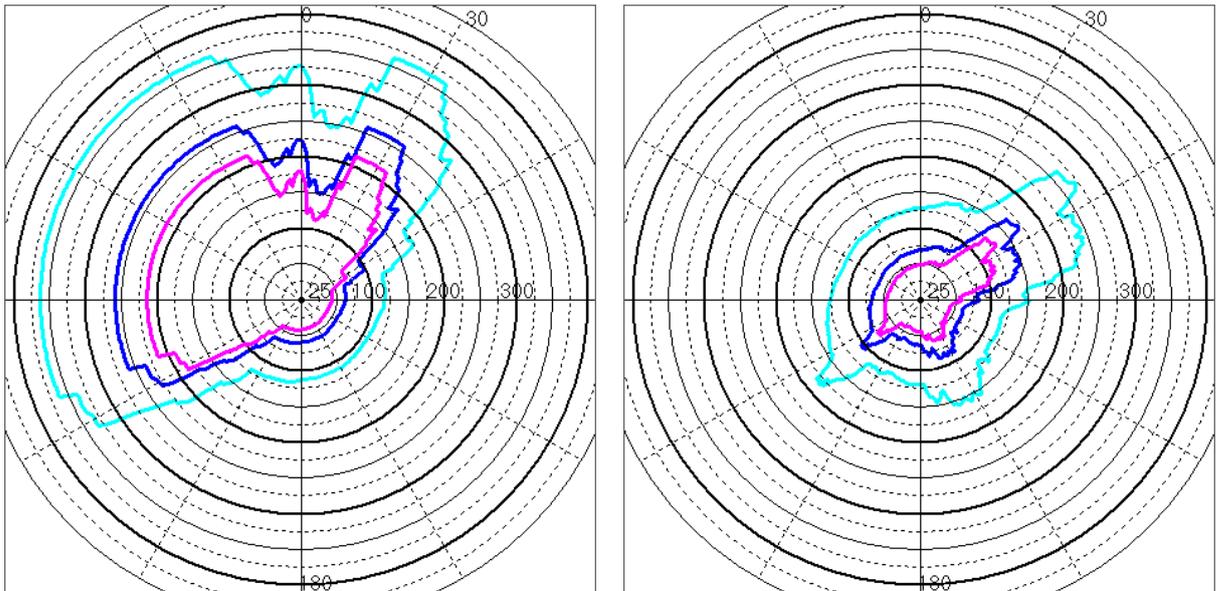


Рисунок В.3 – Дальности действия DVOR/DME Пам,
VOR/DME Khoram Abad

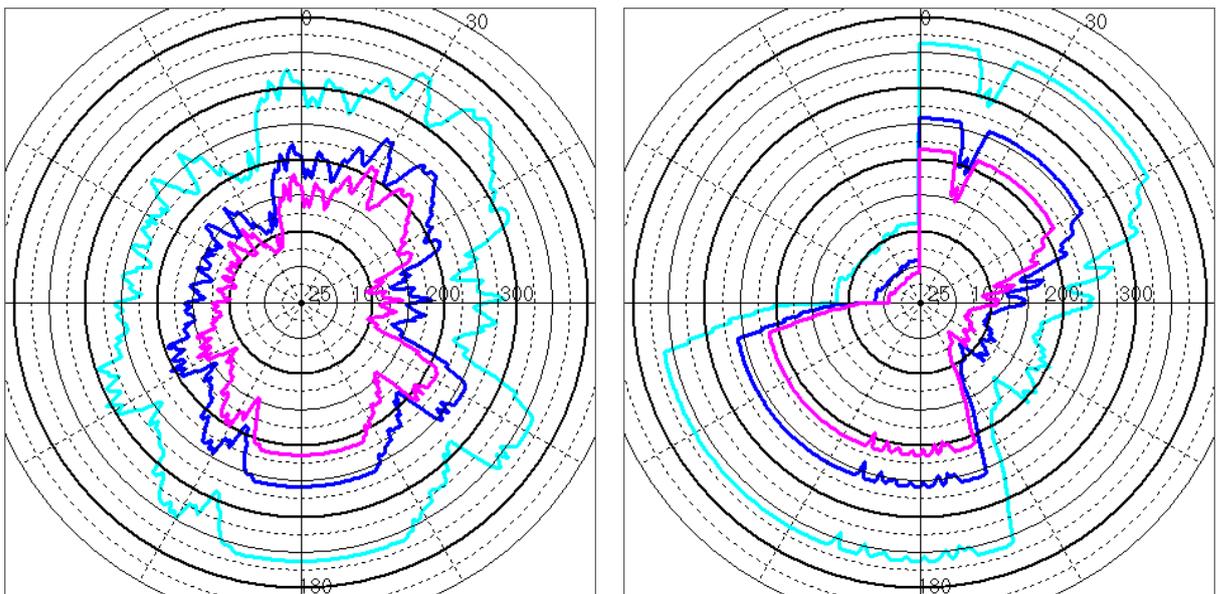


Рисунок В.4 – Дальности действия VOR/DME Sanandaj, NDB/DME Sahand

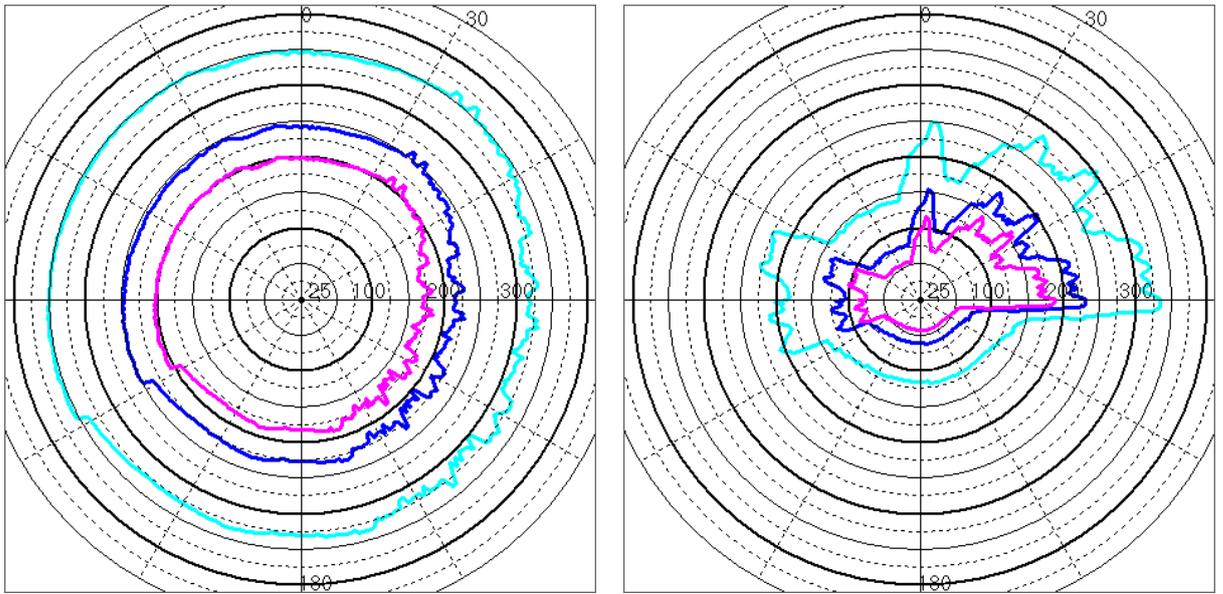


Рисунок В.5 – Дальности действия VOR/DME Kuwait, VOR/DME Uromiyeh

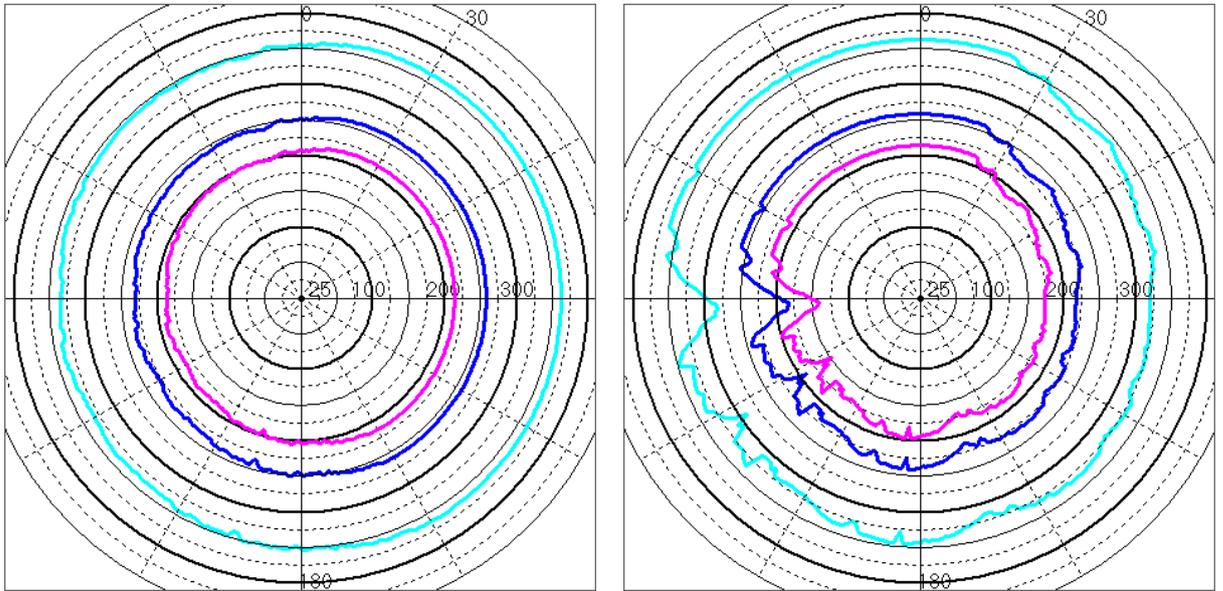


Рисунок В.6 – Дальности действия VOR/DME Wafra, VOR/DME Al Shigar

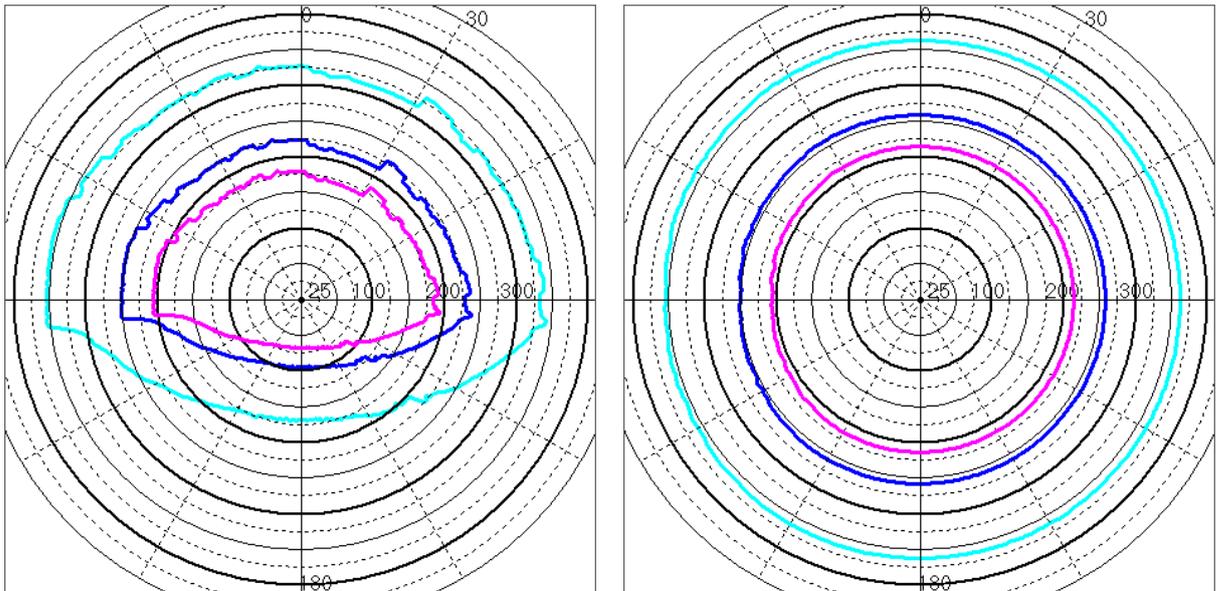


Рисунок В.7– Дальности действия VOR/DME Воран, VOR/DME Арар

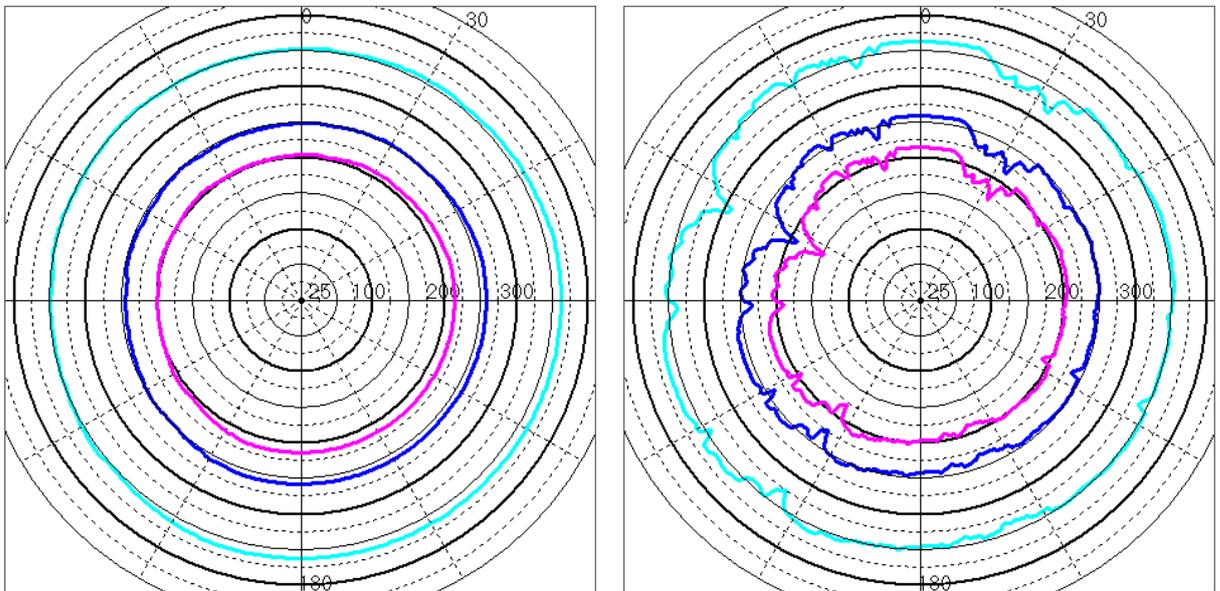


Рисунок В.8 – Дальности действия VOR/DME Рафха, VOR/DME Тураиф

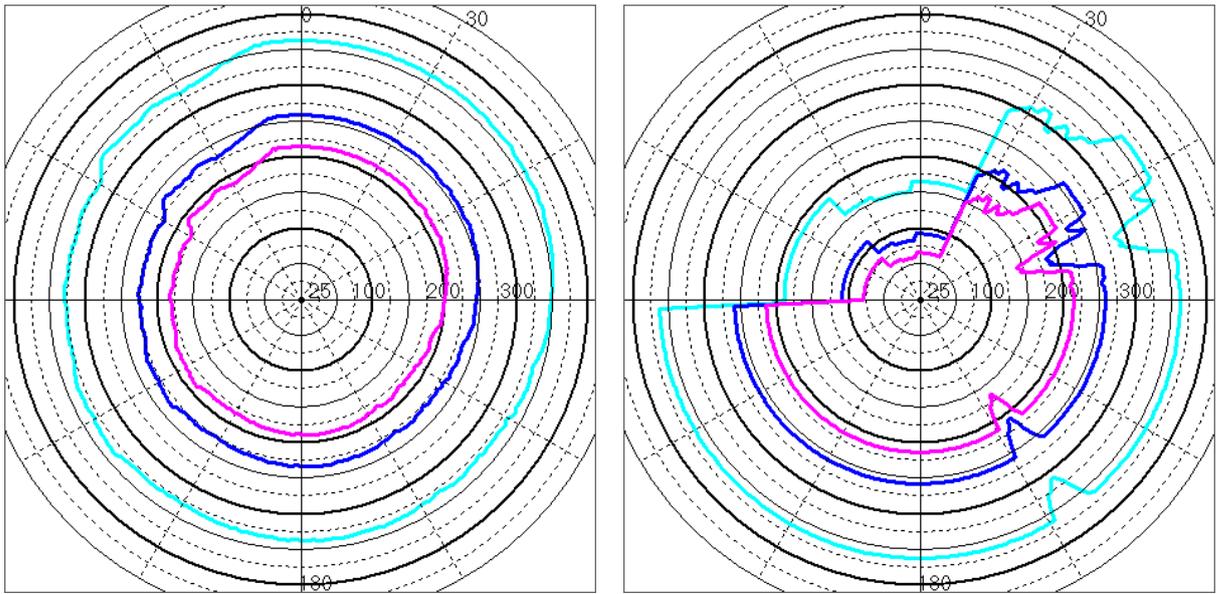


Рисунок В.9 – Дальности действия VOR/DME Deir Zzor, VOR/DME Kamishly

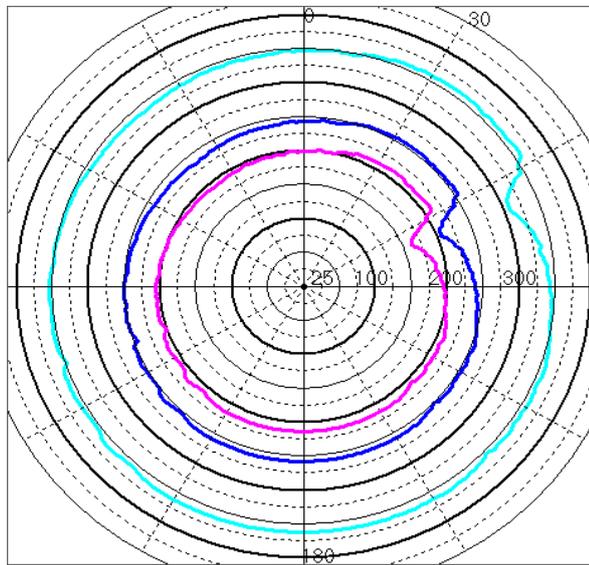


Рисунок В. 10 – Дальности действия VOR/DME Tanf

Приложение Г

Графики углов закрытия позиций РТС навигации Республики Ирак



Рисунок Г.1 – Углы закрытия позиции Mosul

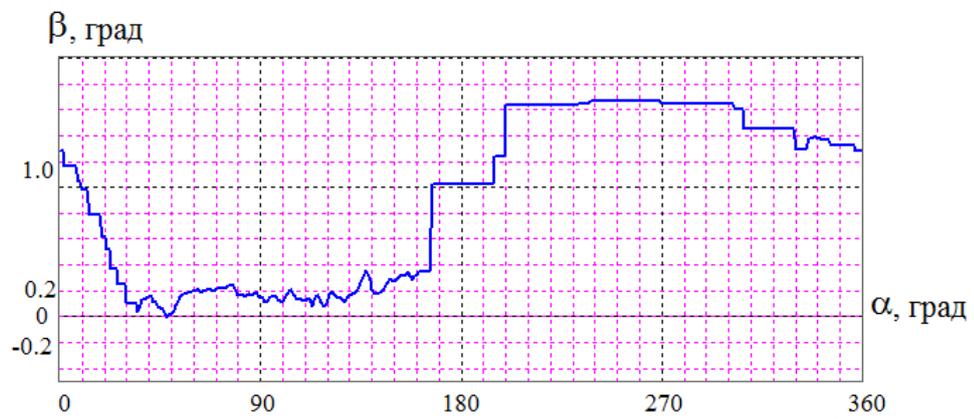


Рисунок Г.2 – Углы закрытия позиции Erbil

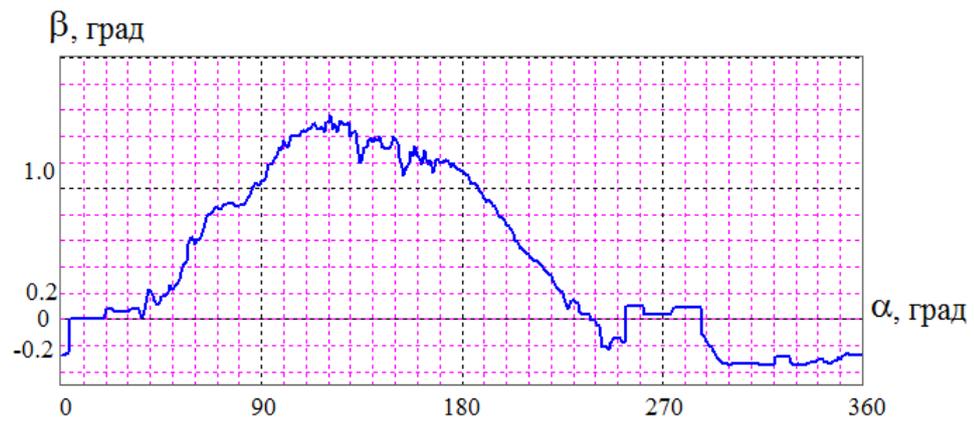


Рисунок Г.3 – Углы закрытия позиции Kirkuk

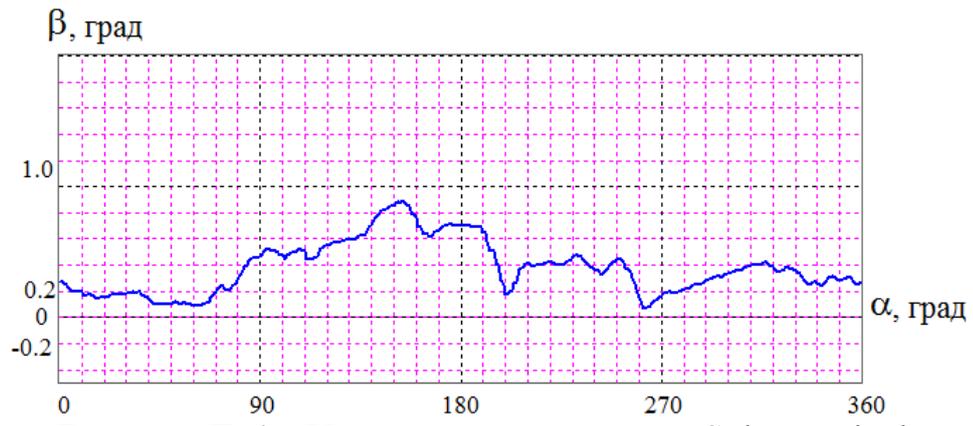


Рисунок Г. 4 – Углы закрытия позиции Sulaymaniya

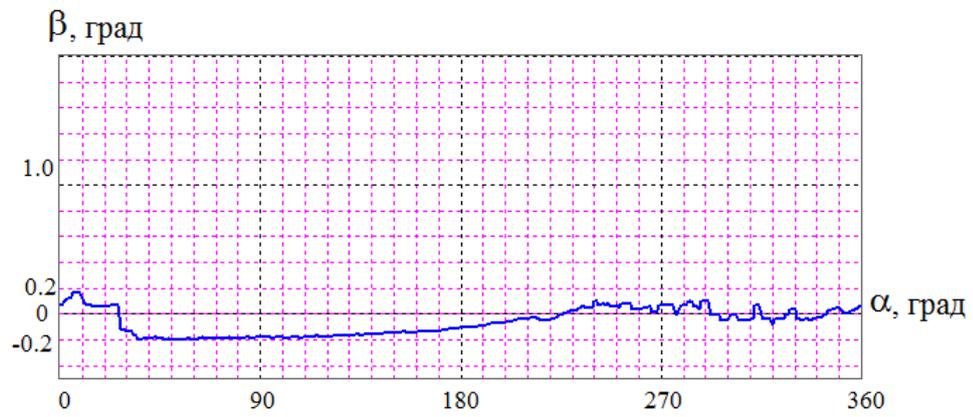


Рисунок Г. 5 – Углы закрытия позиции Tikrit

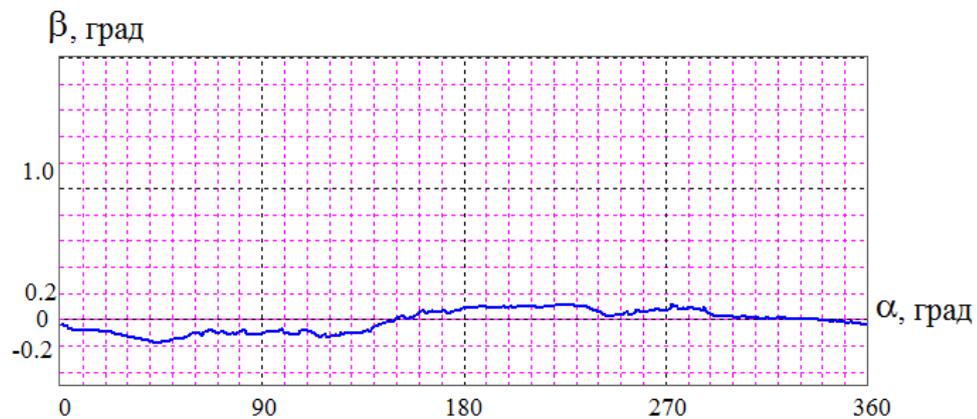


Рисунок Г. 6 – Углы закрытия позиции Haditha

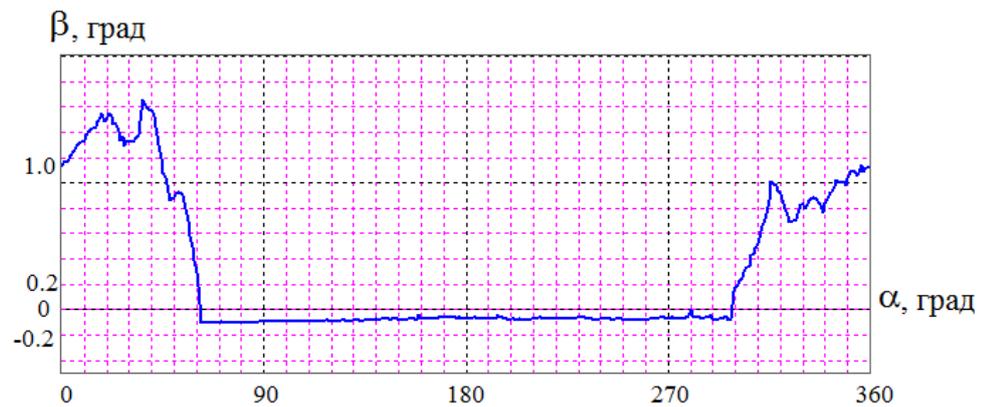
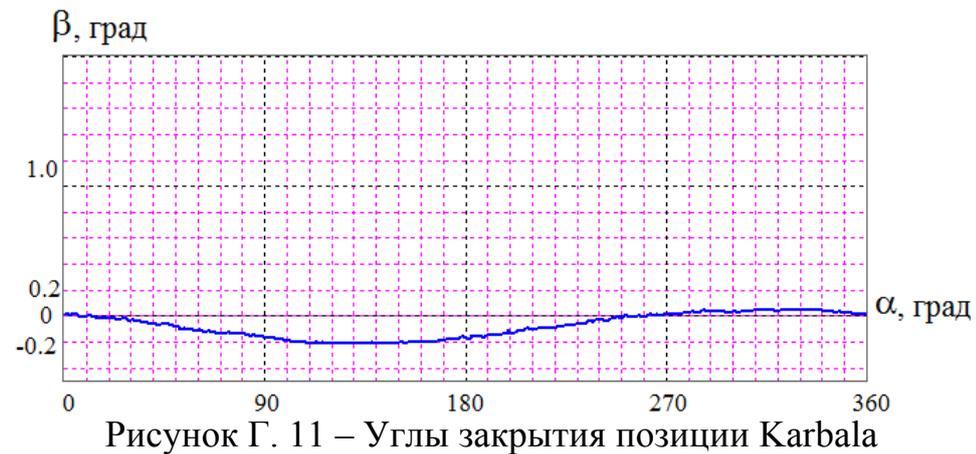
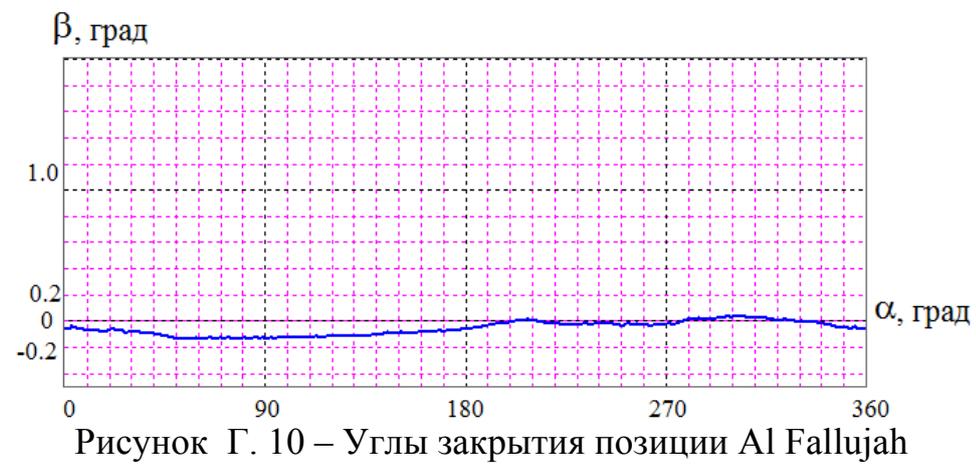
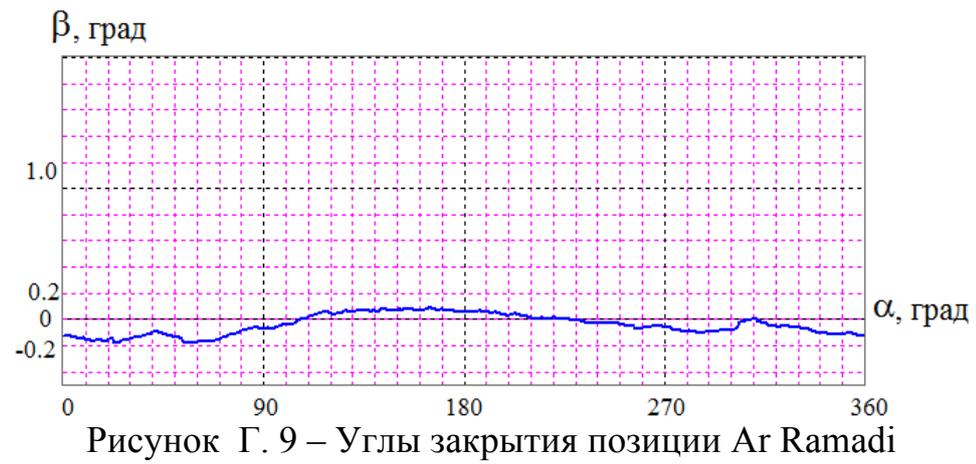
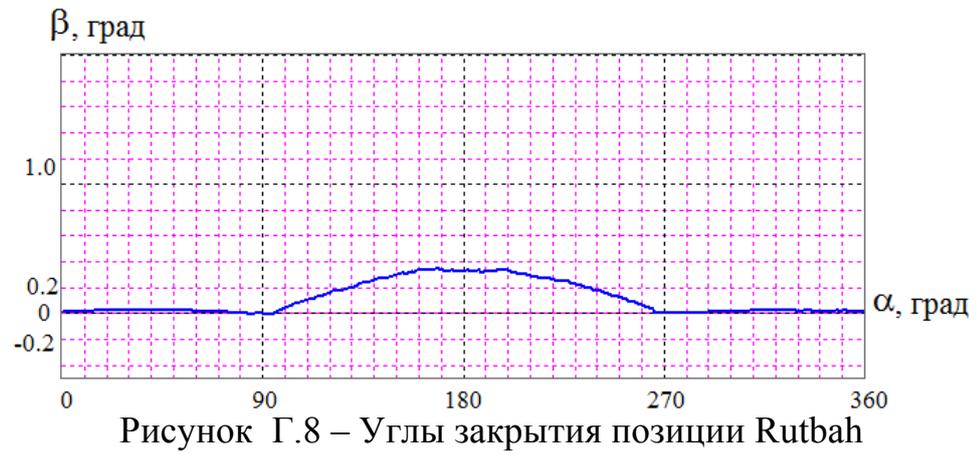


Рисунок Г.7 – Углы закрытия позиции Diyala



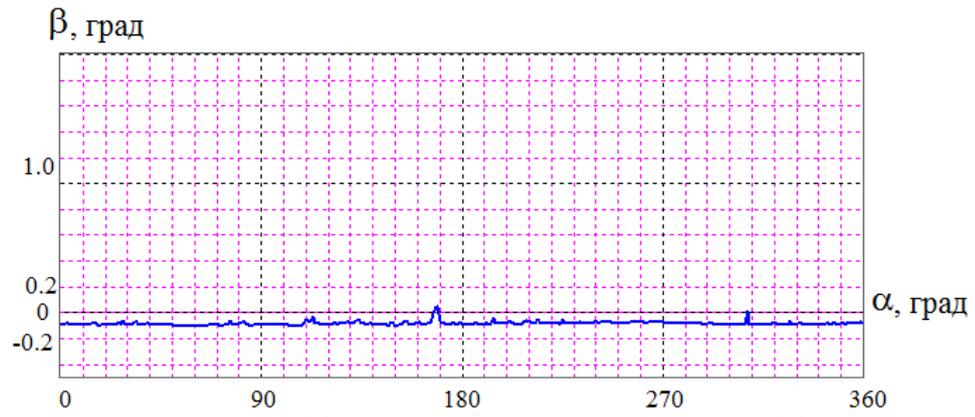


Рисунок Г.12 – Углы закрытия позиции Al Kut

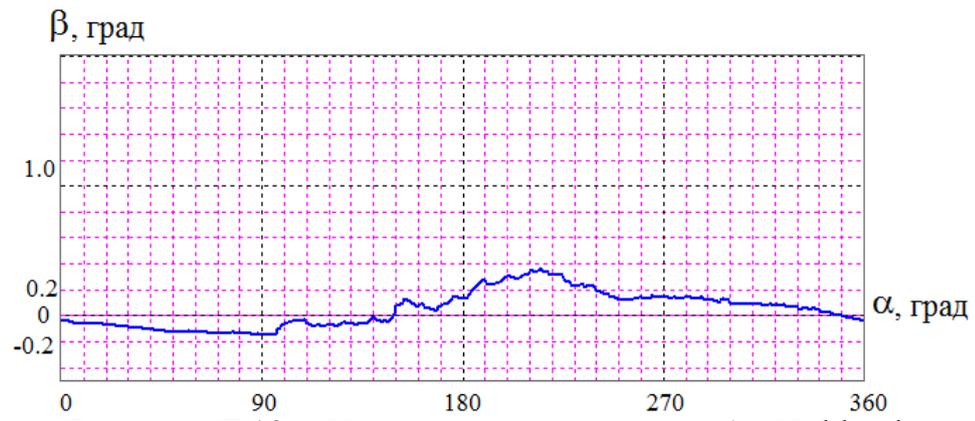


Рисунок Г.13 – Углы закрытия позиции An Nukhyab

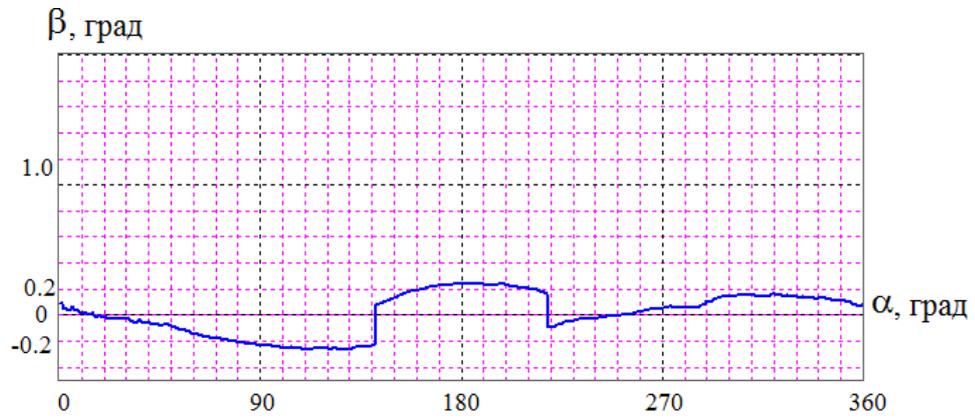


Рисунок Г.14 – Углы закрытия позиции An Najaf

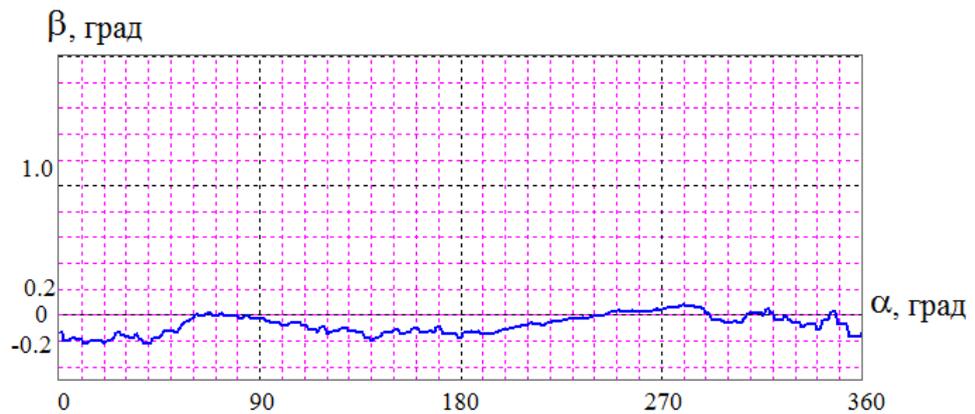
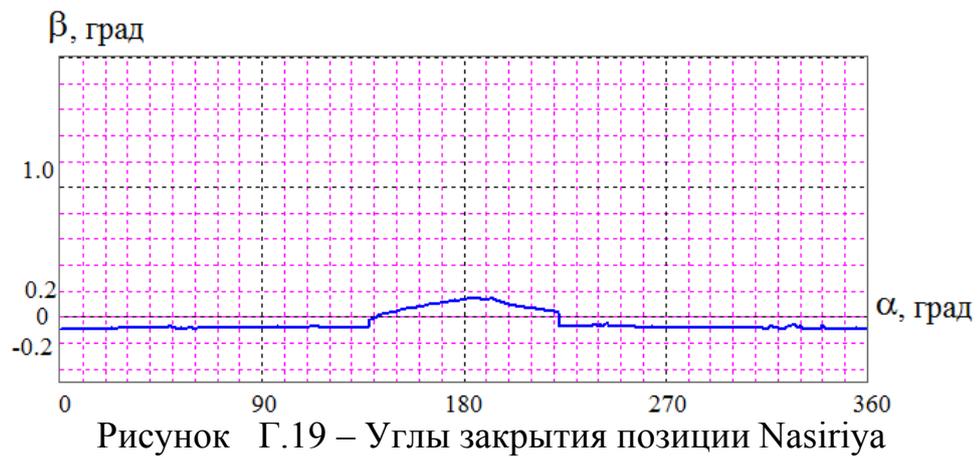
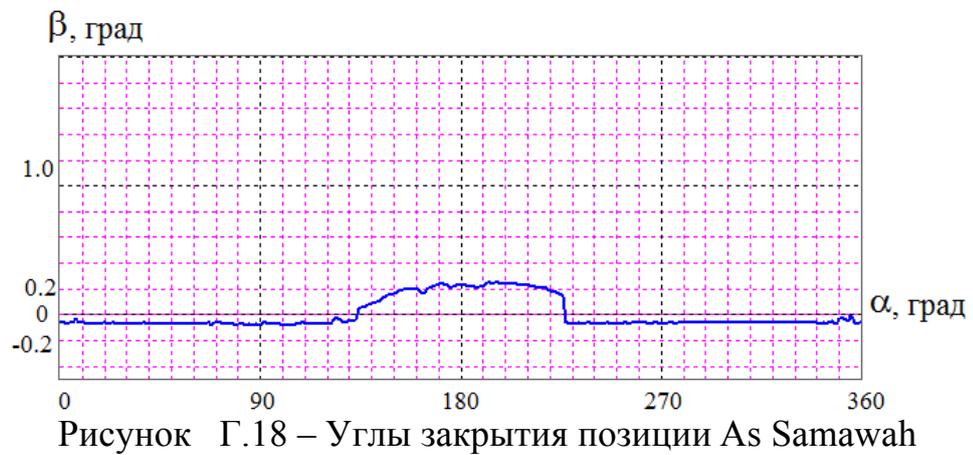


Рисунок Г.15 – Углы закрытия позиции Ad Diwaniyah



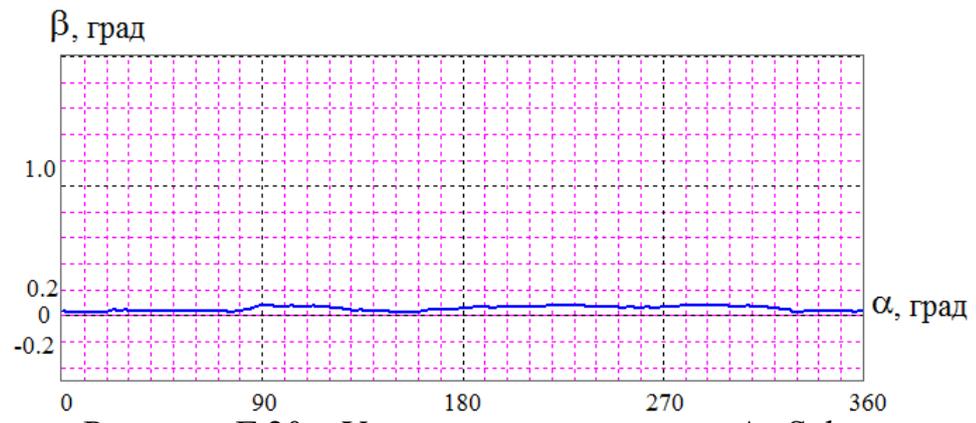


Рисунок Г.20 – Углы закрытия позиции As Salman

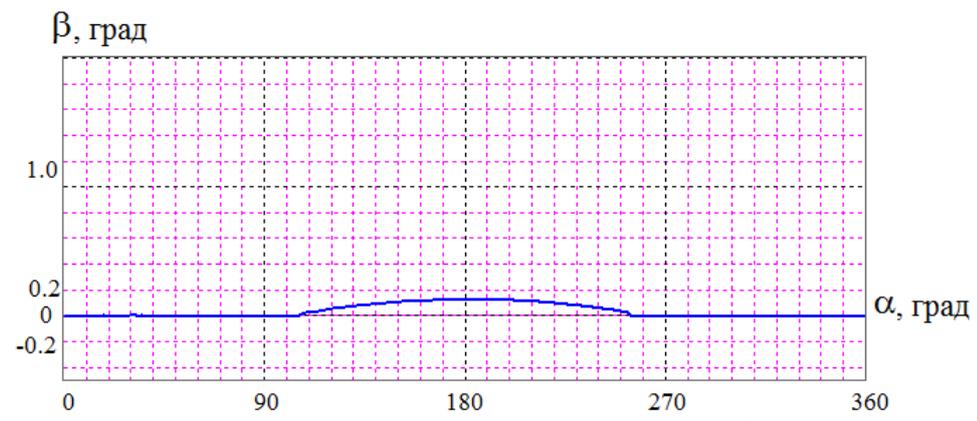


Рисунок Г.21 – Углы закрытия позиции Al Bussayyah

Приложение Д

Рассчитанные зоны действия РТС навигации для выбранных позиций
Республики Ирак для высоты полета 7000 м

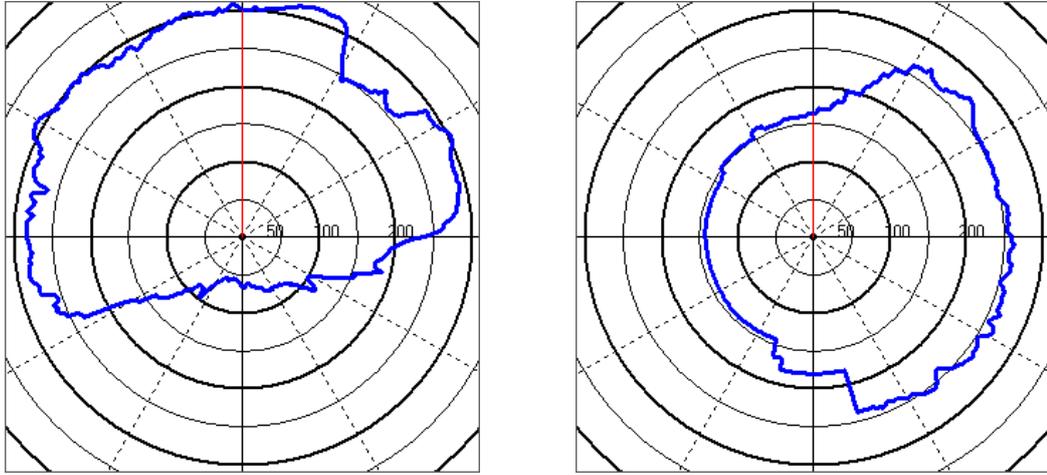


Рисунок Д.1 – Дальности действия VOR/DME Mosul, VOR/DME Erbil

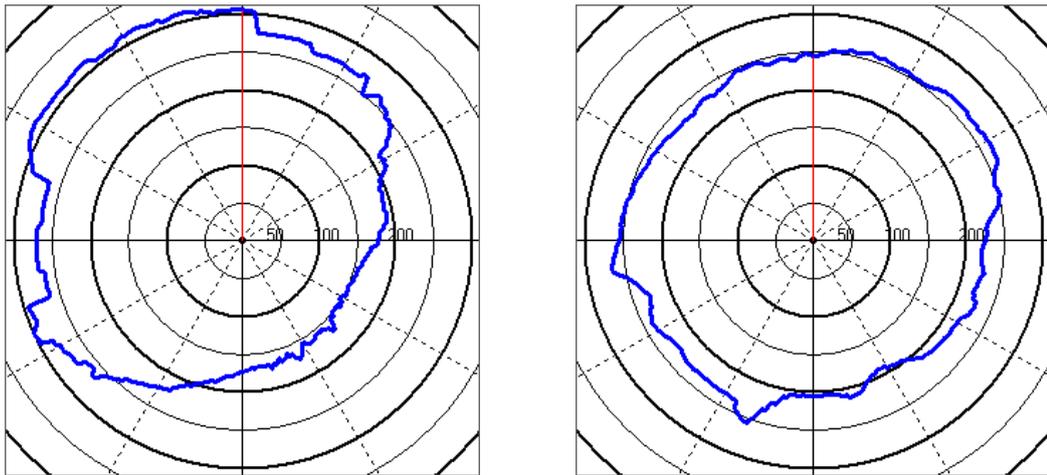


Рисунок Д.2 – Дальности действия VOR/DME Kirkuk, VOR/DME Sulaymaniyah

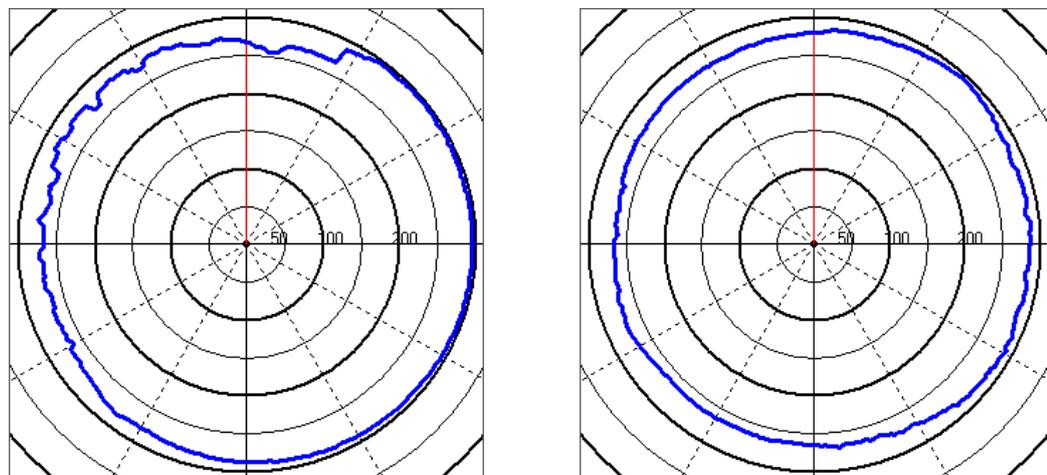


Рисунок Д.3 – Дальности действия DVOR/DME Tikrit, VOR/DME Hadithah

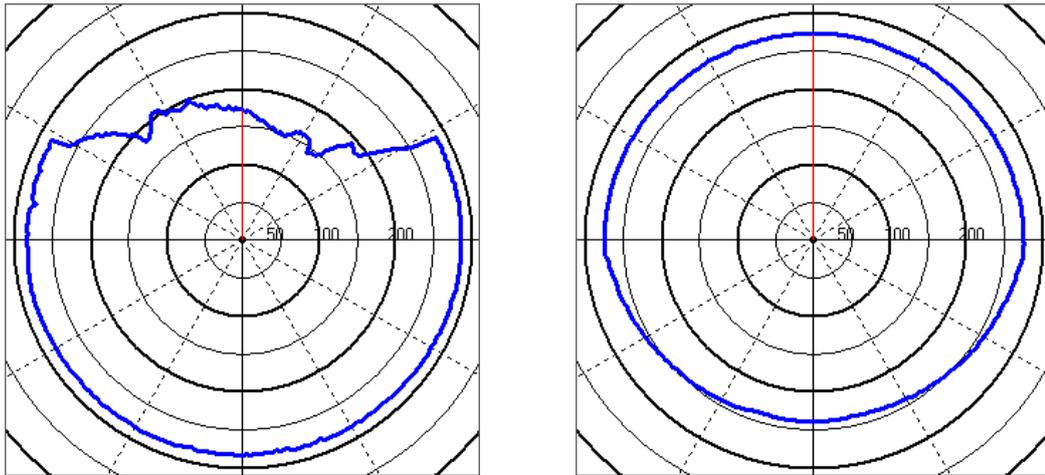


Рисунок Д.4 – Дальности действия VOR/DME Diyala, VOR/DME Rutbah

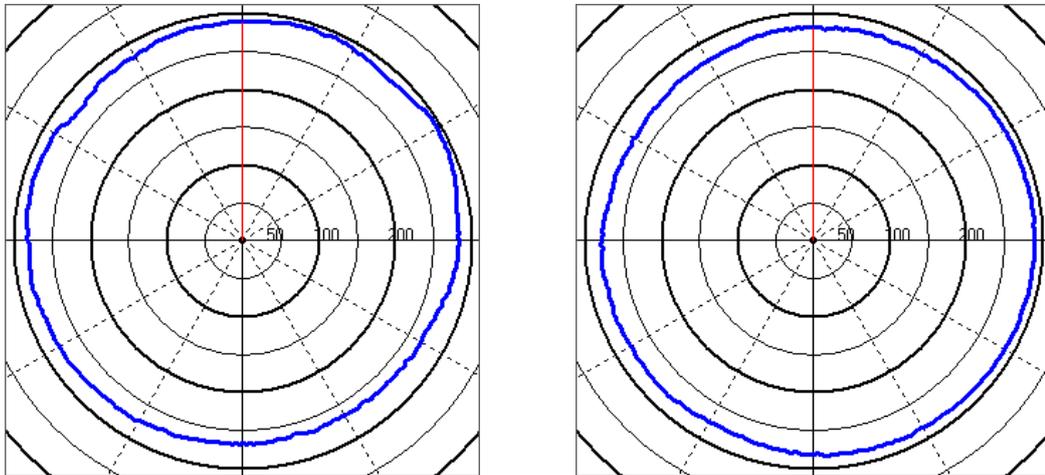


Рисунок Д.5 – Дальности действия VOR/DME Ar Ramadi, VOR/DME Al Fallujah

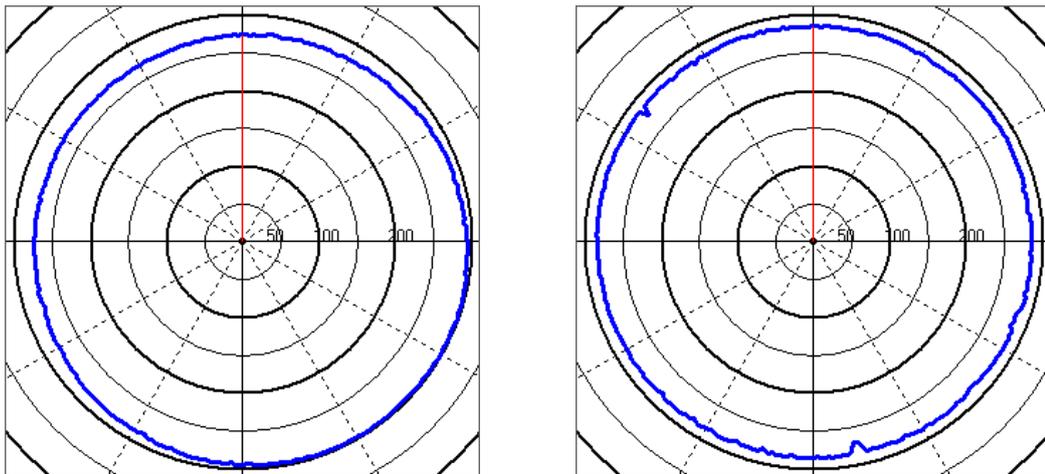


Рисунок Д.6 – Дальности действия VOR/DME Karbala, VOR/DME Al Kut

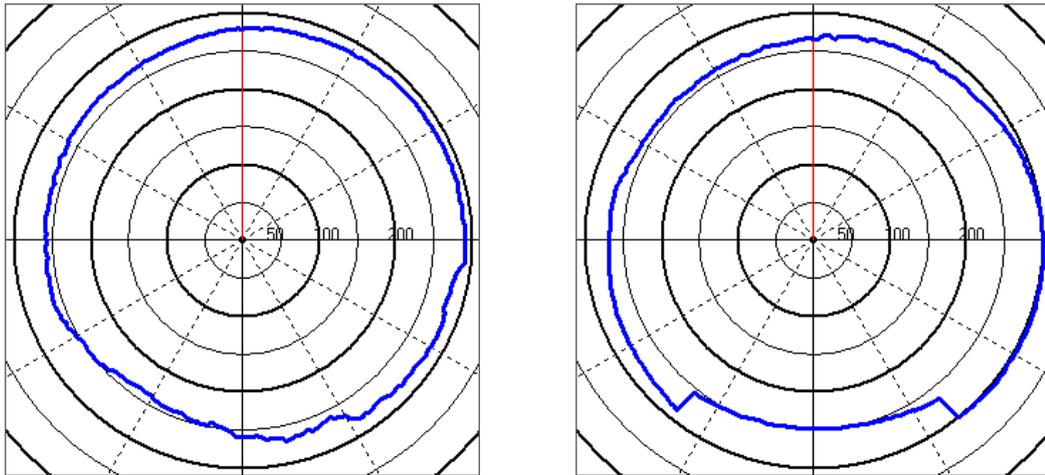


Рисунок Д. 7 – Дальности действия VOR/DME An Nukhyab, VOR/DME An Najaf

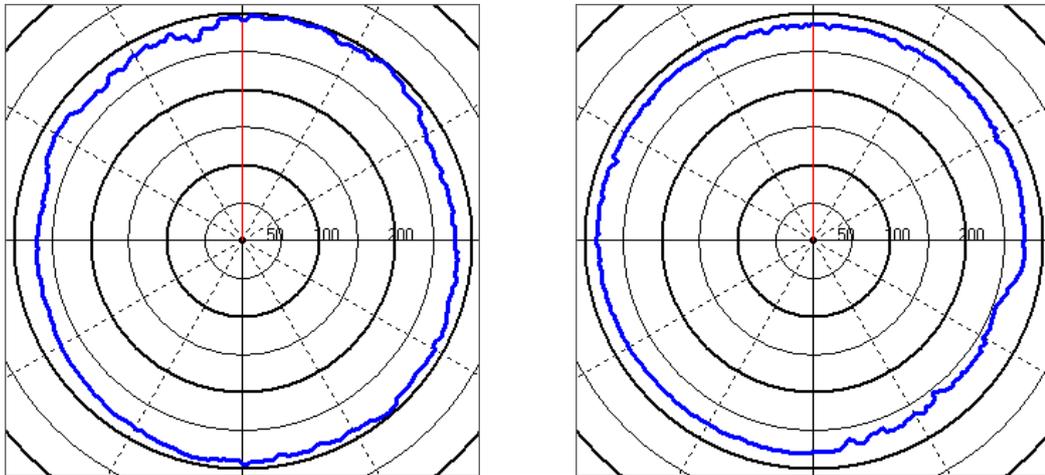


Рисунок Д. 8 – Дальности действия VOR/DME Ad Diwaniyah, VOR/DME Al Hayy

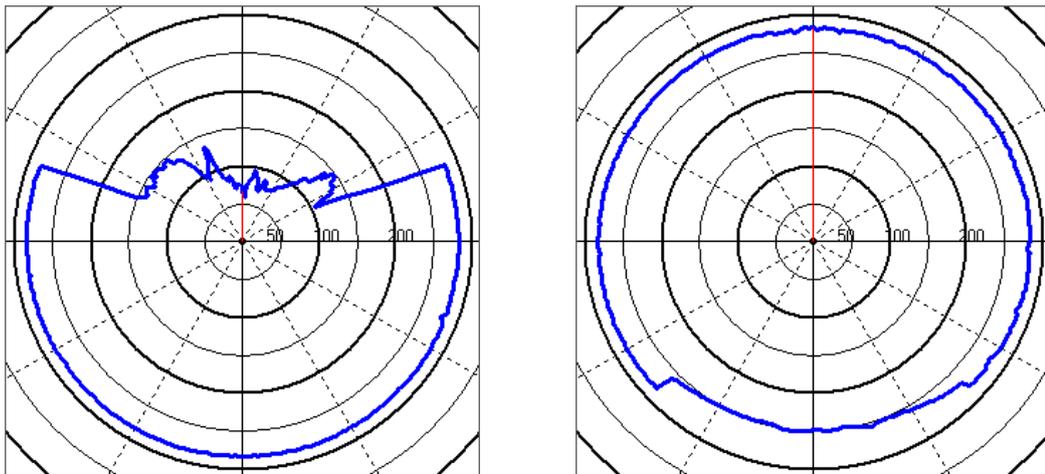


Рисунок Д. 9 – Дальности действия VOR/DME Al Amarah, VOR/DME As Samawah

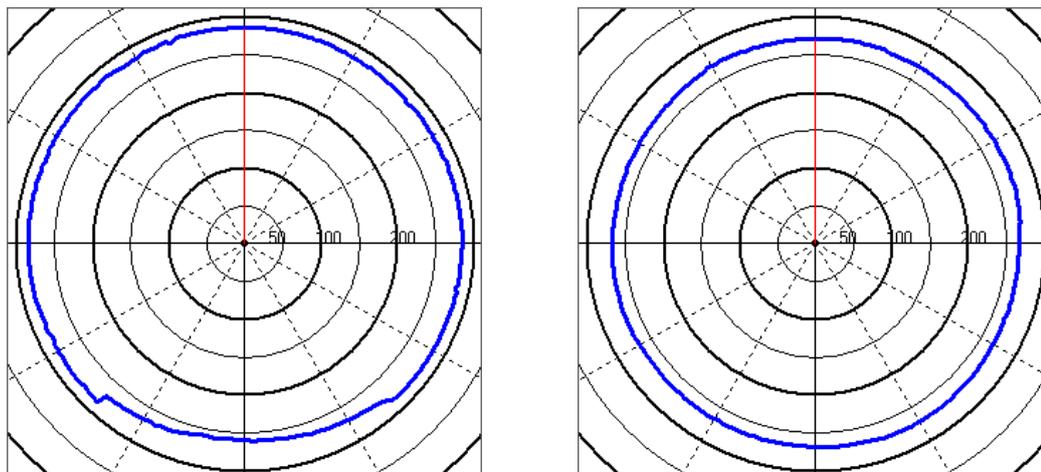


Рисунок Д.10 – Дальности действия VOR/DME Nasiriya, VOR/DME As Salman

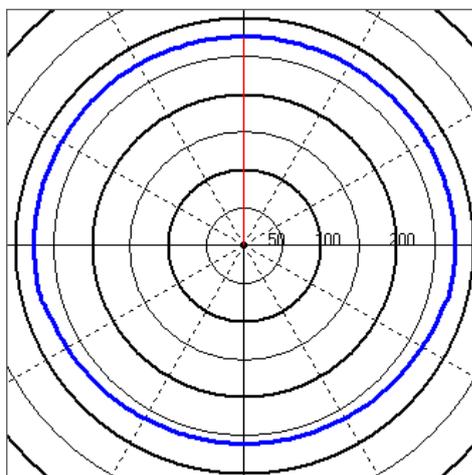


Рисунок Д.11 – Дальности действия VOR/DME Al Bussayyah

Приложение Е
Пример оценки точности самолетовождения и безопасности полетов по маршруту MURIB-NOLDO

файл «MARSRUT.dat»

```

03                                ЧИСЛО УЧАСТКОВ МАРШРУТА
01 031 12 35 041 50 35 MURIB
02 031 42 05 043 00 00 SOLOT
03 032 22 05 044 40 00 LOVEK
04 032 49 29 045 21 29 NOLDO
01                                ГРАНИЦЫ РЦ УВД
01 020.
00                                ОПРС
00                                VOR
03                                VOR\DME
00 030 54 29 041 08 29 ARAR
00 030 15 35 044 15 00 BAGHDAD
00 030 31 29 047 41 11 BASRAH
00                                РСБН
02                                ОРЛ
00 030 54 29 041 08 29 ARAR-FIR
00 033 15 35 044 15 00 BAGHDAD-FIR
MURIB-NOLDO

```

Файл «Grafik.dat»

Рис. ГРАФИК ЗАВИСИМОСТИ СКП ЛВУ ОТ ПРОЙДЕННОГО ПУТИ

```

XXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXX
X                                ВОЗДУШНОЕ СУДНО: В-737                                X
X МАРШРУТ: MURIB-NOLDO                                ДЛИНА МАРШРУТА: 378.км X
XXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXX
ПУТЬ 0                            1                            2                            3                            4                            5 СКП ЛВУ
-----
20.км I+++++++*-----I-----I 1.77км
40.км I+++++++*                    I                            I 1.78км
60.км I+++++++*                    I                            I 1.84км
80.км I+++++++*                    I                            I 1.93км
100.км I+++++++*                   I                            I 2.05км
120.км I+++++++*                   I                            I 2.19км
140.км I+++++++*                   I                            I 1.11км
160.км I+++++++*                   I                            I 1.13км
180.км I+++++++*                   I                            I 1.22км
200.км I+++++++*                   I                            I 1.36км
220.км I+++++++*                   I                            I 1.52км
240.км I+++++++*                   I                            I 1.72км
260.км I+++++++*                   I                            I 1.92км
280.км I+++++++*                   I                            I 2.15км
300.км I+++++++*                   I                            I 1.86км
320.км I+++++++*                   I                            I 1.88км
340.км I+++++++*                   I                            I 1.93км

```


Приложение Ж

Программа анализа эффективности оптимальной фильтрации Калмана (решения уравнения Риккати)

```

DIMENSION G(8,3),HS(8,1),H(1,8),P0(8,8),D(8,8),
*Q1(3,3),R1(1,1),DS(8,8),G0(8,3),S(8,8),GS(3,8),
*SK(8,1),P4(8,8),P2(8,8),P7(8,8),P5(8,8),RR(1,1),
*P9(8,1),PR(1,1),AD(1,2),SKP(8)
CHARACTER*120 TNS
CHARACTER*120 TPRB
DATA KKK /1/,N1/17/,
*((P0(I,J),J=1,14),I=1,14) /196*0./,
*((D(I,J),J=1,14),I=1,14) /196*0./,
*((DS(I,J),J=1,14),I=1,14) /196*0./,
*((S(I,J),J=1,14),I=1,14) /196*0./,
*((P4(I,J),J=1,14),I=1,14) /196*0./,
*((P2(I,J),J=1,14),I=1,14) /196*0./,
*((P7(I,J),J=1,14),I=1,14) /196*0./,
*((P5(I,J),J=1,14),I=1,14) /196*0./,
*((H(I,J),J=1,14),I=1,4) /56*0./,((R1(I,J),J=1,4),I=1,4)
/16*0./,
*((Q1(I,J),J=1,4),I=1,4) /16*0./,((G(I,J),J=1,4),I=1,14)
/56*0./,
*((HS(I,J),J=1,4),I=1,14) /56*0./,((RR(I,J),J=1,4),I=1,4)
/16*0./,
*((G0(I,J),J=1,4),I=1,14) /56*0./,((GS(I,J),J=1,14),I=1,4)
/56*0./,
*((SK(I,J),J=1,4),I=1,14) /56*0./,((P9(I,J),J=1,4),I=1,14)
/56*0./,
*((PR(I,J),J=1,4),I=1,4) /16*0./,((AD(I,J),J=1,8),I=1,4)
/32*0./,
*(SKP(I),I=1,14) /14*0./
C
OPEN (3,FILE='MOD.DAT',STATUS='OLD')
OPEN (4,FILE='OFK.DAT',STATUS='OLD')
OPEN (5,FILE='PROB.DAT',STATUS='OLD')
C
100 FORMAT (A)
READ (3,100) TNS
110 FORMAT (1X,F7.3)
READ (3,110) T
120 FORMAT (1X,3I3)
READ (3,120) N,M,IR
IF (N.GT.14.OR.M.GT.4.OR.IR.GT.4) THEN
WRITE (*,1504)
WRITE (*,'(A)') '**ЃЂ†Ѓ...ЃЃЃ''Ѓ ЃЂ'ЃЄ- ЃЃЃЃ... „ЃЃ''€ЃЃ%***'
WRITE (*,1504)
WRITE (*,'(A)') '**Ѓ |~ЄЃЃ Є« ѳЄиГ ",,Ђ,,***'
READ (*,*)
GO TO 77
END IF

```

```

130 FORMAT (1X,I5)
    READ (3,130) KS
140 FORMAT (1X,I3)
    READ (3,140) KIS
    READ (3,100) TPRB
200 FORMAT (1X,E10.3)
205 FORMAT (1X,2E10.3)
210 FORMAT (1X,3E10.3)
215 FORMAT (1X,4E10.3)
220 FORMAT (1X,5E10.3)
225 FORMAT (1X,6E10.3)
230 FORMAT (1X,7E10.3)
235 FORMAT (1X,8E10.3)
240 FORMAT (1X,9E10.3)
245 FORMAT (1X,10E10.3)
250 FORMAT (1X,11E10.3)
255 FORMAT (1X,12E10.3)
260 FORMAT (1X,13E10.3)
265 FORMAT (1X,14E10.3)
    IF (N.EQ.4) THEN
        READ (3,215) ((P0(I,J),J=1,N),I=1,N)
        READ (3,100) TPRB
        READ (3,215) ((P2(I,J),J=1,N),I=1,N)
        READ (3,100) TPRB
        READ (3,215) ((H(I,J),J=1,N),I=1,M)
    ELSEIF (N.EQ.5) THEN
        READ (3,220) ((P0(I,J),J=1,N),I=1,N)
        READ (3,100) TPRB
        READ (3,220) ((P2(I,J),J=1,N),I=1,N)
        READ (3,100) TPRB
        READ (3,220) ((H(I,J),J=1,N),I=1,M)
    ELSEIF (N.EQ.6) THEN
        READ (3,225) ((P0(I,J),J=1,N),I=1,N)
        READ (3,100) TPRB
        READ (3,225) ((P2(I,J),J=1,N),I=1,N)
        READ (3,100) TPRB
        READ (3,225) ((H(I,J),J=1,N),I=1,M)
    ELSEIF (N.EQ.7) THEN
        READ (3,230) ((P0(I,J),J=1,N),I=1,N)
        READ (3,100) TPRB
        READ (3,230) ((P2(I,J),J=1,N),I=1,N)
        READ (3,100) TPRB
        READ (3,230) ((H(I,J),J=1,N),I=1,M)
    ELSEIF (N.EQ.8) THEN
        READ (3,235) ((P0(I,J),J=1,N),I=1,N)
        READ (3,100) TPRB
        READ (3,235) ((P2(I,J),J=1,N),I=1,N)
        READ (3,100) TPRB
        READ (3,235) ((H(I,J),J=1,N),I=1,M)
    ELSEIF (N.EQ.9) THEN
        READ (3,240) ((P0(I,J),J=1,N),I=1,N)
        READ (3,100) TPRB
        READ (3,240) ((P2(I,J),J=1,N),I=1,N)

```

```

      READ (3,100) TPRB
      READ (3,240) ((H(I,J),J=1,N),I=1,M)
ELSEIF (N.EQ.10) THEN
      READ (3,245) ((P0(I,J),J=1,N),I=1,N)
      READ (3,100) TPRB
      READ (3,245) ((P2(I,J),J=1,N),I=1,N)
      READ (3,100) TPRB
      READ (3,245) ((H(I,J),J=1,N),I=1,M)
ELSEIF (N.EQ.11) THEN
      READ (3,250) ((P0(I,J),J=1,N),I=1,N)
      READ (3,100) TPRB
      READ (3,250) ((P2(I,J),J=1,N),I=1,N)
      READ (3,100) TPRB
      READ (3,250) ((H(I,J),J=1,N),I=1,M)
ELSEIF (N.EQ.12) THEN
      READ (3,255) ((P0(I,J),J=1,N),I=1,N)
      READ (3,100) TPRB
      READ (3,255) ((P2(I,J),J=1,N),I=1,N)
      READ (3,100) TPRB
      READ (3,255) ((H(I,J),J=1,N),I=1,M)
ELSEIF (N.EQ.13) THEN
      READ (3,260) ((P0(I,J),J=1,N),I=1,N)
      READ (3,100) TPRB
      READ (3,260) ((P2(I,J),J=1,N),I=1,N)
      READ (3,100) TPRB
      READ (3,260) ((H(I,J),J=1,N),I=1,M)
ELSE
      READ (3,265) ((P0(I,J),J=1,N),I=1,N)
      READ (3,100) TPRB
      READ (3,265) ((P2(I,J),J=1,N),I=1,N)
      READ (3,100) TPRB
      READ (3,265) ((H(I,J),J=1,N),I=1,M)
ENDIF
      READ (3,100) TPRB
IF (M.EQ.1) THEN
      READ (3,200) ((R1(I,J),J=1,M),I=1,M)
ELSEIF (M.EQ.2) THEN
      READ (3,205) ((R1(I,J),J=1,M),I=1,M)
ELSEIF (M.EQ.3) THEN
      READ (3,210) ((R1(I,J),J=1,M),I=1,M)
ELSE
      READ (3,215) ((R1(I,J),J=1,M),I=1,M)
ENDIF
      READ (3,100) TPRB
IF (IR.EQ.1) THEN
      READ (3,200) ((Q1(I,J),J=1,IR),I=1,IR)
      READ (3,100) TPRB
      READ (3,200) ((G(I,J),J=1,IR),I=1,N)
ELSEIF (IR.EQ.2) THEN
      READ (3,205) ((Q1(I,J),J=1,IR),I=1,IR)
      READ (3,100) TPRB
      READ (3,205) ((G(I,J),J=1,IR),I=1,N)
ELSEIF (IR.EQ.3) THEN

```

```

      READ (3,210) ((Q1(I,J),J=1,IR),I=1,IR)
      READ (3,100) TPRB
      READ (3,210) ((G(I,J),J=1,IR),I=1,N)
ELSE
      READ (3,215) ((Q1(I,J),J=1,IR),I=1,IR)
      READ (3,100) TPRB
      READ (3,215) ((G(I,J),J=1,IR),I=1,N)
ENDIF
C
WRITE (5,*) T
WRITE (5,*) N,M,IR
WRITE (5,*) ((P0(I,J),J=1,N),I=1,N)
WRITE (5,*) ((P2(I,J),J=1,N),I=1,N)
WRITE (5,*) ((H(I,J),J=1,N),I=1,M)
WRITE (5,*) ((R1(I,J),J=1,M),I=1,M)
WRITE (5,*) ((Q1(I,J),J=1,IR),I=1,IR)
WRITE (5,*) ((G(I,J),J=1,IR),I=1,N)
C
20 FORMAT (1X,'ЕВГаӱ « €@aaГ€жӱ а §-Га@бвм - ваӱж-N*M*R,' ,1X,
*'зӱб«@ з«Г@ӱ апа ,',/,1X,'зӱб«@ и Ж@ӱ, ЕВГаӱ « ІГз вӱ')
1 FORMAT (1X,F9.3,4I3,I5,I3)
9000 FORMAT (1X,77('*'))
1502 FORMAT (1X,'**',13X,'€....' жБ`ж....К€• Б,Б,,жБ'€-...'Б€• ЦТр',
+ 'ж...□КР''...% ',13X,'**')
1501 FORMAT (1X,'**',32X,'+„€' ... !!!',32X,'**')
1504 FORMAT (9(/))
WRITE (*,1504)
WRITE (*,9000)
WRITE (*,1502)
WRITE (*,1501)
WRITE (*,9000)
WRITE (*,1504)
C жБ`-...'
Z=1/T
CALL SEBR(Q1,Q1,Z,IR,IR)
CALL SEBR(R1,R1,Z,M,M)
CALL SEBR(P2,P2,T,N,N)
C
DO J=1,N
C
DO I=1,N
C
P2(I,J)=P2(I,J)*T
C
S(I,J)=P2(I,J)
C
P5(I,J)=P2(I,J)*0.5
C
P4(I,J)=P2(I,J)
C
END DO
C
END DO
CALL SEBR(P2,S,1.,N,N)
CALL SEBR(P2,P5,0.5,N,N)
CALL SEBR(P2,P4,1.,N,N)
C
WRITE (5,*) ((P5(I,J),J=1,N),I=1,N)
C
WRITE (5,*) ((S(I,J),J=1,N),I=1,N)
DO I1=2,N1
Z=1.0/I1
CALL SEBR(P2,DS,Z,N,N)

```

```

CALL SABR(P4,DS,P7,N,N,N)
CALL SEBR(P7,P4,1.,N,N)
CALL SLOG(S,P4,S,N,N)
Z=1.0/(I1+1)
CALL SEBR(P4,DS,Z,N,N)
CALL SLOG(P5,DS,P5,N,N)
END DO
C      WRITE (5,*) ((DS(I,J),J=1,N),I=1,N)
C      WRITE (5,*) ((P5(I,J),J=1,N),I=1,N)
C      WRITE (5,*) ((S(I,J),J=1,N),I=1,N)
C      WRITE (5,*) ((P4(I,J),J=1,N),I=1,N)
CALL SEBR(S,D,1.,N,N)
DO I=1,N
  D(I,I)=S(I,I)+1
  P5(I,I)=P5(I,I)+1
END DO
CALL SEBR(G,G,T,N,IR)
CALL SABR(P5,G,G0,N,N,IR)
CALL GTCO(D,DS,N,N)
CALL GTCO(G0,GS,N,IR)
CALL SABR(G0,Q1,G,N,IR,IR)
CALL SABR(G,GS,P4,N,IR,N)
CALL GTCO(H,HS,M,N)
c      ђГиГѐГ га љГѐп ђЄЉЉБ'Є
4  FORMAT (8x,'бЄ@1',5x,'бЄ@2',6x,'бЄ@3',5x,'бЄ@4',6x,'бЄ@5',5x,
* 'бЄ@6',6x,'бЄ@7',5x,'бЄ@8')
17 FORMAT (1X,'Љ=',I4,8E9.3)
WRITE (4,100) TNS
WRITE (4,20)
WRITE (4,1) T,N,M,IR,N1,KS,KIS
WRITE (4,4)
DO 12 K=1,KS+1
DO I=1,N
  SKP(I)=SQRT(P0(I,I))
END DO
KK=K-1
IF(K.EQ.1.OR.KKK.EQ.KIS) THEN
  WRITE (4,17) KK,(SKP(I),I=1,N)
  KKK=0
END IF
KKK=KKK+1
CALL SABR(D,P0,P5,N,N,N)
CALL SABR(P5,DS,S,N,N,N)
CALL SLOG(S,P4,S,N,N)
CALL SABR(S,HS,P9,N,N,M)
CALL SABR(H,P9,PR,M,N,M)
CALL SLOG(PR,R1,RR,M,M)
M8=2*M
CALL MTRX1(RR,M,AD,M8,PR)
CALL SABR(P9,PR,SK,N,M,M)
CALL SABR(SK,H,P7,N,M,N)
DO I=1,N
  DO J=1,N

```

```

        IF (I.EQ.J) P7 (I, J)=P7 (I, J) -1
        P7 (I, J)=-P7 (I, J)
    END DO
END DO
CALL SABR (P7, S, P0, N, N, N)
12 CONTINUE
C   Ъ@Гж ĩa@Ja ¬¬л
77 CLOSE (3, STATUS='KEEP')
   CLOSE (4, STATUS='KEEP')
   CLOSE (5, STATUS='KEEP')
   STOP
   END
C
C   ЦР,,ЦђРѓђђРђЬЬ >
SUBROUTINE SLOG (AS, BS, RS, N, M)
C   `«@|ГЁГ ¬ ваЁж
DIMENSION AS (N, M), BS (N, M), RS (N, M)
DO 2 I=1, N
DO 2 J=1, M
2 RS (I, J)=AS (I, J)+BS (I, J)
RETURN
END
SUBROUTINE SEBR (A, B, R, N, M)
C   “¬@|ГЁГ ¬ ваЁжл зЁб«@
DIMENSION A (N, M), B (N, M)
DO 1 I=1, N
DO 1 J=1, M
1 B (I, J)=A (I, J) *R
RETURN
END
SUBROUTINE MTRX1 (A, N, B, M, C)
C   Рђа йГЁГ ¬ ваЁжл
DIMENSION A (N, N), C (N, N), B (N, M)
IF (N.NE.1) GO TO 23
C (1, 1)=1/A (1, 1)
GO TO 24
23 DO 121 I=1, N
DO 121 J=1, N
B (I, J)=0.
C (I, J)=0.
121 B (I, J+N)=0.
DO 3 I=1, N
DO 3 J=1, N
IF (I-J) 2, 1, 2
2 C (I, J)=0.
GO TO 3
1 C (I, J)=1.
3 CONTINUE
DO 12 I=1, N
DO 12 J=1, N
B (I, J)=A (I, J)
12 B (I, J+N)=C (I, J)
DO 5 I=1, N
J=I

```

```

        IF(B(I,J)) 7,6,7
6 DO 18 I1=I,N
  IF(B(I1,J)) 17,18,17
17 DO 20 J1=1,M
  C1=B(I,J1)
  B(I,J1)=B(I1,J1)
20 B(I1,J1)=C1
  GO TO 7
18 CONTINUE
  GO TO 5
  7 CALL JORDAN(N,M,I,J,1,J,B)
  5 CONTINUE
  DO 8 I=1,N
  DO 8 J=1,N
  C(I,J)=B(I,J+N)
  8 CONTINUE
24 AAA=1.
  RETURN
  END
  SUBROUTINE SABR(YA,YB,YR,N,M,L)
C   "⊖⊙!ΓĒΓ ⊎ ваĒж
  DIMENSION YA(N,M),YB(M,L),YR(N,L)
  DO 3 I=1,N
  DO 3 K=1,L
  YR(I,K)=0.
  3 CONTINUE
  DO 4 I=1,N
  DO 4 K=1,L
  DO 4 J=1,M
  1 YR(I,K)=YR(I,K)+YA(I,J)*YB(J,K)
  4 CONTINUE
  RETURN
  END
  SUBROUTINE GTCO(X,Z,N,IP)
c   'a бİ⊙Ēa⊙ŷ ĒΓ ⊎ ваĒжл
  DIMENSION X(N,IP),Z(IP,N)
  DO 1 I=1,N
  DO 1 J=1,IP
  Z(J,I)=X(I,J)
  1 CONTINUE
  RETURN
  END
  SUBROUTINE JORDAN(M,N,I,J,I1,J1,D)
c   ,б⊙İ⊙⊖⊙J вΓ«м п İ⊙αİa⊙Ja ⊎⊎ (aΓ «ĒŖ жĒп ⊎Γв⊙α ĒбĒ«озΓĒп
í ꝑбб )
  DIMENSION D(M,N)
  DO 6 I2=I1,M
  IF(I2-I) 7,6,7
  7 DO 3 J2=J1,N
  IF(J-J2) 2,3,2
  2 D(I2,J2)=D(I2,J2)-D(I2,J)*D(I,J2)/D(I,J)
  3 CONTINUE
  5 D(I2,J)=0.

```

```
6 CONTINUE
  DO 1 J2=J1,N
    IF(J2-J) 11,1,11
11 D(I,J2)=D(I,J2)/D(I,J)
  1 CONTINUE
    D(I,J)=1.
  RETURN
END
```

Приложение 3

Распечатка примера решения уравнения Риккати для бокового канала двухкомпонентной комплексной системы навигации или наблюдения (при использовании АЗН)

1.000 8 1 3 17 100 1

ШАГ	СКП-1	СКП-2	СКП-3	СКП-4	СКП-5	СКП-6	СКП-7	СКП-8
□= 0	.200E+01	.800E+00	.833E-04	.972E-04	.175E+00	.700E-01	.200E+01	.150E+01
□= 1	.156E+01	.800E+00	.833E-04	.972E-04	.175E+00	.700E-01	.156E+01	.132E+01
□= 2	.154E+01	.800E+00	.833E-04	.972E-04	.175E+00	.700E-01	.154E+01	.121E+01
□= 3	.152E+01	.800E+00	.833E-04	.972E-04	.175E+00	.700E-01	.152E+01	.113E+01
□= 4	.151E+01	.800E+00	.833E-04	.972E-04	.175E+00	.700E-01	.151E+01	.106E+01
□= 5	.150E+01	.800E+00	.833E-04	.972E-04	.175E+00	.700E-01	.150E+01	.999E+00
□= 6	.149E+01	.800E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.149E+01	.950E+00
□= 7	.148E+01	.800E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.148E+01	.908E+00
□= 8	.148E+01	.800E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.148E+01	.871E+00
□= 9	.147E+01	.800E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.147E+01	.839E+00
□= 10	.147E+01	.800E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.147E+01	.810E+00
□= 11	.147E+01	.800E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.147E+01	.784E+00
□= 12	.146E+01	.800E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.146E+01	.761E+00
□= 13	.146E+01	.800E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.146E+01	.739E+00
□= 14	.146E+01	.800E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.146E+01	.720E+00
□= 15	.146E+01	.800E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.146E+01	.702E+00
□= 16	.145E+01	.800E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.145E+01	.686E+00
□= 17	.145E+01	.800E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.145E+01	.670E+00
□= 18	.145E+01	.799E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.145E+01	.656E+00
□= 19	.145E+01	.799E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.145E+01	.643E+00
□= 20	.145E+01	.799E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.145E+01	.630E+00
□= 21	.145E+01	.799E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.145E+01	.619E+00
□= 22	.145E+01	.799E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.144E+01	.608E+00
□= 23	.144E+01	.799E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.144E+01	.598E+00
□= 24	.144E+01	.799E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.144E+01	.588E+00
□= 25	.144E+01	.799E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.144E+01	.579E+00
□= 26	.144E+01	.799E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.144E+01	.570E+00
□= 27	.144E+01	.799E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.144E+01	.562E+00
□= 28	.144E+01	.798E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.144E+01	.554E+00
□= 29	.144E+01	.798E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.144E+01	.547E+00
□= 30	.144E+01	.798E+00	.833E-04	.971E-04	.175E+00	.700E-01	.144E+01	.540E+00

□= 70 .144E+01 .781E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .404E+00
□= 71 .144E+01 .780E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .403E+00
□= 72 .144E+01 .779E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .401E+00
□= 73 .144E+01 .779E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .400E+00
□= 74 .144E+01 .778E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .399E+00
□= 75 .144E+01 .777E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .398E+00
□= 76 .144E+01 .776E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .396E+00
□= 77 .144E+01 .775E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .395E+00
□= 78 .144E+01 .774E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .394E+00
□= 79 .144E+01 .774E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .393E+00
□= 80 .144E+01 .773E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .392E+00
□= 81 .144E+01 .772E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .391E+00
□= 82 .144E+01 .771E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .390E+00
□= 83 .144E+01 .770E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .389E+00
□= 84 .144E+01 .769E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .388E+00
□= 85 .144E+01 .768E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .387E+00
□= 86 .144E+01 .767E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .143E+01 .386E+00
□= 87 .144E+01 .766E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .142E+01 .385E+00
□= 88 .144E+01 .765E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .142E+01 .385E+00
□= 89 .144E+01 .763E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .142E+01 .384E+00
□= 90 .144E+01 .762E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .142E+01 .383E+00
□= 91 .144E+01 .761E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .142E+01 .383E+00
□= 92 .144E+01 .760E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .142E+01 .382E+00
□= 93 .144E+01 .759E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .142E+01 .381E+00
□= 94 .144E+01 .758E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .142E+01 .381E+00
□= 95 .144E+01 .757E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .142E+01 .380E+00
□= 96 .144E+01 .755E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .142E+01 .380E+00
□= 97 .144E+01 .754E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .142E+01 .379E+00
□= 98 .144E+01 .753E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .142E+01 .378E+00
□= 99 .144E+01 .752E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .142E+01 .378E+00
□= 100 .144E+01 .750E+00 .833E-04 .971E-04 .175E+00 .700E-01 .142E+01 .378E+00