МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество

АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

кафедра СУАТ

«Допущен к защите»
Заведующий кафедрой СУАТ
Шимжанов М.К. к.т.н. проф ВАК
(Ф.И.О., ученая степень, звание)
(подпись) «13» 06 2016 г.

ДИПЛОМНЫЙ ПРОЕКТ

На тему: Разработка низкоорбитальной спутниковой системы контроля за изменением ионосферы воздушного пространства.

Специальность Космическая техника и технологии

Выполнил (а) Токтосын Аманжол
(Фамилия и инициалы) группа

Научный руководитель Козин И.Д. д.ф-м.н, проф.
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)

Консультанты:

по экономической части:
Бекенова А.Ч., к.э.н, доцент
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) «06» 06 2016 г.

по безопасности жизнедеятельности:
Шадаев Н.Ч., к.х.н, профессор
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) «17» 05 2016 г.

по применению вычислительной техники:
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) «» 20 г.

(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) «» 20 г.

Нормоконтролер: Шимжанов М.К. к.т.н, профессор ВАК
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) «09» 06 2016 г.

Рецензент: Сухенко Анна Сергеевна, PhD
(Фамилия и инициалы, ученая степень, звание)
(подпись) «08» 06 2016 г.

Алматы 2016 г.

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество

АЛМАТИНСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ЭНЕРГЕТИКИ И СВЯЗИ

Факультет Автоматических и информационных технологий
Специальность Космическая техника и технологии
Кафедра Системы управления автоматических технологий

ЗАДАНИЕ

на выполнение дипломного проекта

Студент Токтасан Аминер
(фамилия, имя, отчество)

Тема проекта Разработка низкоорбитальной спутниковой системы контроля за изменением курсов воздушных судов.

утверждена приказом ректора № ___ от «___» сентября 20___ г.

Срок сдачи законченной работы «___» _____ 20___ г.

Исходные данные к проекту требуемые параметры результатов проектирования (исследования) и исходные данные объекта

1. „Земля-КА" – 1616-1625,5 МГц полосы частот 100 МГц
2. КА-мировая станция диап. частот 19,6 ГГц
3. „Земля-КА" (КРА) диапазон. частот. 29,1-29,3 ГГц
4. КА-Земля (УТМ) – диапазон частот 19,6 ГГц.

Перечень подлежащих разработке дипломного проекта вопросов или краткое содержание дипломного проекта:

1. Принципы построения систем спутниковой связи
2. Система автоматического зависимого наблюдения-вещания сравнение с радиолокационным наблюдением
3. Система низкоорбитальной спутниковой связи Иридиум
4. Расчет навигационной радиолинии „вниз"
5. Моделирование работы системы на программном пакете NetCracker Professional
6. Бизнес план
7. Безопасность жизнедеятельности

Перечень графического материала (с точным указанием обязательных чертежей)

1. Схема организации связи в системе Иридиум
2. Зона охвата системы Иридиум
3. Организация сети Иридиум
4. Функционирование системы AIS-B с помощью спутников Иридиум
5. Принцип работы системы мониторинга самолетовождения
6. Структурная схема системы
7. Модель передачи AIS-B сообщений через спутники Иридиум
8. Передача данных через спутник Иридиум пользователям воздушными судами
9. Схема размещения светильников

Рекомендуемая основная литература

1. Акимов А.А., Бурдин В.Е. Связь и навигация. Иностранный опыт, журнальный и справочный 2000.
2. Хахин В.В. Спутниковые системы связи, навигации, наблюдения. К. кафедра АНС 2007.
3. Васильев И.В., Корж И.Р., Корж В.И., Федулина И.И. Комплексно глобального мониторинга ионосферы. Известия КАН РК, 2004.
4. NetEnterprise Professional. Обучающая программа. МОС
5. Охрана труда на предприятиях связи. Учебник для вузов
6. Экономика связи. М., Р/связь 1992.
7. www.transkolorscape.com

Консультанты по проекту с указанием относящихся к ним разделов

Раздел	Консультант	Сроки	Подпись
БЖД	Мозалов И.Г.	11.03–17.05.16	
Экономич. часть	Векшина А.Ф.	14.03–06.06.16	
Нормоконтролер	Шинкарбаев Н.К.	09.06.2016	
Рецензент	Сухова Н.С.	03.06.2016	
Научный руководитель	Козин И.Д.	09.06.2016	

ГРАФИК
подготовки дипломного проекта

№ п/п	Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления руководителю	Примечание
1.	Принципы построения систем спутниковой связи	12.01.2016	
2.	Система автоматического зависимого наблюдения-вещания сравнение с традиционным наблюдением	9.02.16.	
3.	Система мультисрутниковой связи Инмарсат	15.03.16	
4.	Расчет навигационной радиолинии „вниз"	5.04.16	
5	Моделирование работы системы на программном пакете McCaddet Professional	26.04.16	
6.	Безопасность жизнедеятельности	12.03.16	
7	Бизнес - план	26.03.16.	

Дата выдачи задания «03» 11 2015 г.

Заведующий кафедрой СУАТ (подпись) М. Шамшербаев (Фамилия и инициалы)

Руководитель (подпись) Козин И.Д. (Фамилия и инициалы)

Задание принял к исполнению
студент (подпись) Токтасын А. (Фамилия и инициалы)

Аңдатпа

Бұл дипломдық жобада ірі әуе кемелерінің жоғалуымен төменгі орбиталы жер серіктік жүйе бақылауын өңдеу қарастырылады. Жер серіктік байланыс жүйесінің құрылымы және ғарыш аппаратының сипаттамалары келтірілген. ИРИДИУМ жүйесінің негізгі сипаттамалары туралы мәлімет берілген, сонымен қатар оның байланыс ұйымдастыру сұлбасы келтірілген.

Есептеу бөлімінде: радионавигация өрісі есептелінген, нақты өлшемді түзету есептері және сигналды есептеу келтірілген.

Сонымен қатар, жобаның технико-экономикалық тиімділігі және өміртіршілік қауіпсіздігі келтірілген

Аннотация

В данном дипломном проекте рассматривается разработка низкоорбитальной спутниковой системы контроля за исчезновением крупных воздушных судов. Приведены построения спутниковой системы связи и описаны характеристики космического аппарата. Даны описание и основные характеристики системы ИРИДИУМ, а также его схема организации связи.

В разделе расчетной части приведены: расчеты радионавигационного поля,расчет поправки точности измерений и расчет сигнала.

А также приведены технико-экономические эффективности проекта и безопасность жизнедеятельность.

Abstract

In this thesis project examines the development of low-orbit satellite system for monitoring the disappearance of large aircraft. Shows construction of a satellite communication system and describes the characteristics of the spacecraft. Given the description of the main characteristics and IRIDIUM system, as well as its scheme of communication.

In the calculation of the lists: calculation radio navigation field, the calculation of corrections measurement accuracy and signal calculation.

Also, given the technical and economic viability of the project and life safety.

Содержание

Введение 8
1 Принципы построения систем спутниковой связи 9
1.1 Принципы построения спутниковых систем связи 9
1.2 Состав и назначение систем спутниковой связи 10
1.3 Система автоматического зависимого наблюдения-вещания, сравнение с радиолокационным наблюдением 16
1.4 Определение местоположения воздушного судна посредством глобальной навигационной системы GPS 21
1.5 Постановка задачи 25
2 Системы низкоорбитальной спутниковой связи 26
2.1 Система низкоорбитальной спутниковой связи ИРИДИУМ 26
2.2 Основные характеристики системы ИРИДИУМ 27
2.3 Принцип работы систем мониторинга самолётов по всему миру 32
2.4 Перспективы внедрения системы мониторинга самолётов с использованием спутников для Казахстана 35
2.5 Улучшение показателей передачи сигнала за счет использования кодового разделения с бифазной модуляцией 38
2.6 Радиолиния "КА - Абонент" 39
2.7 Радиолиния "КА - шлюзовая станция" 41
2.8 Радиолинии межспутниковой связи 41
2.9 Командная и телеметрическая радиолинии 42
2.10 Взаимодействие между шлюзовой станцией и национальной телефонной сетью общего пользования (ТФ ОП) 43
2.10 Космический аппарат 45
2.11 Система низкоорбитальной спутниковой связи ГЛОБАЛСТАР 46
2.12 Самописец (черный ящик) 48
3 Расчетная часть 50
3.1 Расчёт навигационной радиолинии «вниз» 50
3.2 Расчет поправки точности измерений 54
3.3 Расчет сигнала 57
3.4 Моделирование работы системы на программном пакете NetCracker Professional 60
3.5 Расчет затухания сигнала 64
4 Безопасность жизнедеятельности 67
4.1 Разработка планировки рабочих мест 67
4.2 Расчет естественного освещения 69
4.3 Расчет искусственного освещения 71
4.4 Общие положения по проведению эвакуации 74
4.5 Расчет времени эвакуации людей из помещении 77
5 Бизнес план 79
5.1 Резюме 79
5.2 Маркетинговый план 79

5.3 Производственный план 80
5.4 Финансовый план 80
5.5 Капитальные затраты 80
5.6 Расчет годовых эксплуатационных расходов 82
5.7 Расчет доходов от основной деятельности 84
5.8 Расчет экономической эффективности 85
Заключение 87
Список литературы 88

Введение

Проблема создания эффективных сетей спутниковой связи чрезвычайно актуальна для Казахстана с его огромными просторами. Несмотря на наличие значительного числа публикаций в отечественной и зарубежной литературы по данному вопросу, существует необходимость систематизировать и разработать основные принципы систем спутниковой связи, методы их расчета, определяют основные характеристики сети и качествоеефункционированиz.

Постоянное увеличение потока информации и информации потребителей приводит к необходимости внедрения собственной сети спутниковойсвязиивещаниявКазахстане.

Сегодня растет понимание тех выгод, которые приносят с собой развитие и распространение информационных и коммуникационных технологий (InfoComm). Революционное влияние инфокоммуникаций для общественных структур и институтов гражданского общества, экономической и социальной сферах науки и образования, культуры и образа жизни.

Возникнув в процессе демополизации связи Казахстана привело к появлению многих фирм операторов, работающих через спутники и обеспечивает соединения в пределах выделенной сети, а также доступ к сети общего пользования, и даже международные связи. В то же время на внутреннем рынке и отечественные сети появились земных станций западного производства. Некоторые операторы используют в своей работе международных организаций спутников Intelsat потенциала, Eutelsat.

Мониторинг воздушных судов с использованием ADS-B системы автоматического зависимого наблюдения-вещания представляет собой систему, в которой, как и в использовании радара, самолет наземной станции передает. Размещение ADS-B станций в спутнике увеличится охват, тем самым повышая безопасность. В будущем, для обнаружения космических сигналов система ADS-B поможет улучшить безопасность воздушного движения, а также эффективность полетов и аварийно-спасательных работ.
Для установки ADS-B оборудования на спутниковой и дальнейшего мониторинга воздушных судов во всем мире рассматривается использование низкоорбитальных спутников группировки IridiumNEXT, запущенный в 2017 году. В настоящее время Иридий является наиболее надежным группировка спутников и одна из причин - это то, что их система имеет больше спутников, чем любой другой поставщик спутниковой связи. Приемник B ADS-должны быть установлены на каждом спутнике IridiumNEXT и большое количество спутников должны обеспечить покрытие всей поверхности земного шара.

1Анализ построения систем спутниковой связи

1.1Принципы построения спутниковых систем связи

Потребности в области телекоммуникаций сегодня растут. Наземные радиорелейные линии не может полностью удовлетворить обмен радио- и телевизионных программ, особенно если они очень далеки друг от друга. Между ретрансляторы могут быть большие расстояния, поэтому размещение наземных ретрансляторов, связанных со значительными техническими и экономическими проблемами, а также связь через океаны и труднодоступных районах просто невозможно. От этих недостатков свободная система спутниковой связи (ССС). Они могут передавать сигналы с высоты десятков тысяч километров. SSS имеют высокую пропускную способность и обеспечивать экономически тактовый связи между любыми конечными точками, обмен радио- и телевизионных программ, одновременная работа без помех большого количества линий.

В основе построения системы спутниковой связи является идея размещения ретранслятора на космический аппарат (КА). SC Движение в течение длительного времени нет затрат энергии и энергии всех систем осуществляется с помощью солнечных батарей. Космический аппарат, расположенный на достаточно высокой орбите способна "покрыть" очень большую площадь - около трети поверхности Земли. Через свое реле на плате может обмениваться данными любой станции, расположенной на территории. Принцип спутниковой связи является реле оборудования спутникового сигнала от наземной станции к приемникам.

Существенное преимущество запуска космического аппарата, который находится на так называемой геостационарной орбите, расположенной в экваториальной плоскости и имеющей нулевой наклон круговой орбите (рисунок 1.1) с радиусом 35785 км. Этот спутник совершает один оборот вокруг Земли в точности один земной день. Если направление движения совпадает с направлением вращения Земли, от земной поверхности она кажется неподвижной.

Ни при каком другом комбинации указанных параметров орбиты нельзя добиться неподвижности КА относительно наземного наблюдателя. Антенны, работающих с геостационарным спутником, не требуют сложных систем наведения и поддержки, а также в случае необходимости могут быть установлены устройства для компенсации небольших возмущений орбиты.

В связи с этим в данное время все спутники связи, предназначенные для коммерческого использования, расположены на геостационарной орбите. Примерно в том же месте на той же долготе может быть несколько спутников, расположенных на расстоянии около 100 км друг от друга.

Вблизи полюсов геостационарных спутников, видимы под малым углом возвышения, в то время как большинство из полюсов не видно вообще. Ввиду малости высоты происходит затенения спутнику местных предметов,

повышение температуры шума антенны из-за теплового шума Земли, повышение уровня помех от наземного радиооборудования. Уже на широте 75 ° приема трудно, и выше 80 ° - практически невозможно. Тем не менее, в широтном поясе между 80 ° С 80 ° N проживает почти все население Земли.

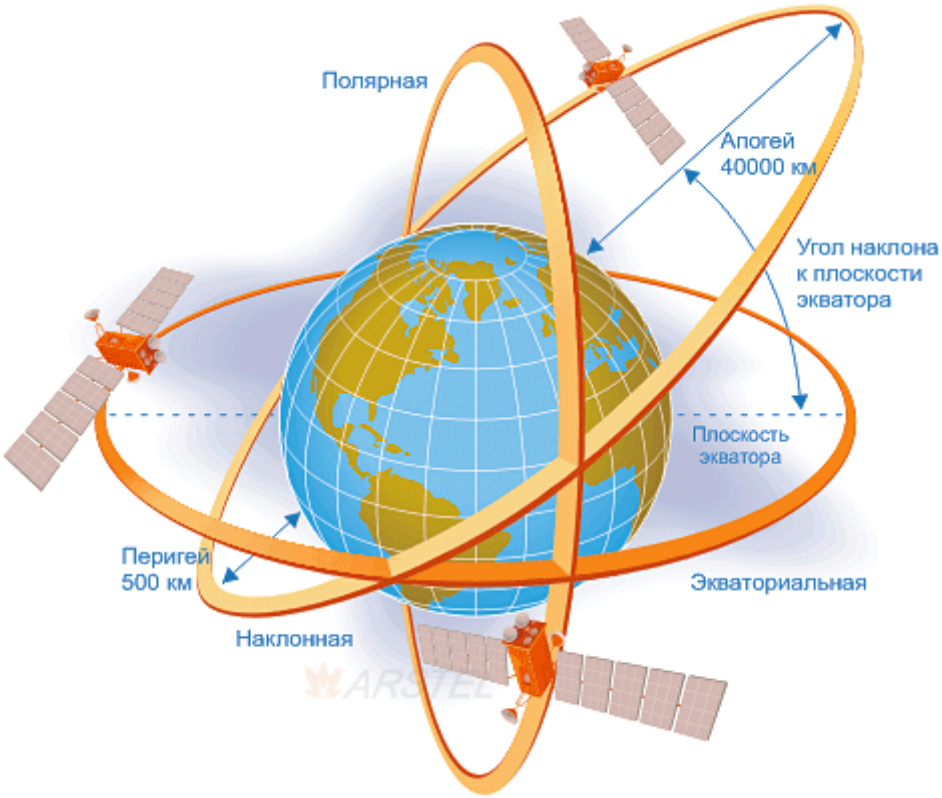


Рисунок 1.1 - Типы орбит КА

Спутниковая связь с ретранслятором на геостационарной орбите имеет ряд важных преимуществ:

- отсутствие устройства сопровождения КА в антенной системе наземного комплекса;
- высокая стабильность уровня сигнала в канале радиосвязи;
- отсутствие эффекта Доплера;
- простота организации связи в глобальном масштабе:

К недостаткам такой связи являются насыщение геостационарной орбиты на многих участках, а также неспособность обслуживать полярные регионы.

1.2Состав и назначение систем спутниковой связи

Основная идея спутниковых систем связи проста: про-интерстициальная система радиорелейной связи размещена на исскуственном спутника Земли (спутники). Спутник движется в достаточновысокой орбите в течение длительного времени без затрат энергии является движение. Питание на борту спутника ретранслятора и

другие системы обеспечивается за счет солнечных батарей, работая почти все время под лучами солнца до темноты.

При достаточно высокой орбите спутник "видит" очень большие территории - около одной трети поверхности Земли, так что через реле на плате можно напрямую подключиться к любой станции, расположенной на территории. Три спутника может быть достаточно, чтобы создать почти глобальную систему связи. В то же время, современные технологии позволяют сформировать достаточно узкий пучок, что бы при необходимости концентрировать энергию спутникового передатчика в ограниченном пространстве, например, на территории небольшого государства. Это создает возможность эффективно использовать спутник также для небольших зон обслуживания. Следует отметить, что путь радиолуча между спутником и наземной станции (АР) работает, как правило, под большими углами к поверхности земли, что снижает влияние затенения и шума излучения Земли до земных станций, принимающих сигналы.

По установленным причинам спутник, который начал свое развитие в середине 60-х годов.с появлением советского спутника "Молния" и американский "Telstar", стремительно развивается во всем мире. Он создал большое количество спутниковых систем связи и вещания, различных функции, зоны обслуживания, состава и мощности.

Космическая радиосвязь — радиосвязь, при которой используют космические станции, расположенные на спутнике или других космических объектах.

Космическая станция (КС) — станция, расположенная на объекте, который находится за пределами основной части атмосферы Земли (либо находился там, либо предназначен для вывода), например на спутнике.

Наземная станция (НС) — станция радиосвязи, расположенная на земной поверхности (или в основной части земной атмосферы) и предназначенная для связи с космическими станциями либо с другими земными станциями через космические станции или другие космические объекты, например пассивные (отражательные) спутники. В отличие от земных станций станции наземных систем радиосвязи, не относящихся к космическим системам связи или радиоастрономии, называются наземными.

Спутниковая связь — связь между земными станциями через космические станции или пассивные спутники. Таким образом, спутниковая связь — частный случай космической радиосвязи.

Спутниковая линия — линия связи между земными станциями с помощью одного спутника, на каждом направлении включает в себя участок Земля — спутник (рисунок 1.2) («линия вверх») и участок спутник — Земля («линия вниз»).

Наземные станции подключены к сети связи узлов коммутации (например, с междугородной телефонной станцией — МТС), с источниками и потребителями телепрограмм, звукового вещания с помощью наземных соединительных линий (см. рисунок. 1.1) либо устанавливаются

непосредственно на МТС, телецентре и тому подобных источниках и потребителях информации.

Спутниковое вещание - передача программ вещания (ТВ и звук) от передающей земной станции в принимающую станцию через пространство - активный транспондер. Таким образом, спутниковое вещание - это особый случай спутниковой связи, в котором передача определенного класса односторонних (симплексных) сообщений, полученные одновременно несколькими НС или большим количеством приемных станций (широковещательной передачи).

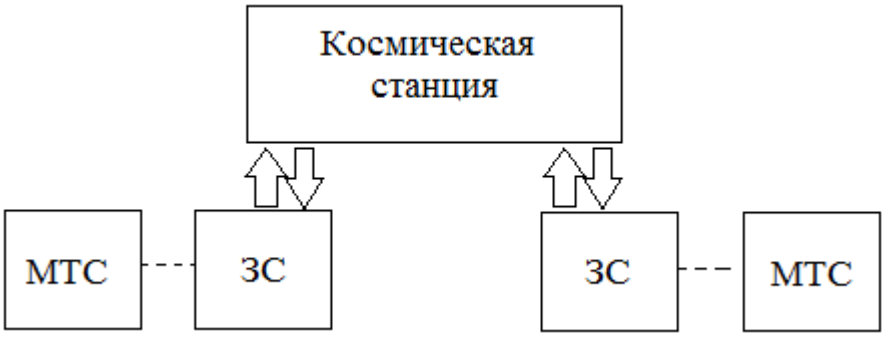


Рисунок 1.2 - Спутниковая линия

В зависимости от типа земных станций и назначения системы различают следующие службы радиосвязи:

фиксированной спутниковой службы (ФСС) - служба радиосвязи между АР расположены в определенных фиксированных точках, с использованием одного или нескольких спутников; фиксированной спутниковой службы также включают фидерной линии (подводящий к программам космической станции) для других служб космической радиосвязи, таких как радиовещание или спутниковой подвижной служб;

подвижная спутниковая служба (ПСС) - между мобильной точки доступа (или между мобильной и фиксированной точкой доступа) с одним или несколькими космическими станциями (в зависимости от местоположения мобильной АР отмеченной земли, морской, воздушной подвижной спутниковой службы установки):

Радиовещательная спутниковая служба (РСС) - служба радиосвязи, в которой сигналы от космических станций, предназначены для непосредственного приема населением. Это рассматривается в качестве прямого индивидуального и коллективного приема; в последнем случае, программа вещания доставляется отдельным абонентам через один или другой наземной системе распределения - кабельного или эфирным - небольшой мощности передатчика. Следует отметить, что термин "вещание" сочетает в себе телевидение и звуковое вещание. Таким образом определяется радиовещательной спутниковой службы включает в себя не все типы систем спутникового вещания, но только те, которые предназначены

для приема относительно простой и недорогой блок приемника с качеством, достаточном для пользователя, но часто ниже, чем требуется основные поставки программ линий на наземное вещание станций.

Системы, относящиеся к ФСС, также широко используется для распределения программ вещания. Таким образом, система "Орбита" и "Москва", которая первоначально предназначалась для распространения на территории, телевизионных программ СССР и звуковых программ вещания, обратитесь к ФСС. Принимается станция "Орбита" высокое качество программы подается в телецентров, оснащенный передатчиком высокой мощности, сама станция «Орбита» представляет собой очень сложную структуру.прием Прогресс технологии привели к тому, что разница между фиксированной и радиовещательной служб, в некоторых случаях удален, но определение следует рассматривать в качестве услуги выделяются различные диапазоны частот.

При передаче программ радио через системы ФСС различают между прямым и косвенным программ распределения. В случае прямого распределения программ, поставляемых из систем ФСС на наземные радиовещательных станций без каких-либо промежуточных систем распределения, а также в случае косвенного распространения программы поступают из земных станций ФСС для дальнейшего распространения наземных сетей на различных наземных вещательных станций.

Системы спутниковой связи (ССС) применяют для передачи различных видов информации:

- программ телевидения; при этом следует различать системы обмена ТВ программами между равноправными ЗС и системы циркулярного распределения программ от передающей станции к большому числу приемных ЗС;

- других видов симплексных сообщений, чаще всего циркулярного характера: изображений газетных полос, программ звукового вещания;

- телефонных сообщений, дуплексных по своему характеру; каналы тональной частоты или их группы можно использовать для обмена другими видами информации — телеграфной, дискретной от ЭВМ и других источников.

В зависимости от вида передаваемой информации различают универсальную многофункциональную систему, точка доступа, которые взаимодействуют различные типы информации (например, Intelsat, «Орбита», ССС Канадский TELESAT и т.д.), а также специализированные - для передачи одного вида или нескольких аналогичных типов информации (например, спутниковая система вещания "экран", НТВ-Плюс к круглому распределению телевизионного и звукового радиовещания).

По охватываемой территории, размещению и принадлежности ЗС, структуре управления ССС можно подразделить на:

- международные, в состав которых входят станции различных стран; такие системы могут быть глобальными (со всемирным охватом), как «Интерспутник», Intelsat, либо региональными, как Evtelsat, Arabsat;

- национальные, все ЗС которой расположены в пределах одной страны, в том числе зоновые, все ЗС которой расположены в пределах одной из зон (районов) страны, и ведомственные (деловые, фирменные) системы, ЗС которых принадлежат одному ведомству (организации, фирме) и передают только деловую информацию и данные в интересах ведомства.

В состав любой ССС, несмотря на их различие, входит несколько одинаковых по назначению элементов:

- космические станции (КС), представляющие собой ретрансляционное (приемопередающее) устройство, размещенное на искусственном спутнике Земли[1], с антеннами для приема и передачи радиосигналов и системами обеспечения: источниками энергоснабжения, системами ориентации антенн (на Землю) и солнечных батарей (на Солнце), системами коррекции положения ИСЗ на орбите, терморегулирования и т.д.;

- земные станции (ЗС) различного типа.

Рассмотрим подробнее типы ЗС.

Прием систем АР распределения (спутниковой системы вещания) - простейший тип станций, несущих только прием телевизионных программ и (или) другой круговой программ. Например аудио вещания, изображения газетных страниц; как правило, получение АР, чтобы снизить затраты на поставки антенны небольшого размера, и количество АР в большой системе (Рисунок 1.3).

Передающие ЗС системы спутникового вещания (ЗС фидерной линии, ЗС1 на рисунке 1.3) — станции, осуществляющие передачу на участке Земля - ИСЗ циркулярных программ, подлежащих распределению по сети приемных станций; если передающая ЗС находится в пределах обслуживаемой зоны и на ней возможен прием сигналов, излучаемых ИСЗ этой системы, то такой прием обычно осуществляется для контроля качества вещания; передающих станций в системе может быть несколько.

Приемопередающие ЗС ПСС (ЗС1, 2, 3 на рисунок. 1.3), работающие в сети дуплексной телефонной связи (в том числе с возможностью передачи по телефонным каналам или группам каналов других видов сообщений - телеграфных, данных, программ звукового вещания и пр.), а также в сети обмена телевизионными программами; такие станции часто бывают укомплектованы аппаратурой, позволяющей работать через несколько стволов ИСЗ одновременно; нередко приемопередающие станции телефонной системы являются также передающими или приемными станциями системы вещания; таковы многие ЗС «Орбита» (ЗС1, ЗС2 на рисунке 1.3).

Контрольные ЗС - станции, которые контролируют работу ретранслятора космической станции, земные станции соответствие важной сети для всей работы сети - излучаемая мощность, частота передачи,

поляризация, качество сигнала модуляции и т.д. Роль контроля система в нормальном режиме АР поддержания высокой. Часто функции управления станции назначены одному из передачи или приемо-передающих станций сети.

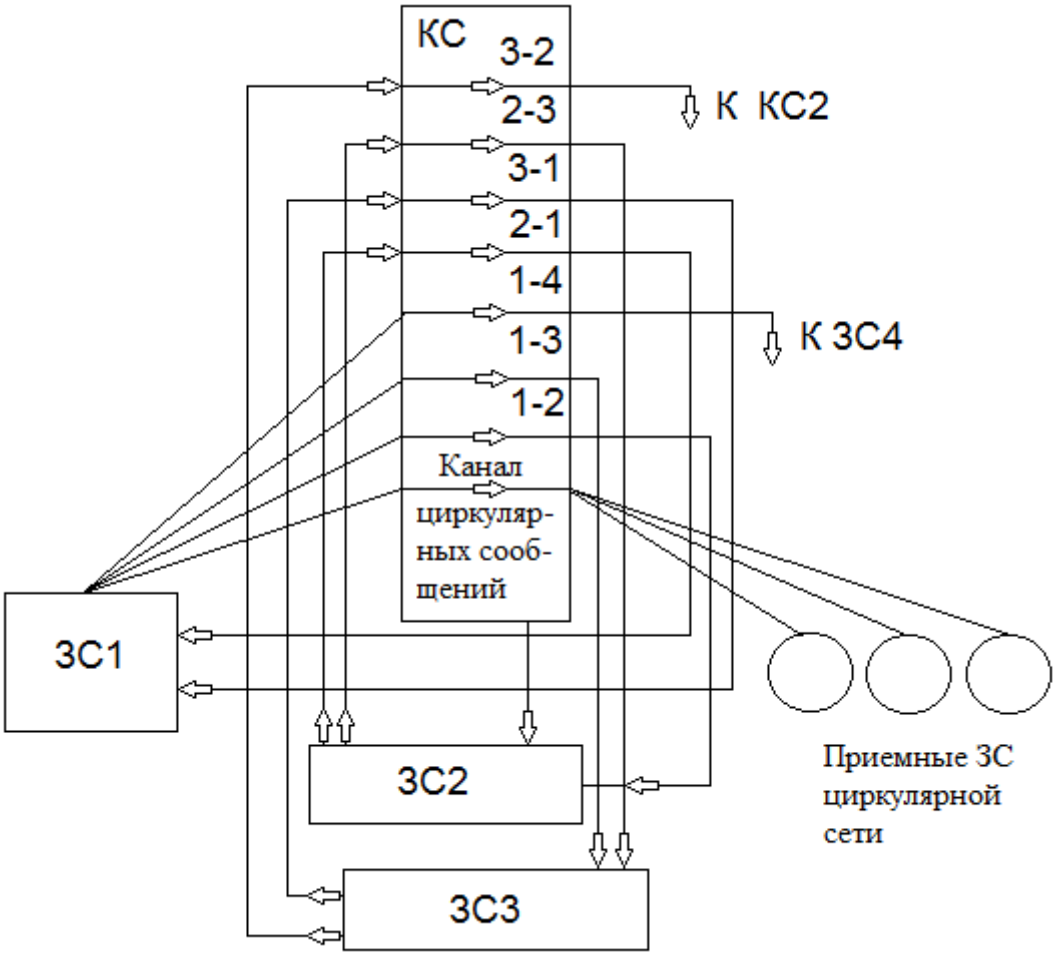


Рисунок. 1.3 - Схема организации циркулярных и дуплексных каналов через ИСЗ

Сеть управления и центральные станции, как правило, имеют возможность обмениваться информацией с сетевыми станциями на специально созданной подсистемы внутренней связи. Как правило, это не удается сформировать подсистему через тот же спутник, который проходит через основную сеть, но должен использовать наземной связи телевидения в некоторыхслучаях.

Подключение наземных линий связи используются для подключения к ЗС с источниками и потребителями информации, передаваемой, поскольку точка доступа, как правило, удаляется из них по причине уменьшения воздействия шума, антенны закрытия углов и т.д. Эти соединительные линии от приемопередатчика ЗС для телефонных станций дальней связи (МТС) или

другой коммутационной телефонной сети узла от приема ЗС к передающей телевизионной, печати, радиовещательной станции.

Удаленное оборудование - часть оборудования спутниковой связи, которая не находится настанций спутниковой связи, а также других объектов. Таким образом, МТС может быть установлено необходимое для работы эхозаградитель спутникового канала, иногда компактирования оборудование, каналирования, и даже модуляции, а выход оборудования, проходящего через заземления соединительной линии (как правило, микроволновая печь), поступает непосредственно на ВЧ пути спутниковая связь. Центр управления системы связи - орган, осуществляющий руководство работой системы и ее развития, то есть, внедрение новых спутников и ЗС, график их работы, предоставляя потребителям стволов, проведения технического обслуживания и ремонтных работ, и т.д. Центр управления как правило, подключены к сети станций селекторной каналов. Иногда центр может быть объединен с передающей станции системы спутникового вещания или контроля доступа.

1.3Система автоматического зависимого наблюдения-вещания, сравнение с радиолокационным наблюдением

На данный момент, чтобы получить обзор воздушного движения Контроллеры полагаются на обнаружение радиолокационных целей. Для самолетов постоянно остаются видимыми не только диспетчеров воздушного движения, но и для других воздушных судов с соответствующим оборудованием, широко развитые сигналы обнаружения с использованием системы автоматического зависимого наблюдения в режиме радиовещания (ADS-B, AutomaticDependentSurveillance- Broadcast). Эта технология позволяет пилотов и диспетчеров воздушного движения на земле, чтобы "видеть" трафик движения воздушных судов с высокой точностью и не требует дорогостоящей наземной инфраструктуры для его реализации. Самолет оснащен системой ADS-B на протяжении всего полета примерно раз в секунду координаты местоположения передают, текущую скорость, высоту, курс и другие данные. Эта информация позволяет создать подробную карту движения воздушных судов, что повышает безопасность и улучшает перерегулирования осведомленность пилотов. Летательного аппарата и наземных станций, оснащенных ADS-B, в радиусе около 440 км взять информацию. Наземные станции объединяются в результате различных точек информации с информацией, полученной от наземных радаров на самолете без ADS-B и передавать данные всем воздушным судам в радиусеобслуживания (Рисунок 1.4).

Основой системы является самолет, оборудованный ADS-B, который примерно каждую секунду направляет наземной станции по линии передачи данных сообщения с данными наблюдений. Основные элементы данных в сообщениях, передаваемых в режиме радиовещания, следующие:

- опознавательный индекс воздушного судна и 24-битовый адрес;
- данные о местоположении и соответствующая информация о точности и целостности;
- вектор скорости и вектор точности;
- барометрическая высота;
- состояние, индикаторы аварийной ситуации;
- воздушные суда должны быть способны передавать следующие аварийные/срочные режимы: аварийная ситуация; отказ связи; незаконное вмешательство; минимальный запас топлива; потребность в медицинской помощи.

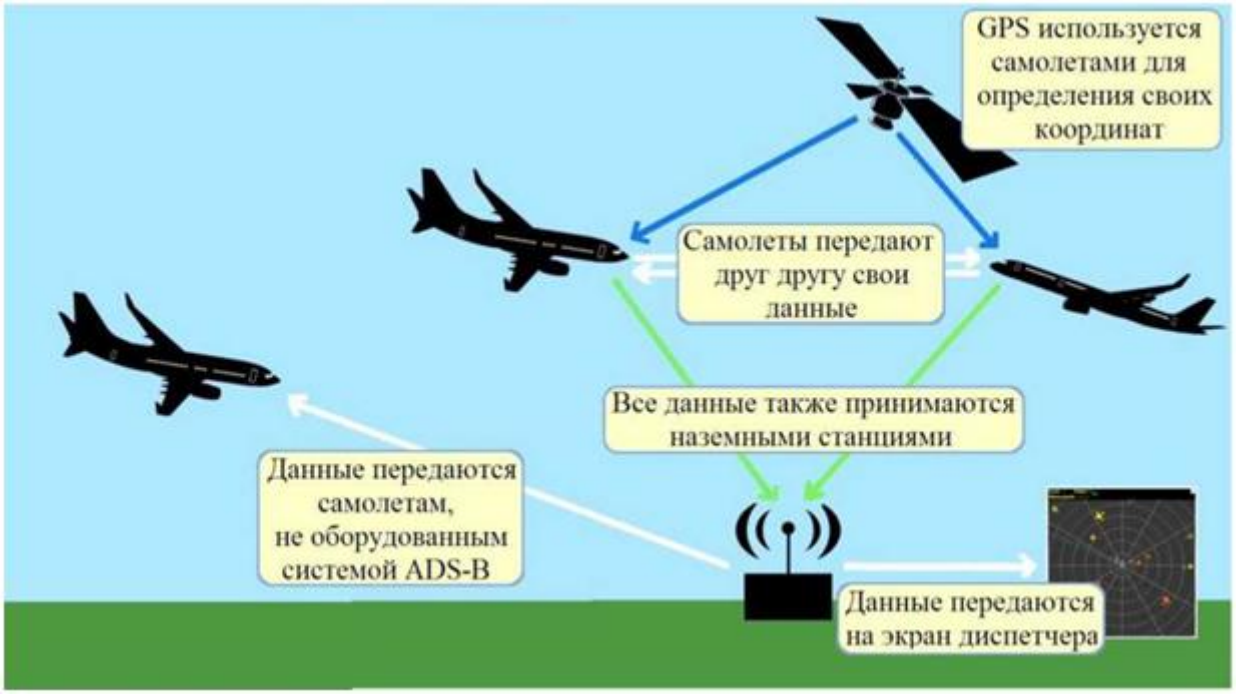


Рисунок 1.4 – Принцип действия автоматический зависиого наблюдения в режиме радионаблюдения

Основой системы является самолет, оборудованный ADS-B, который примерно каждую секунду направляет наземной станции по линии передачи данных сообщения с данными наблюдений. Основные элементы данных в сообщениях, передаваемых в режиме радиовещания, следующие:

- опознавательный индекс воздушного судна и 24-битовый адрес;
- данные о местоположении и соответствующая информация о точности и целостности;
- вектор скорости и вектор точности;
- барометрическая высота;
- состояние, индикаторы аварийной ситуации;
- воздушные суда должны быть способны передавать следующие аварийные/срочные режимы: аварийная ситуация; отказ связи; незаконное вмешательство; минимальный запас топлива; потребность в медицинской

помощи.

Международная организация гражданской авиации, ИКАО стандартизированы три линии данных, которые могут быть использованы для передачи данных ADS-B [3]. Переводной системной плате режим ADS-BB данные о местоположении радио, вектор, скорость и высота полета воздушного судна, используемого для наблюдения с целью управления воздушным движением. Это означает, что качество данных о местоположении и скорости вектора высоты самолета, определяет авионику. системы управления воздушным движением, необходимы системы ADS-B связано с тем, что радары являются громоздкими и дорогими и диапазон радара зависит от рельефа местности, погодных условий и ограничены в диапазоне. Диспетчеры использование системы безопасности ADS-Bpovyshaet, сопровождая самолета, обеспечивая улучшенные услуги маршрутизации воздушных судов, а также много полезной информации для пилотов в кабине погоды и движения других судов. Система также позволяет прокладывать маршрут более эффективным [4].

Сегодня примерно 60% всех пассажирских самолетов (70% в Европе, 30% в США) оборудованы ADS-Втранспондерами. Этот процент неуклонно растет, как ADS-Вустанавливается вместо радара в качестве основного метода наблюдения для управления самолетом.

Краткий алгоритм получения информации о местоположении воздушных судов, на базе системы ADS-B:

1 самолет получает свое местоположение с помощью GPS-навигации;

2 ADS- Втранспондер установленный на борту самолёта передает сигнал, содержащий информацию о текущем место положении и состоянии ;

3 полученная информация от ADS- Всистем множества самолётов концентрируется на сетевом ресурсе;

4 обработка и визуализация полученной информации позволяет вести мониторинг за передвижением самолётов практически в режиме реального времени;

5 наземные системы ретранслируют всю обработанную информацию (также информацию от наземных радаров) обратно в небо раз в секунду - любое воздушное судно в пределах радиовидимости может принять и использовать эти данные;

6 наземные станции также передают и дополнительную полетную информацию такую как графическая погодная и NOTAMS. Эти данные обозначаются как FIS-B.

Основное различие между радиолокационного наблюдения и наблюдения с помощью системы ADS-B определяется с помощью средств, которые используются для определения данных о местоположении воздушного судна и вектора состояния. Радар измеряет положение воздушного судна по большей части независимо от бортовых систем и определяет скорость, направление полета, угловая скорость

вращения и другие элементы вектора состояния летательного аппарата, используя входящие отчеты о местоположении последовательно. Для системы линии передачи данных ADS-B в месте заземления и вектора состояния летательного аппарата бортового оборудования определяются. Эта информация может исходить от бортового навигационной системы или от отдельного приемника / GNSS навигации. Подобно радарной системы в источнике ADS-B полетных данных также служат в качестве компьютера данных полета или барометрической высоты кодирования устройства. Определение индекса пилот полета вставляется непосредственно или через другие системы, например, через систему управления полетом.

Сравнение ADS-Bс наземными радарными системами приводится в таблице 1.1.

Таблица 1.1 - Сравнение ADS-Bс наземными радарными системами

Наземные радарные системы	ADS-Bсистемы
расположены на земле, зависят от человека	установлены на самолете, дают более равномерный и точный поток данных о самолете
в некоторых зонах неработоспособны, есть «дыры»	Наземные станции ADS-Bмогут расположены где угодно (в горах, на нефтяных вышках)
Данные обновляются раз в 12 секунд	Данные обновляются каждую секунду
Дорогие в установке и использовании	Намного дешевле в установке и использовании

Таким образом, основные данные (опознавательный индекс воздушного судна, его местонахождение и высота), предоставляемые в рамках ADS-B, такой же, как в радиолокационного наблюдения. Эти данные могут быть отображены на одном дисплее или введены в автоматизированную систему, перерабатываемой там и отображаются таким же образом, что и данные радиолокации. Поэтому считается, что система ADS-B, может быть источником данных наблюдений для обеспечения ATS таким же образом, как и в данном радаре.
Из основных радиолокационных данных, полученных дополнительной информации (вектор направления воздушного судна, его скорость и скорость подъема). Та же информация может быть получена с помощью ADS-B, с использованием соответствующего оборудования на борту и во многих случаях данные, полученные от самолета, более точной и более своевременной. Эти ADS-B также могут быть использованы для выполнения различных сетевых функций предупреждений.

Оборудование ADS-Bна борту воздушного судна включает:

- излучатель ADS-B, приемоответчик вторичной обзорной радиолокации или отдельный передатчик ADS-B;
- источник данных о местоположении воздушного судна, векторе скорости (приемник/навигатор глобальной спутниковой навигационной системы);
- источник данных о барометрической высоте (обычно компьютер полетных данных или отдельное устройство кодирования барометрической высоты);
- источник данных об опознавательном индексе полета (вводятся пилотом или через пульт управления приемоответчика, которая передает эти данные приемоответчику).

Концепция ADS-B включает в себя четыре вида услуг: 1 BEstestvenno это ADS-я ADS-B системы в первую очередь. Его суть заключается в том, что каждое воздушное судно передает сообщения широковещательных данных, которые принимают другие летательные аппараты или наземные станции для диспетчеризации потребностей; 2 ADS - R Автоматическое Иждивенец наблюдения - Ретрансляция, система ретрансляции данных для ADS-B UAT и обратно. Воздушные суда, оснащенные самолетами UAT оборудованы будет увидеть ADS-B, и наоборот. UAT используется на старых самолетов и легких самолетов. Услуги ADS-B и ADS-R, связанные с отслеживанием и технического обслуживания "Услуг" и отнести к FAA критическим для целей контроля; 3 TIS - B TrafficInformationService - Broadcast. Эта услуга является то, что система наземной РЛС слежения за объектами и передавать информацию о них в ADS-B и UAT системах. Это дает мощное видение ситуации вокруг всех воздушных судов, вся информация отображается на дисплеевкабине;

4 FIS - B FlightInformationService - Broadcast. Эта услуга заключается в том, что наземные станции передают информацию о погоде и воздушной навигации в графической форме для UAT систем. Пилот визуально представляет условия полета, которые могут гибко изменять [5].

Тем не менее, так как приемной станции, расположенной на суше, наиболее затрудненным приема данных ADS-B с летательным аппаратом от берега над поверхностью океана. Благодаря использованию высокой частоты (1090 МГц) покрытие каждого приемника ограничена относительно линии зоны видимости (около 250-400 км, в зависимости от погодных условий и рельефа местности) [7]. Чем дальше от самолета приемник, тем выше он должен лететь, чтобы быть в состоянии взять на себя наземную станцию сигнал. Поэтому, в настоящее время мы исследуем, является ли это технически возможно получить Bsignal в ADS-орбите, идея заключается в том, чтобы взять на себя ADS-Bsistemu, как это, отказавшись от каких-либо дорогостоящей модернизации, и изучить результаты, полученные с помощью спутника. По сути, это технологическое решение, которое определяет плоскость координаты с помощью системы GPS, а затем

передает их, а также другие данные (высота, скорость, полет, и так далее.) Во время полета в наземных диспетчеров центров, а также другие самолет.

Размещение ADS-B станций на спутнике будет максимизировать безопасность полетов за счет увеличения охвата. Кроме того, оптимизация движения воздушных судов приведет к снижению расхода топлива и выбросов углекислого газа. В будущем, для обнаружения космических сигналов система ADS-B поможет улучшить безопасность воздушного движения и эффективности перерегулирования (за счет прокладки оптимальных маршрутов) и аварийно-спасательных работ. Принцип сигнала ADS-B обнаруживается сверху, а не снизу, было доказано немецким аэрокосмическим центром (DLR, DeutschenZentrumsfurLuftundRaumfahrt). Эксперименты DLRi ESA показали, что относительно низкие сигналы мощности ADS-B может быть заблокирован из космоса на высоте 820 км от Земли (с Proba-V спутника). Это означает, что для получения глобальной карты движущихся спутников воздушных судов могут быть использованы не только фактические наземные станции и летательные аппараты. Несмотря на то, что ADS-B сигналы относительно слабы, и не предназначены для работы на большие расстояния, пилот-приемник, расположенный на Proba-V спутника, может занять более 12 тысяч сообщений [8]. На данный момент, ожидается, чтобы оценить, что максимальное количество воздушных судов, движущихся вразличных размеров, которые могут обрабатывать спутник. В этом случае размер плоскости имеет важное значение, так как переданные и принятые сигналы в ADS-B зависят от размера самолета.

1.5Определение местоположения воздушного судна посредством глобальной навигационной системы GPS

В настоящее время наблюдения с помощью системы ADS-B представляет собой систему, в которой, как и в использовании радара, самолет наземной станции передает информацию о ее идентификации полета и высоты. Тем не менее, в отличие от позиции радиолокатора самолета определяется на борту воздушного судна, и передают информацию о наземной станции. Как уже упоминалось в предыдущей главе системы ADS-B автоматического зависимого наблюдения-вещания является технологическое решение, которое определяет местоположение воздушного судна с помощью системы GPS, а затем передает их, и другие данные. Система спутниковой навигации (GPS, GlobalPositioningSystem) состоит из работающих в единой сети 24 спутников на орбите 6 высоте около 20 000 км над поверхностью Земли. Спутники постоянно движутся со скоростью около 3 км / с, что делает два полных оборота вокруг планеты менее чем за 24 часов [5].

Есть много преимуществ, чтобы продолжить, чтобы определить местоположение объекта на основе GPS, включая экономию топлива, снижение выбросов углекислого газа, а также лучше контролировать время взлета и посадки. Против радара появляется отсутствие контроля над

труднодоступных мест. В соответствии с действующей системой диспетчеров воздушного движения не может видеть самолет, летящий над океаном на радаре, пока он находится в пределах 200 миль от берега. Радар часто бывает необходимо оценить местоположение воздушного судна на основе плана полета и времени вылета. Эксперты утверждают, что эта оценка может сделать самолеты уязвимы, если они нуждаются в аварийной посадке. Исчезновение полета AirFrance477 над Атлантическим океаном в 2009 году резко подняли вопрос о необходимости перехода к GPS, которая может точно отслеживать все самолеты. Кроме того, в настоящее время, некоторые полеты должны летать на большее расстояние по извилистому пути, таким образом, чтобы они могли следить за наземных маяков. В то время как спутниковая система GPS может оптимизировать маршрут и тем самым сэкономить авиакомпаниям много ресурсов.

Основной принцип использования GPS- позиционирование путем измерения времени приема синхронизированного сигнала от навигационной спутниковой антенны потребителя. Для того, чтобы определить момент, при котором сигнал "послан" из сообщения спутниковой навигации модулированного "псевдо» ПРН-код, соответствующий номер спутника. Подобная последовательность генерируется в GPSpriemnike в строгом времени со спутником кода. Кодекс, принятый со спутника приемник сравнивается с кодом, и определяется "как долго" приемник сгенерировал подобной последовательности. Таким образом, был выявлен сдвиг кода относительно другого будет соответствовать времени прохождения расстояния сигнала от спутника до приемника . преимуществом кодовых чипов является то, что измерение сдвига времени может выполняться в любоевремя.

Для определения трехмерных координат GPS-приемника необходимо иметь четыре уравнения: "Расстояние является произведением скорости света на разнице между приемом моментов потребителя и даты его синхротронного излучения со спутников»: | x-aj| = c (tj-x) Здесь: aj- расположение J-й спутника, tj момент времени приема сигнала от j-й спутник по часам потребителя, то есть - неизвестная точка во времени сигнала синхронизации излучения.все спутники на часы клиента, c - скорость света, x - неизвестное трехмерное положение потребителя [6] Как видно, расчеты напрямую зависят от точности часов код.. должна быть сгенерирована на спутнике и в приемнике в одно и то же время.спутниковом атомных часов с точностью около одной наносекунды. тем не менее, это слишком дорого, чтобы установить такие часы в каждом GPS приемник, так что измерение с четвертого спутника используется для исправления ошибок в приемнике тактовых импульсов.

GPSсостоит из трёх основных сегментов: космического, управляющего и пользовательского. Спутники GPSтранслируют сигнал из космоса, и все приёмники GPSиспользуют этот сигнал для вычисления своего положения в пространстве по трём координатам в режиме реального времени.

Спутниковая группировка системы обращается вокруг Земли по круговым орбитам с одной высотой и периодом обращения для всех спутников. Круговаяорбита с высотой порядка 20 200 км является орбитой суточной кратности с периодом обращения 23 часа 56 минут.Наклонение орбиты (55°) является также общим для всех спутников системы. Единственным отличием орбит спутников является долгота восходящего узла, или точка, в которой плоскость орбиты спутника пересекает экватор: данные точки отстоят друг от другаприблизительно на 60 градусов. Таким образом, несмотря на одинаковые (кроме долготы восходящего узла)параметры орбит, спутники обращаются вокруг Земли в шести различных плоскостях, по 4 аппарата в каждой.

Сигналы GPS используется несколько кодов доступа деление (CodeDivisionMultipliesAccess - CDMA). Национальное космическое агентство передатчиков GPSизлучают два непрерывного сигнала на частотах L1 и L2. Частота несущей L1 состоит из двух компонентов, которые в сдвинутого по фазе друг с другом (сдвинуты на N / 2) для облегчения разделения. Во-первых - модулируется двумя двоичными последовательностями (в пределах псевдослучайной последовательности P-код и ссылку информационных данных), добавили по модулю 2. Второй - также модулируется двумя двоичными последовательностями, добавляют по модулю 2 (в диапазоне псевдослучайных C / A- и код информация о последовательности). Обе последовательности содержат информацию о данных эфемерид спутника, системное время, поведение "часов" NCA, сообщения о состоянии и другие.

L2, несущая частота модулируется одним компонентом и двух двоичных последовательностей (обычно в пределах псевдослучайного P-код или / A- последовательность кода C и линия передачи информации) Складные по модулю 2. Там предусмотрен режим использования только P (Y) -кода при информация о последовательности не передается вообще. Во всех случаях скорость передачи данных информационной последовательности из 50 бит / с [7].

Таким образом GPS занимают сигналы в полосе пропускания L-диапазона двумя 20,46 МГц, центром которого являются частоты L1 и L2. Эти частоты когерентно генерируются на NCA одного генератора и на основании частоты генератора должен иметь значение 10,23 МГц (тактовая частота P-код).

Компоненты GPS квадратурные сигналы данных несущие частоты модулируется двух псевдослучайных последовательностей. Каждая последовательность представляет собой Бифазный (0, п) код сдвинуты BPSK. Одна последовательность - сумма по модулю 2 P (Y) код и навигационные данные, другая последовательность - сумма по модулю 2 C / A код и навигационных данных. Этот компонент A кода C / должно быть задержано относительно P 90 градусов сигнала. L2, частота несущей, модулированной только одной из этих 2-х последовательностей. Код,

используемый для модуляции несущей L2, выбранные наземные команды. Третий тип модуляции несущей L2, как определено наземных служб. Он использует в качестве модулирующего сигнала P (Y) - навигационные данные без кода. Для навигационных спутников все элементы передаваемого сигнала (носители, коды и данные) последовательны и являются источником бортовой частоты.

Номинальная частота источника к наблюдателю на Земле 10,23 МГц. Несущая частота спутника и частота коррекции для наблюдателя, находящегося на спутнике, измеренной для компенсации релятивистских эффектов. Изменения коррекции часов по М / ф = -4,4647-10-1 °, что эквивалентно изменению частоты P-5кода (10,23 МГц) при М = -4,5674-10- Гц (частота P кода будет генерировать 10, 22999999543 МГц). В будущем, возможно, будет сформирована Глобальная навигационная спутниковая система (GNSS, GlobalNavigationSatelliteSystem). Эта система обеспечивает высокую точность отслеживания маршрута любого воздушного судна во всем воздушном пространстве планеты, недоступной до существующих навигационных средств. Создание GNSS позволитскомбинировать американскую систему GPS и российскую систему ГЛОНАСС, а также других систем, таких как Galileo. Когда интегрируютсясистемы повышается их эффективность, так как, по сути, объединяются орбитальные группировки. Как известно, в "ГЛОНАСС" число орбитальных плоскостей в два раза меньше, чем в GPS, однако, в нихв два раза больше спутников. Наклон орбитальных плоскостей "ГЛОНАСС" почти на 100 выше, чем GPS. Это означает, что потребитель оборудование может "видеть" спутники "ГЛОНАСС" в таких точках орбиты (особенно в высоких широтах) где GPS-спутники недоступны.

- Ожидается, что сочетание новых функций GNSS в области коммуникационных технологий, смогут преодолеть целый ряд других вопросов, связанных с пилотами-инвалидов и наземных диспетчеров. Оборудование на борту воздушного судна будет на высокой скорости, чтобы получить информацию земли в цифровом виде, а затем отправить его к компьютеру. Там не будет никакой необходимости в переговорах между спутником и землей, и, следовательно, языковые барьеры рушатся - стандартные сообщения могут быть легко преобразованы в форму, понятной человеку, независимо от его национальности. Эта информация позволит нам скорректировать план полета и управлять движением по маршруту. На десятой Аэронавигационной конференции (ANConf / 10) ИКАО подтвердила свое обязательство рассмотреть вопрос об использовании глобальной навигационной спутниковой системы (GNSS) и линий передачи данных в интересах гражданской авиации [8].

Таким образом, основные преимущества спутниковой навигации должна включать в себя предоставление точной и надежной четырехмерной навигации (три координаты и время) во всех областях и на всех высотах воздушных судов и, как следствие:

- снижение риска катастроф, связанного с неточностью информации о местоположении ВС, особенно в тех районах/высотах полета ВС, где использование традиционных средств невозможно или экономически нецелесообразно;
- использование единого средства навигации для обеспечения всех этапов полета ВС, включая точные заходы на посадку;
- повышение экономичности полетов ВС при высокой точности самолетовождения и использования зональной навигации за счет сокращения полетного времени и экономии топлива;
- снижение затрат на обслуживание воздушного движения и на эксплуатацию ВС при замене разнотипного бортового оборудования едиными средствами.

1.6Постановка задачи

Актуальность темы диссертации определяется следующими факторами. Когда происходит сбой (например, пропуская над океаном самолетов AirFrance / MalasiaAirlines) занимает много времени на поиски самолета. Эти случаи связаны с невозможностью отслеживать воздушного судна радара во время его удаления от берега. Хотя в современных системах для навигации с использованием GPS оборудования управления полетом, они дают только знать о местонахождении экипажа воздушного судна, диспетчеров воздушного движения, но не получают такую информацию. В связи с этим в данной работе мы предлагаем связь с земной станцией через спутник, чтобы покрыть всю поверхность Земли. В этом случае каждый второй может знать положение и статус аварийных происшествий воздушных судов и ускорить проведение спасательной операции.

Также во время спасения, сельскохозяйственные, геологические события, показывает отсутствие первичного и вторичного радиолокатора - "мертвая зона" вне воздушных коридоров. В то время как модели с использованием низкоорбитальных спутников, представленные в данной статье, устраняет эти трудности и позволяет эффективно использовать воздушное пространство в районе аэродрома. Трудность для военных самолетов и самолетов малой авиации является использование первичного радиолокатора, который позволяет видеть только метку самолета, а также точность солнца данных координат зависит от числа оборотов первичного радиолокатора. Реализация предложенного в системе ADS-B увеличивает скорость передачи данных и обеспечивает лучшую точность позиционирования. Кроме того, обзор текущего состояния мониторинга самолета из космоса можно увидеть, что развитие статуса широковещательного воздушного пространства в Интернете в основном влияет на межгосударственные рейсы и внутренние рейсы остались без внимания. В связи с этим необходимо разработать систему для разработки и передачи на интернет-ресурсе информации о региональных рейсах.

Из вышеизложенного следует, что при помощи спутников будет возможно оптимизировать маршруты движения самолётов и при этом поддерживать высокий уровень безопасности. Что позволит свести к минимуму случаи столкновений и исчезновений в воздушном пространстве.

Целью работы является изучение возможности наблюдения за изчесновениемвоздушных судов через низкоорбитальные спутниковые системы. Для осуществления данной цели поставлены следующие задачи:

- изучение системы автоматически-зависимого наблюдения вещания, и возможности ее применения в мониторинге самолётов;
- выбор системы для определения координат самолёта;
- выбор спутников и способа для передачи информации;
- анализ повышения точности за счёт использования системы дифференциальной коррекции;
- определение метода модуляции для эффективной передачи сигнала на основе расчетов и моделирования спомощью программного пакета SystemView;
- моделирование передачи ADS-Всообщений через низкоорбитальные спутники с помощью программного пакета NetCrackerProfessional, определение зависимостей загруженности канала и количества ошибок от количества обслуживаемых самолетов;
- расчёт полного затухания радиосигналов в линиях спутниковой связи и мощности необходимой для бортового передатчика воздушного судна, передатчика низкоорбитального спутника и передатчика наземной станции.

2 Системы низкоорбитальной спутниковой связи

2.1 Система низкоорбитальной спутниковой связи ИРИДИУМ

Научно-техническая информация о проектах, иридий, Globalstar, за исключением рекламных статей и брошюр, как правило, ограничен, что вполне объяснимо с учетом жесткой конкуренции между фирмами-разработчиками проектов НКСС.
Следует отметить, что как в одном, и в другой системе имеет определенные характеристики разницы в различных источниках в процессе проектирования систем многие характеристики существенно меняются. Пример – вес КА IRIDIUM пошел от 300 до почти 700 кг, а по некоторым данным, и многое другое, то есть в два раза. И нет никакой гарантии, что такая трансформация не произойдет в будущем, по мере реализации проектов. Это может быть только размер этих преобразований не будет столь значительным. В большей степени это относится к проекту ИРИДИУМ, меньше - к проекту GLOBASTAR.

Содержится данные позволяют сравнение технико-экономических показателей вновь разработанной отечественной SLG с лучшими

зарубежными, а также получить представление о тенденциях и принципах проектирования систем связи низкоорбитальных. Компания MotorolaInc. спутниковой связи (Motorola) возглавлял разработку системы космической связи низкоорбитальных (SLG) иридия (IRIDIUM). Система IRIDIUM предназначена для глобальных персональных коммуникаций по принципу "всех со всеми" на основе космического сегмента как низкоорбитальной группы космических аппаратов и наземного сегмента, состоящего из: абонентских терминалов, которые могут быть расположены в любой точке мира, шлюз системы сегментов (координации) спутникового управления станции связи и сегменты запуска космических аппаратов, посылать команды и получать информацию станций телеметрии.

2.2 Основные характеристики системы ИРИДИУМ

Виды связи и услуг, предоставляемые системой.

Схема организации связи в системе ИРИДИУМ приведена на рисунке 2.1

мобильных терминалов наземной сотовой системы связи (2,5 кг).

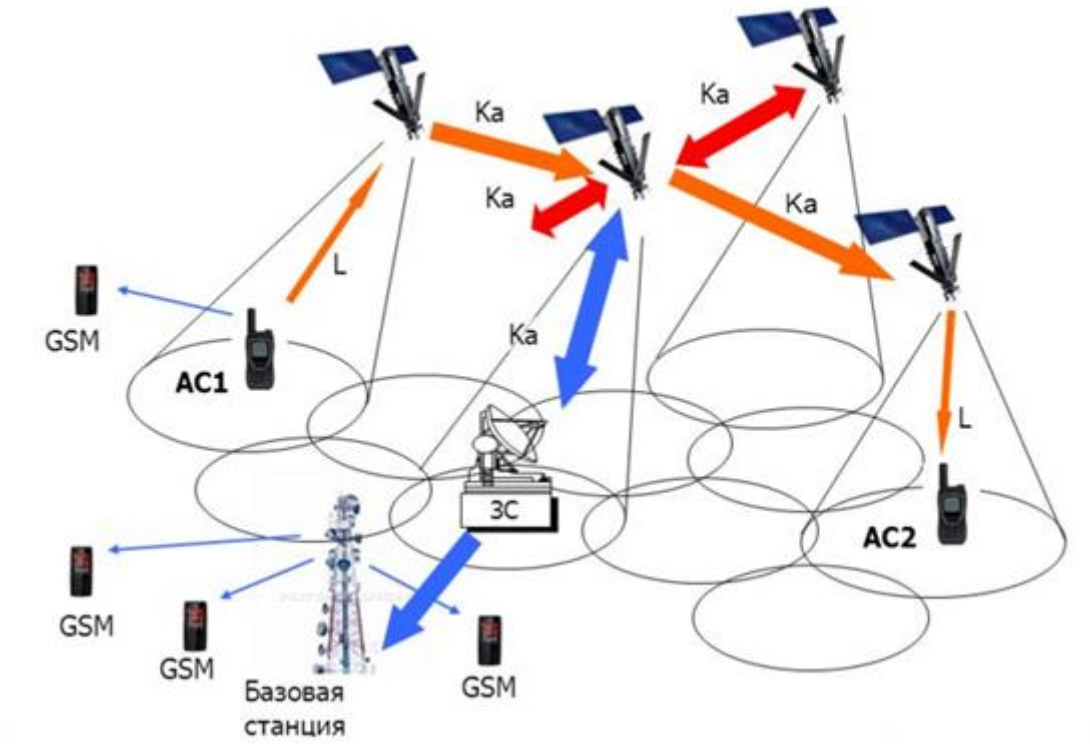


Рисунок 2.1 –Схема организации связи в системе ИРИДИУМ

Системы связи: дуплексная телефония, передача данных; Факс. Виды услуг:

- абоненты оборудованных персональными терминалами друг от друга;
- абоненты, оснащенные персональными терминалами для абонентов национальной телефонной сети и наоборот;

-позиционирование;

- предоставление пользователю с различными типами терминалов: носимые, переносные (для офисов), мобильные (для транспортных средств), воздушным и морским транспортом, а также на пейджер;

- время связи, так же время связи между абонентами наземной системы и сотовой связи составляет не более 2-х секунд;

-непрерывность связи в ходе сессии;

- вес портативных терминалов меньше, чем 700г, вес и габариты ноутбука (для офисов), мобильные, воздушные и морские терминалы идентичны вес Орбитальная группировка (ОГ). Критерии выбора орбиты. Зона охвата системы Iridium (иридий) (рисунок 2.2) составляет 100% нашей планеты, ее спутниковые телефоны работают в любой точке мира (во всех странах, морей и океанов, за полярным кругом и на полюсах).

Основные положения, которые следует учитывать при обосновании выхлопной системы дизайнеров:

- необходимость глобального охвата территории Земли в любое время суток;

- обеспечение идентичности дальности прямой видимости между соседними спутниками;

- минимизация затрат на создание выхлопных газов в расчете на массу космического аппарата и высоты орбиты;

- высота орбиты диапазоне 200-600 морских миль (высота менее 200 морских миль требуют большего количества топлива на высоте космический аппарат маневренном выше 600 морских миль страдают от радиации, что увеличивает вес космического аппарата).

Рисунок 2.1- Зона охвата системы Иридиум

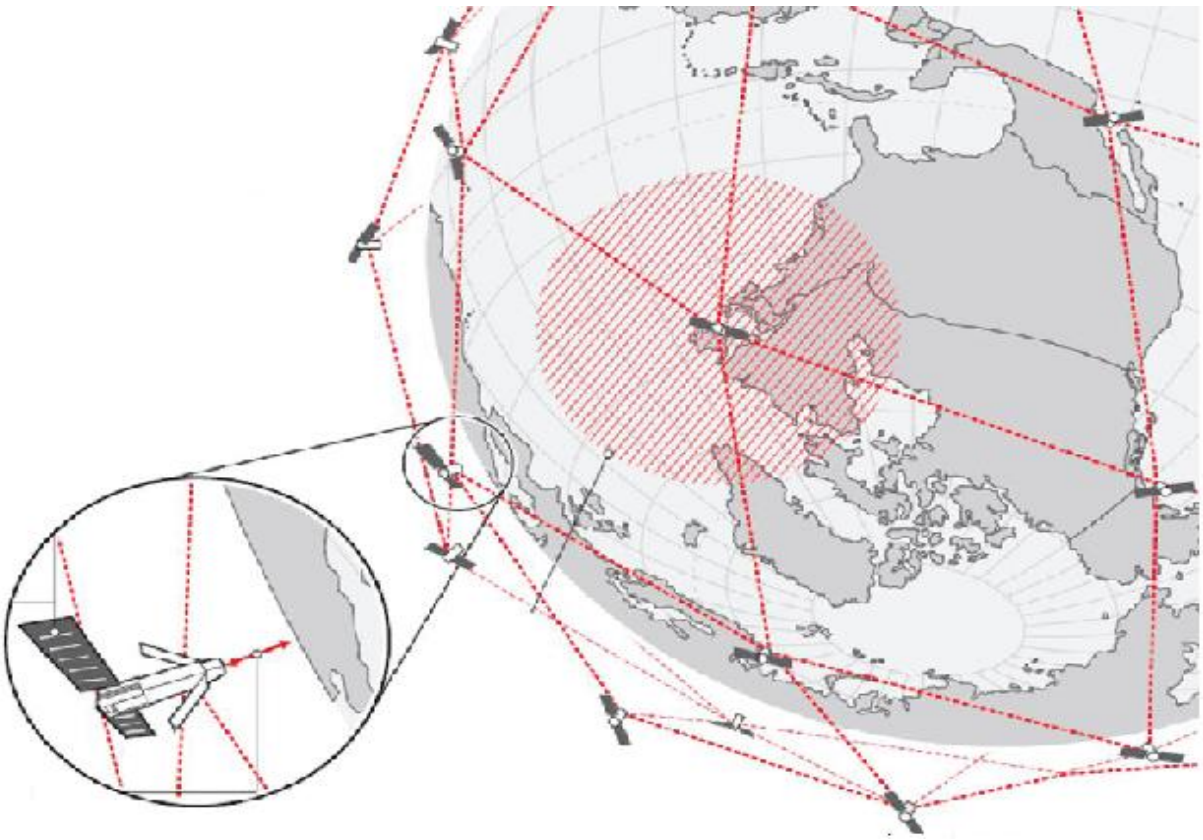


Рисунок 2.2 – Организация сети Иридиум

Организация сети Iridium показана на рисунке 2.2, имеет следующие технические характеристики:

- количество спутников, -66, обеспечивает 100% охват Земли;
- воздушная скорость - 27000 км / ч, и передает сигнал с одного спутника на другой без перерыва;
- высота орбиты - 780km. Из-за короткого расстояния от Земли во время разговора в Iridium передачи голосового сигнала системы практически без задержки;
- покрытие - 16 mln.kv.km. охват одного спутника относительно невелико, причем каждая единица "является" сигналом для всего 10 minut. Iridium является наиболее надежным группировка спутников в данный момент, и одна из причин - это то, что их система имеет больше спутников, чем любой другой поставщик спутниковая связь. Для нормальной работы требуется 66 активных спутников, кроме того, ряд дополнительных устройств на орбите с целью быстрой замены вышедших из строя спутников. Спутники замены обычно размещаются на орбите около 650 км высотой. Они переводятся на более высокую орбиту в случае выхода из строя одного из спутников. Основные спутники расположены на малой высоте орбиты около 781 км и наклонением 86,4 ° и периодом обращения около 100 минут. Орбитальная скорость около 27000 км / ч. Спутники связи с соседними спутниками через диапазон трансивера K. Каждый спутник может поддерживать до четырех межспутниковой каналов: два спутника на передней и задней панели в той же орбитальной плоскости и два спутника в

соседних плоскостях на каждой стороне.

Фазированная антенная решетка с имеет 48 лепестков, образующих 16 лучей в трех секторах. Четыре между спутниковых антенн обеспечивают пропускную способность 10 Мбит / сдля каждого устройства. Каждый спутник может поддерживать до 1100 телефонных звонков и весит около 680 кг.[9]

Спутники связи Iridium осуществляется FDMA и методы TDMA (TimeDivisionMultipleAccess - множественный доступ с временным разделением, FrequencyDivisionMultipleAccess - разделение множественного канала доступа по частоте) с использованием L-диапазона. Iridiummаршурутизирует звонки через пространство. Есть четыре наземные станции. Вызов пакеты передаются через пространство в одной из наземных станций. Звонки со спутникового телефона на спутник может быть направлен в обход передачи на землю. Когда спутники площадь наземной станции, таблица маршрутизации изменяется и сигналы передаются к следующему спутнику ввидимостью, которая появляется наземной базовой станции. Диапазон частот, используемых в сети Iridium:спутник Иридиум: 1616 - 1626,5 МГц;

- межспутниковые связи: 23,18 - 23,38 ГГц;
- наземная станция - спутники Иридиум: 29,1 - 29,3 ГГц;
- спутники Иридиум - наземная станция: 19,4 - 19,6 ГГц.

Исследование, проведенное компанией Iridium, было установлено, что в периодначалапредлагаемая услуга в 2017 году и до 2030 года, эта технология, как ожидается, сохранить авиакомпании около $ 7 млрд. расходов на топливо и выбросы двуокиси углерода и окиси азота будут сокращены на 35 млн. тонн. По другим оценкам, касающиеся полеты над Северной Атлантике говорят, что установка ADS-B на орбите позволит авиакомпаниям сэкономить 110 миллионов. В топливе и 300000 тонн выбросов только в 2018 году [10]. Спутниковый оператор Iridium совместно в настоящее время ООО «Aireon», планируется установка ADS-B на следующее поколение спутниковых приемников в качестве полезной нагрузки. Проект направлен на обеспечение глобального мониторинга воздушных судов в режиме реального времени.

Ожидается, что приемник ADS-B устанавливается на каждом спутнике IridiumNEXT, будут работать независимо друг от друга и действуют как наблюдение воздушного движения отдельно от основной миссии космического аппарата. Мощность полезной нагрузки для этого будет подаваться от основного спутника, и он может работать с другими подсистемами, такими как термального управления или системы связи. Совместное использование доски Iridium пространство и наземной инфраструктуры, этот вид коммерческих полезных нагрузок иллюстрируют, как избежать затрат на строительство и запуск отдельных спутников.

Космическое решение системы наблюдения с помощью ADS-Вявляется совместным предприятие между Iridiumи NAVCANADAпри

поддержке Федеральной авиационной администрации США (FAA) и нескольких других партнеров:

- Иридиум разместит приемники ADS-Bна спутниках следующего поколения NEXT;
- NAVCANADAявляется первым клиентом и инвестором Aireon. Предприятие будет работать в рамках Государственно-частного партнерства;
- HarrisCorporationпоставляет 81 комплект полезной нагрузки для системы ADS-B;
- ITTExelisпредоставляет инженерную поддержку системы.

Система, как ожидается, вступит в строй в 2017 году [11]. Эта новая система глобального наблюдения предлагают далеко идущие возможности и преимущества для мирового авиационного сообщества. Мировое авиационное сообщество выиграют от раннего общения и участия в разработке и реализации этой возможности. Концепция системы взаимодействия ADS-B установлены на спутниках для воздушных судов и наземных служб, как показано на рисунке 2.3 Уникальная архитектура иридий, является возможности спутниковой связи, позволяет сигнал, который передается из любой точки мира в центре земли в реальном масштабе времени. Ретрансляция данных в Интернете имеет решающее значение для мониторинга и сокращения минимального эшалирования до 15 миль для воздушных судов, оснащенных соответствующими средствами связи и навигации, что позволяет в полной мере использовать потенциал спутникового мониторинга. Ни один из существующих или планируемых низкоорбитальныхгруппировок не имеетэквивалентную возможность.

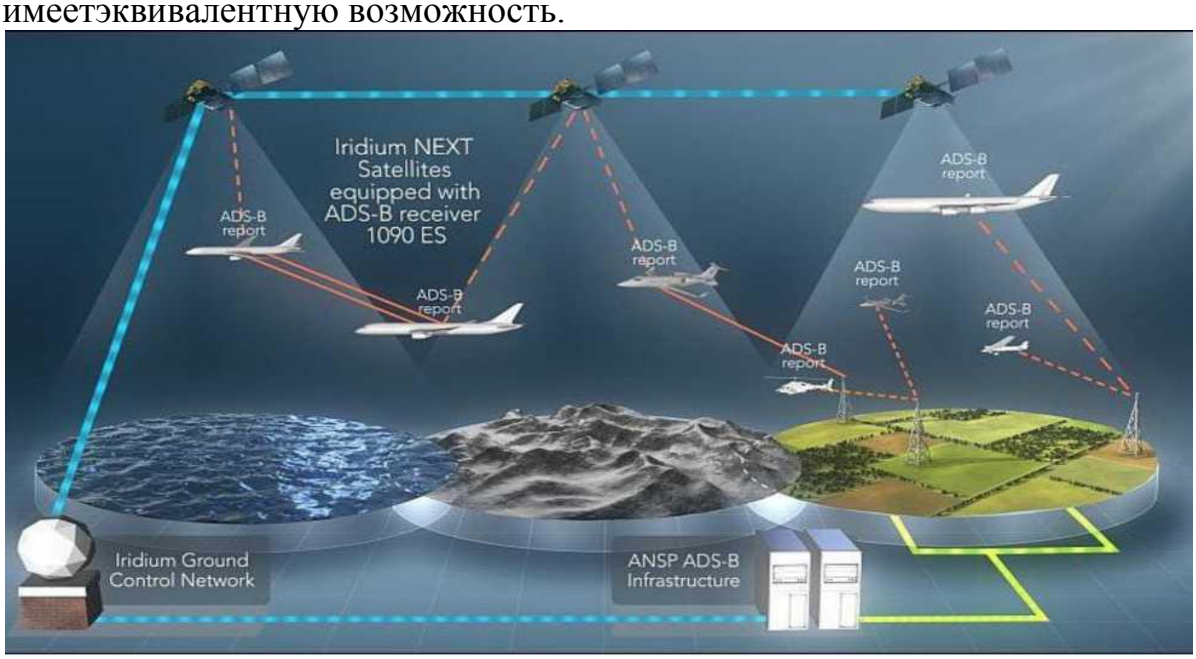


Рисунок 2.3 – Функционирование системы ADS-Bс помощью спутников Иридиум

Iridium архитектура со встроенной избыточности и резервного копирования обеспечить плавный опыт для диспетчеров воздушного движения с использованием возможностей ADS-системы ВВ пространства. IridiumNEXT низкоорбитальных спутников обеспечит высокий уровень резервирования и доступности. Запланированные ADS-B приемники, установленные на нем будет иметь еще более высокие требования к надежности и возможности проводить обновление программного обеспечения на орбите, чтобы иметь возможность адаптироваться к будущим изменениям в формате ADS-B, если это необходимо.

2.3 Принцип работы систем мониторинга самолётов по всему миру

В настоящее время многие самолеты оборудованы европейской системы ADS-B, чтобы определить точные координаты самолета в пространстве, используя GPS-систему. Эта информация о местоположении воздушного судна в сочетании с другой информацией: тип воздушного судна, скорость, его номер, полет, конечно же, вертикальная скорость; а затем, каждую секунду транслируется. Другие самолеты и наземные станции, оснащенные ADS-B, в радиусе около 240 км получить окончательную информацию. Наземные станции объединяются в результате разнообразной информации с дополнительной информацией, полученной от наземных радаров, и ретранслировать данные для всех воздушных судов в зоне обслуживания. Эта информация позволяет сделать подробную карту движения воздушных судов, что повышает надежность и улучшает перерегулирования осведомленность пилотов.

Однако, так как приемной станции, расположенной на суше, получение ADS-Вданных невозможно самолетом пролетел над поверхностью океана далеко от берега, или в отдаленных местах, где установка и обслуживание трудно принимающая станция. В связи с тем, что необходимо разработать систему, в которой передача информации может быть осуществлена через спутник. Принцип работы систем мониторинга воздушных судов во всем мирепространствапоказананарисунке1.6.

При мониторинге воздушного пространства самолета корабли получили координаты от GPS, то эта информация в сочетании с другой информацией, такой как тип воздушного судна, скорость, его номер, полета, курс, скорость и вертикальной трансляции примерно каждую секунду.

Другие самолеты и наземные станции, оснащенные ADS-B, в радиусе около 150 миль (около 240 км) информацию. Кроме того, по мнению экспертов в области развития, эта информация будет отправлена в космос на низкой орбите спутниковой системы Iridium, которые могут взаимодействовать друг с другом напрямую. Сигнал затем посылается на наземную станцию, откуда попадает в центр управления воздушным движением и сервер веб службы. Получение сигнала непосредственно к башне управления воздушным движением уменьшает временную задержку

сигнала, и, таким образом, по обратному каналу в связи с авиадиспетчеров судна.

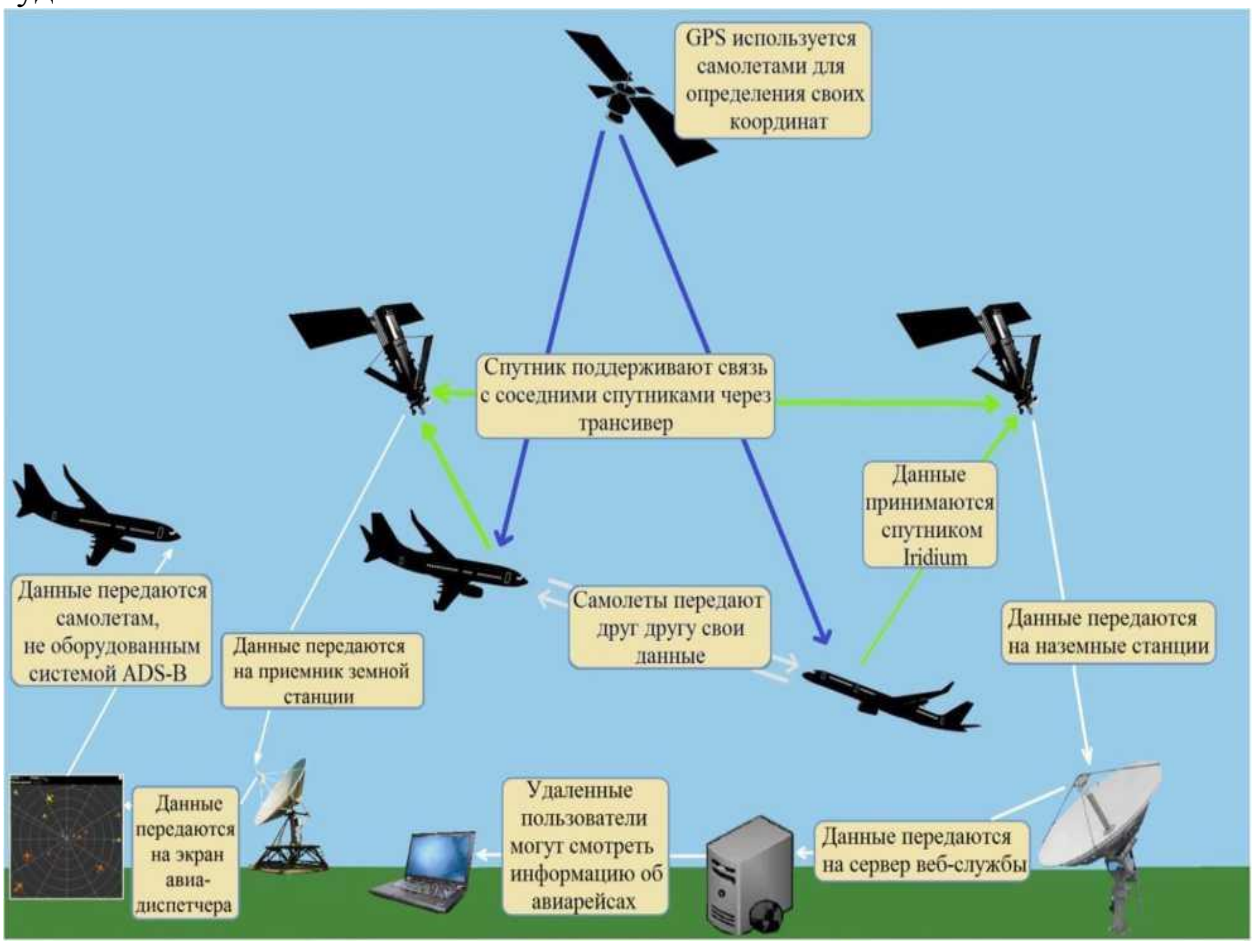


Рисунок 2.4 – Принцип работы системы мониторинга самолетов из космоса

Другие самолеты и наземные станции, оснащенные ADS-B, в радиусе около 150 миль (около 240 км) информацию. Кроме того, по мнению экспертов в области развития, эта информация будет отправлена в космос на низкой орбите спутниковой системы Iridium, которые могут взаимодействовать друг с другом напрямую. Сигнал затем посылается на наземную станцию, откуда попадает в центр управления воздушным движением и сервер веб службы. Получение сигнала непосредственно к башне управления воздушным движением уменьшает временную задержку сигнала, и, таким образом, по обратному каналу в связи с авиадиспетчеров судна. В свою очередь, сервер обрабатывает всю информацию и удаляет разрешимы для обмена информацией в ясной форме на интернет-ресурсе, через которые удаленные пользователи могут получить основную информацию о полете и наблюдать за общей ситуации в воздушном пространстве. Для казахстанских центров сбора почва лучше расположить в Алматы, Астане и Актобе, поскольку эти центры оснащены самым современным оборудованием и УВД технологии, что позволяет вести обработку информации от источника ADS-B.

На данный момент существует множество приложений, таких как

Flightradar24, FlightAware, FlightStatsiPlaneFinderdlya отслеживания полетов воздушных судов. Предположим, что Интернет-сайт Flightradar [26] позволяет отслеживать перемещение самолета в реальном масштабе времени, если самолет оснащен транспондером, таких как ADS-B и один включен. Эта служба была создана в 2007 году шведской компанией SvenskaResenatverketAB, которая до сих пор владеет им и занимается его развитием. [27]. Самолет оснащен ADS-B- транспондера в течение всего режима полета [«S»], примерно каждую секунду генерирует и посылает широковещательный (1090 МГц) вещание, сообщение открытое радио, в котором содержатся соответствующие данные в момент вылета - их точные координаты (определяемые с помощью GPS), текущая скорость, высота и другая информация. Подавляющее большинство приемников устанавливаются любителями и добровольцами в своих квартирах, домах и других местах, а также подключаются через Интернет к серверу Flightradar24 куда отправлять данные.

Поскольку Казахстан является страной с огромной территорией является малонаселенной, использование спутниковых систем для мониторинга воздушных судов является выгодным. Тогда большая площадь может быть подан несколькими спутниками, а не несколько радаров. Кроме того, покрытие может быть на 100% из-за наблюдений из космоса и независимости от возможности установки радара на земле. В качестве примера, ADS-Всистемы успешное использование может привести к эксперименту, проведенных на Аляске и в Китае.

На Аляске, была проведена проверка, которая показала значительное сокращение числа несчастных случаев при использовании ADS-Bsistemy. Система ADS-Bbyla испытания на Аляске, где авиация играет важную роль в регионе, как менее чем на 10% от государства предоставляется по дороге и речные перевозки доступна только через несколько месяцев в год. Авиация является одним из основных и, в большинстве случаев, единственным средством передвижения для многих отдаленных деревень на Аляске. Несчастные случаи во время проезда воздушным транспортом часто ассоциируется с тяжелым зимним климатом. Исследования, проведенные на Аляске показало, что почти 40% несчастных случаев можно было бы предотвратить наличием системы ADS-BB кабины, которая побудит местоположение воздушного судна относительно условий местности и информацию о погоде в режиме реального времени.проект Capstones использование ADS-B, исследование MITRE и Университет Аляски в Анкоридже обнаружили, что с 2000 по 2004 год, число несчастных случаев для Capstone ADS-B оборудованного самолета был сокращен почти наполовину [28] был запущен. В результате Capstone ADS-B проект подготовил почву для национального развертывания ADS-B. Этот пример показывает возможности технологии для работы в местах, где установка радара проблематично.

Другая работа описывает строительство радиолокационных станций неудобства из-за рельефа местности и погодных условий, а также на примере западной части Китая. Поскольку технология ADS-B представляет собой совершенно новый метод наблюдения, в ходе практических испытаний приложений проводятся с целью проверки безопасности и производительности ADS-B. Во время летных испытаний, данные были собраны радиолокационные и ADS-B, и сравнить их производительность. Для того, чтобы решить проблему асинхронного метода синхронизации, используемой несколькими наблюдения и радиолокационных данных, выраженной в различных координатах использовали метод комбинирования координат данных на нескольких наблюдений. Сообщения ADS-B было меньше ошибок, чем радарных данных. Также Точность распределения и может повысить точность данных ADS-B. Анализируя iotsenki пришел к выводу, что эффективность ADS-B лучше, чем радар [12].

Эти примеры демонстрируют возможность использования системы ADS-B и передачу сигнала через пространство. А на территории Казахстана, принимая во внимание его размер, плотность населения, и летающие самолеты, это место, где зона покрытия гораздо более целесообразно с помощью спутников, а не радар.

2.4 Перспективы внедрения системы мониторинга самолётов с использованием спутников для Казахстана

Внедрение системы зависимого наблюдения с использованием спутников в Казахстане является актуальным, поскольку он может быть использован для оценки состояния воздушного пространства в районах, не обслуживаемых с помощью радара. Таким образом, на больших площадях и в горной местности, где большинство людей не живут, это будет возможно обеспечить заметность самолета. Тем не менее, это, где вы можете проложить самый короткий и, следовательно, наиболее перспективные международные воздушные маршруты, связывающие Азию с экономическими центрами европейских городов.

В целом, обзор текущего состояния мониторинга самолета из космоса можно увидеть, что развитие статуса широковещательного воздушного пространства в Интернете в основном влияет на межгосударственные рейсы, внутренние рейсы не слушают. Принимая во внимание развитие регионов Казахстана значительно увеличили потребность в региональных перевозках, а также интеграции в мировую экономику и повышения доходов населения вызывают рост казахстанского спроса на полеты в ближнем и дальнем зарубежье. Новый пассажирский самолет, приобретенные казахстанские авиакомпании самолеты западного производства, поэтому все они оснащены системой ADS-B. Тем не менее, наземной сети, чтобы использовать возможности системы в Казахстане не развит, поэтому система ADS-B

используется только контроллеры на местах, как система обзора летного поля в условиях плохой видимости. В конечном счете, отслеживать перемещение внутренних рейсов через интернет-ресурс становится невозможным, что вызывает некоторые неудобства для потребителей. Покрытие пространства Казахстана позволило использовать систему во всем воздушном пространстве Республики Казахстан.

Рост транзитного движения воздушных судов через воздушное пространство Республики Казахстан на период 2005-2008 гг. было более чем на 10% в год. В 2005 году транзит 84,8 миллиона самолето-километров, а в 2008 году -. 121.1 млн самолетов-километров в 2009 году -. 114 200 000 самолето- километров в 2010 году -. 128 400 000. самолетов-километров. Сеть воздушных международных транзитных сообщений за период с 1995 по 2009 год увеличилось с 5 тыс. До 75 тыс км. Км. В аэропортах Алматы, Астана, Караганда и Атырау регулярно заправляться грузовой самолет Boeing 747aviakompany «ELAL» (Израиль), «KLM» (Нидерланды), «FedEx» (США) и другие. [10].

Для развития транзитного потенциала Казахстана, эффективное использование которого является мерой, направленной на извлечение дополнительных доходов гражданской авиации и сохранение высокой динамики его развития необходимо принимать западные технологии. Другим показателем увеличения международных перевозок является введение сокращенных минимумов вертикального эшелонирования воздушных судов (RVSM, ReducedVerticalSeparationMinimum)в Казахстане. RVSM обеспечивается с помощью авиационной техники и улучшенными средствами вертикального разделения, введение постоянного мониторинга системы для поддержания установленного минимума вертикальное разделение, модернизация обслуживания воздушного движения, а также увеличение пропускной способности элементов структуры воздушного пространства. Увеличение пропускной способности элементов структуры воздушного пространства является ключевым компонентом социальных, экономических и экологических компонентов применения сокращенных минимумов вертикального эшелонирования. Таким образом, Казахстан растет необходимость более эффективного использования воздушного пространства и всех международных воздушных линиях. Эта задача может быть решена с помощью сканирования наземной системы для обеспечения точности позиционирования. Это ADS-B система позволяет увидеть и оценить дорожную ситуацию с точностью гораздо большей, чем система, основанная на радаре, как первичный, так и вторичный (которая представляет собой систему воздушного судна предупреждения об опасности столкновения в воздухе (TCAS, TrafficalertandCollisionAvoidanceSystem).A LEO спутники привлекают ресурсы практически исключает невидимую область.

Еще одна трудность уменьшения вертикального эшелонирования между воздушными судами являются военные самолеты, поскольку они не

могут выдержать, учитывая их высоту с большой точностью в качестве воздушных судов, оснащенных системой ADS-B. Как следствие, между военной и гражданской авиации, оснащенного ADS-B установлен двойной сепарацией (600 м. Вместо обычного 300 м.). К тому же основной (пассивной) РЛС используется в военном секторе позволяет видеть только метку самолета на дисплее ситуации, в то время как эти данные как скорость движения, количество топлива, давление установки высотомера и другую важную информацию можно получить используя вторичный (активный) с помощью радара или ADS-B системы. Первичный радар является большим недостатком, как "мертвой зоны", которая может быть покрыта спутниковой системой низкоорбитальных в реализации ADS-B в военной сфере. Более того, точность Солнца данных координат зависит от числа оборотов первичного радиолокатора, и так как он ограничен, экран при отображении движущихся судно скачков напряжения появляются. В то время как скорость передачи данных выше скорости радар, что улучшило бы возможность наблюдая военные контроллеры для своих самолетов и помог оптимизировать свой путь, оставляя больше места для гражданских рейсов.

Мелкая авиация, используемая в основном для нужд сельского хозяйственной отрасли, нефтедобычи, при пожаротушении и спасительных мероприятиях, при геологических разведках обнаруживается только первичными радиолокаторами а дополнительные данные с борта передаются путем докладов самих пилотов. В данном случае недостаток первичных локаторов - наличие мертвых зон отражается в эффективном использовании времени и воздушного пространства значительнее чем в военной авиации. Например, если мелкое ВС залетает за гору, то она уже не может быть отслежено, и в ночное время полеты для них запрещены из-за недостатка навигационных средств. Для таких самолетов обнаружение с космоса было бы отличным решением, которое позволит рационально использовать воздушное пространство. Данная система ADS-Вувеличитбезопасность как между мелкими ВС, так и между мелкими ВС и рейсовыми самолетами заходящими на посадку и вылетающими в районе аэродрома. Так как при организации работы мелкой авиации в районе аэродрома ограничивает использование воздушного пространства.

На основе предложенной схемы для всего мира, прямое моделирование выполняется. Установка центров приема и обработки самых вероятно трех аэропортов в Казахстане - в Алматы, Астане и Актобе, так как контрольные центры этих городов, следящие за все международные рейсы летать над своей территорией. Кроме того, на данный момент, эти центры оснащены самым современным оборудованием и технологиями УВД, которые, наряду с другими операциями, позволяют вести обработку информации от источника ADS-B.

2.5 Улучшение показателей передачи сигнала за счет использования кодового разделения с бифазной модуляцией

Для того, чтобы избежать прослушивания посторонней информации, передаваемой по радиоканалу между приемной спутниковой станцией, получившему широковещательный сигнал и опорных точек спутниковой системы требует, чтобы спутниковые приемные станции имеют средства для кодирования данных широковещательной передачи сигналов, передаваемых в центре безопасности и / или SOCC , Таким образом, тезис во время посадки или взлета воздушных судов в передаче и инструкции на борту предлагается использовать с кодовым разделением двухфазного модулированного сигнала.

С кодовым разделением совместно с двухфазной модуляции позволяет гибко распределять ресурсы для более эффективной защиты каналов от помех и от нежелательного доступа, потребляют меньше энергии, а также передача наименьшим отношением сигнал / шум.

С кодовым разделением множественного доступа (CDMA, CodeDivisionMultipleAccess) обеспечивает значительное увеличение мощности сети, она включает в себя передачу голосовых данных только в цифровой форме. Он основан на давно используется в технике военной радиосвязи с использованием модуляции с расширенным спектром или широкополосный сигнал (NLS: в английской литературе используется термин spreadspectrnm, который переводит на русский язык как "распределенная" или "растянуты", "размытый" диапазон). Полезная информация о том, как "размазать" диапазон частот, значительно больше, чем при использовании традиционных методов модуляции сигнала (в данном контексте, такой сигнал часто называют узкополосным). Это достигается путем умножения последовательности полезных битов информации о псевдослучайной последовательности коротких импульсов. Полоски информационных сигналов может быть расширен с коэффициентами от 10 до 10000 с учетом их особого представления двоичных последовательностей с использованием нескольких различных способов. В результате получается сигнал, который имеет более широкий диапазон частот и имеет значительно меньшую интенсивность, чем полученные при узкополосной модуляции [11]. В случае использования информации CDMA может быть принято только зная последовательность, которая была полезный сигнал умножается в передаче, - в противном случае он будет выглядеть как шум. Если два сигнала в диапазоне от одной станции, работающей на общей частоте, но с разными кодирующими последовательностями, эти сигналы не будут существенно мешать друг другу. Для получения информации диапазона частот передачи удаляются и куски общей "большой" псевдослучайной последовательности сдвинутых по-разному, выбранный из условно начала последовательности. Емкость ячейки сети CDMA определяется степенью

независимо друг от друга кодов, используемых абонентскими устройствами.

В системе ИРИДИУМ предусматривается несколько вариантов вывода КА на орбиту с использованием группового запуска; конструкция КА позволяет применение различных ракетоносителей: ДЕЛЬТА, АТЛАС, ПЕГАС и др.Для восполнения израсходованного резерва КА, будут использоваться одиночные запуски КА.

В системе ИРИДИУМ задействуются следующие радиолинии:

- радиолинии "Абонент - КА", "КА -абонент" (диапазон L);
- радиолинии "Шлюзовая станция - КА", "КА - шлюзовая станция" (диапазон Ка);
- радиолиния "КА - КА" (диапазон Ка) ;
- радиолинии передачи команд и приема ТЛМ информации; "Земля - КА", "КА - Земля" (диапазон Ка).

В таблице 2.1 представлены диапазоны частот радиолинии системы и используемые полосы.

Т аблица2.1- Диапазон частот радиолиний

№	Радиолиния	Диапазон частот	Полоса частот
1	"Абонент - КА"	1616 -1625,5 МГц	105 МГц
2	"КА – Абонент"	- " -	
3	"КА – Шлюзовая станция"	19,6 ГГц	100 МГц
4	"Шлюзовая станция - КА"	29,1 – 29,3 ГГц	100 МГц
5	"КА - КА"	23,18 - 23,38 ГГц	200 МГц
6	"Земля – КА" (КРЛ)	29,1 – 29,3 ГГц	нет данных
7	"КА – Земля" (ТЛМ)	19,6 ГГц	

2.6 Радиолиния "КА - Абонент"

Любой космический аппарат орбитальной группировки генерирует 48 лучей, каждый из которых формирует луччастичной зоны покрытия (соту) с диаметром 400 морских миль. В общей сложности 48 лучей образуют диаметр спутника зоны около 2800 морских миль. Орбитальный группа в целом образует квазинепрерывного спутниковую зону, покрывая поверхность Земли. Для формирования зоны каждого спутника имеет 6 КА фазированной антенной решеткой (АФАР). Каждая АФАР создает 8 пучков. Для каждого набора лучей 48 соответствующих значений подшипника, ширина луча по азимуту и углу места. Каждый космический аппарат осуществляет программное обеспечение для сканирования лучей на клетки. Когда луч направлен на конкретной антенны клетки, он передается от абонента и приема абонентом в соответствии с интервалами передачи и приема определенных структура кадра МДВР. Для исключения перекрытия ячеек из соседних спутников, когда они переходят к столбу при условии изменения диаграммы направленности для программы AESA.

Использование частотного спектра. Повторное использование рабочей частоты в системе IRIDIUM основана на использовании многолучевых антенн и сотовой структуры служили zony.Vse соседние ячейки используют разные частоты. Каждый 8-ячеистая структура производства выхлопных газов позволяет полосу частот повторения. В результате полоса частот 1616-1626.5 МГц используется в системе для более чем в 150 раз.Диапазон частот радио «КА-Абонент" содержит 64 частотных каналов с шагом 160 кГц полоса каждого канала 126 кГц.

Диапазон частот радио "КА - абонент" включает в себя 29 каналов с шагом 350 кГц полоса каждого канала 280 кГц.

Предполагается, что в полосе частот 1616-1626.5 МГц задействованы:

- в радиолинии "Абонент - КА" 64 канала, 9 из которых для управления;
- в радиолинии "КА - Абонент" 29 каналов, 4 из которых для управления.

Методы доступа. Радиолинии "Абонент - КА" и "СА - Абонент" используется мультиплексирование с временным разделением. Для выхлопной структуры 11h7 кадра имели длительность 60 мс. и содержал 7 и 7 временных интервалов передачи - прием; Структура газа 11h6 кадров выхлопных будет объявлено, мы можем ожидать, что она будет меняться (8 слотов передачи, 8 - приемный) . Кадры для радио "Абонент - КА" и "КА - Абонент" идентичны по структуре и различаются по скорости в них радиолинии.

Формат сочетает в себе несколько времени доступ с временным разделением каналов в каждой соте и частотного разделения на соседние ячейки(FDMA). А мягкие частичные спутники сканирования луча, в каждом блоке клеток используется дважды. Цифровое сжатие речевой информации, модуляции и кодирования.

Радио "СК - Абонент" реализуется сжатие голоса цифровой информации, степени сжатия (DSI) 2.2: 1; Информация о сжатии и циклических сигналов и часы передаются по каналу управления для этой цели в радио "СК - Абонент» используются 4 радио. 2.2 степень сжатия позволяет передавать на радио "космический аппарат -Abonent" 55 речевых каналов на 25-носителе. Используемый метод модуляции FM 4. Для ослабления гармонических составляющих модулированного сигнала фильтруют (например, несколько "косинуса" фильтрация).

Радиолинии "Абонент - КА" и "КА -Abonent" применяется кодирование (R = 3/4)идекодированиеВитерби,К=7. Надежная связь и пропускной способности. Радиолинии "Абонент - КА" и "СА - Подписчик" обеспечивается битовой ошибки:

- Передача информации ГНА - лучше, чем 1.10E-2, как ожидается, обеспечит реальную1.10E-3-1.10E-4;

- Передача цифровой информации - 1.10Е-6. Средняя полоса пропускания с использованием полосы пропускания составляет 10,5 МГц 110 каналов на ячейку поверхности Земли.
ОГ КА формирует на поверхности Земли примерно 2150 сот при использовании числа лучей АФАР КА, равного 48. В указанных условиях, при использовании полосы частот 1616-1626.5 МГц (ВАКР-92) пропускная способность оставляет 3835 дуплексных телефонных каналов связи.

2.7 Радиолиния "КА - шлюзовая станция"

Каждый выпускной космический аппарат может обеспечить два независимых связь с шлюзом, используя две антенны, соответственно, расположены под моноблочной конструкции космического аппарата. Усиление каждою антенны:
-В радио"SC-шлюз"-18дБ;
-Врадио"шлюз-КА"-21.5дБ.
Блок питания обеспечивает радио потери линии связи в атмосфере (дождей) на 13 дБ и 26 дБ, соответственно, в радио «КА - узловой станцией" и "шлюз станции - СК". Типы антенн на космическом корабле - АФАР. Ссылки радио при условии работы в 6-ти каналов. Скорость передачи данных в каждом канале 12,5 Мбит / сек. Врадиолиний "КА - шлюз" и "шлюз - КА" реализуется сжатие голоса цифровой информации, степени сжатия (DSI) 2.2: 1, информация о сжатии и циклическая и часы сигналы синхронизации, передаваемых по каналам управления.
Используемый метод модуляции FM-4, чтобы ослабить уровень гармоник модулированного сигнала, покидающих фильтруют. Ссылки радио "КА - шлюз станция" и "шлюз станция - SC" применяется кодирование (R = 1/2), декодирование Витерби (К = 7). Надежная связь и пропускной способности. Рентгено линии "SC - шлюз" и "шлюз - КА" не предусмотрен бит ошибки - не хуже, чем 1.10Е-6. Каждое из двух дуплексных радиолиний 600 обеспечивает канал связи речевых данных, с использованием цифрового сжатия данных передачи речи (2,2: 1), количество каналов речевых сигналов -1300.

2.8 Радиолинии межспутниковой связи

Каждый выпускной космический аппарат имеет радиосвязь с двумя соседними космическими аппаратами одной орбитальной плоскости и спутников в двух соседних (слева и справа) орбитальных плоскостях. Итого SC для каждого межбортовой связисвязи имеет 4 антенны и электронного оборудования 4-кишечного тракта. В качестве антенны используется щелевые антенные решетки с коэффициентом усиления 36 дБ управления диаграммы направленности каждой из антенн осуществляется по азимуту +/- 5градусов.

Использование частотного спектра и метода доступа. Для межспутниковой связи с использованием 200 МГц полосы частот (23,18 - 23,38 ГГц). Частотный план предусматривает размещение в полосе частот от 200 МГц до 8 отдельных частотных полос, чтобы избежать помех между каналами. Скорость передачи символов в каждой строке 25 Мбит / с.Сжатие речевой информации, модуляция и кодирование. В радиолиниях межспутниковой связи применяется сжатие речевой цифровой информации, коэффициент сжатия (DSI) 2.2:1, информация о сжатии передается по каналам управления в кадре МДВР.

Используется метод модуляции ФМ-4, для ослабления уровня гармонических составляющих используется фильтрация модулированного сигнала.В радиолиниях межспутниковой связи используется избыточное кодирование (R = 3/4), декодирование по Витерби (К = 7).

Надежность связи и пропускная способность. Обеспечивается вероятность ошибки не хуже 1.10Е-6 на бит информации.

Каждый канал межспутниковой связи обеспечивает передачу 600 телефонных цифровых каналов без сжатия и, соответственно, при коэффициенте сжатия (DSI) 2.2:1 - 1300 телефонных цифровых каналов.

2.9 Командная и телеметрическая радиолинии

Командная строка обеспечивает передачу информации о космических аппаратов управления выпуска отработавших газов, телеметрический трансмиссия с данными КА ОГ о состоянии и режимах работы бортовых систем. Линии командных и телеметрических работать в двух режимах работы космическогоаппарата:

1. Режим полного времени. Отправка команд, получение квитанций для выполнения команд.

Получение данных телеметрии осуществляется с помощью подключенных линий, в том числе с использованием межбортовой каналов связи. В нормальном режиме можно управлять и контролировать режимы работы каждоговыхлопакосмическогоаппарата.

2. ненормальным режим распространяется на КА космодрома на рабочей орбите, а также в случае выхода из строя стабилизации космических аппаратов или других сбоев, что приводит к невозможности использования подключенныхлиний.

Управление КА в нештатном режиме осуществляется отдельной командой и телеметрической радиолиний. Состав системыИридиум.Система ИРИДИУМ включает в свой состав:

- Космический сегмент как созвездие 66 спутников, в дополнение к каждой плоскости расположена на одном резервном космическом корабле. Созвездие 66 спутников, при необходимости, компенсирован за счет использования резервного космического аппарата плоскости. В обычном режиме работы, в результате чего образовался неизрасходованный запас,

общее количество космических аппаратов системы выпуска 72 космических аппаратов;
- Наземный сегмент, состоящий из: абонентских терминалов; шлюза станции (RC); сегменты системы управления и контроля связи; начать сегмент. Выделим основные задачи взаимодействия компонентов системы на основе блок-схемы, показанныенарисунке2.5.

Регистрация пользовательских терминалов. Каждый пользовательский терминал зарегистрирован в национальном шлюзе, ему присваивается номер кода и определяет начальное пространственное распределение. Банк данных кодов мобильных номеров каждый национальный шлюз также содержит подробную информацию о всех задействованных в системе шлюза. При необходимости, для обмена данными между национальными банками шлюзом. Обобщенная база данных пользовательских терминалов, система содержится в сегменте управления связью.

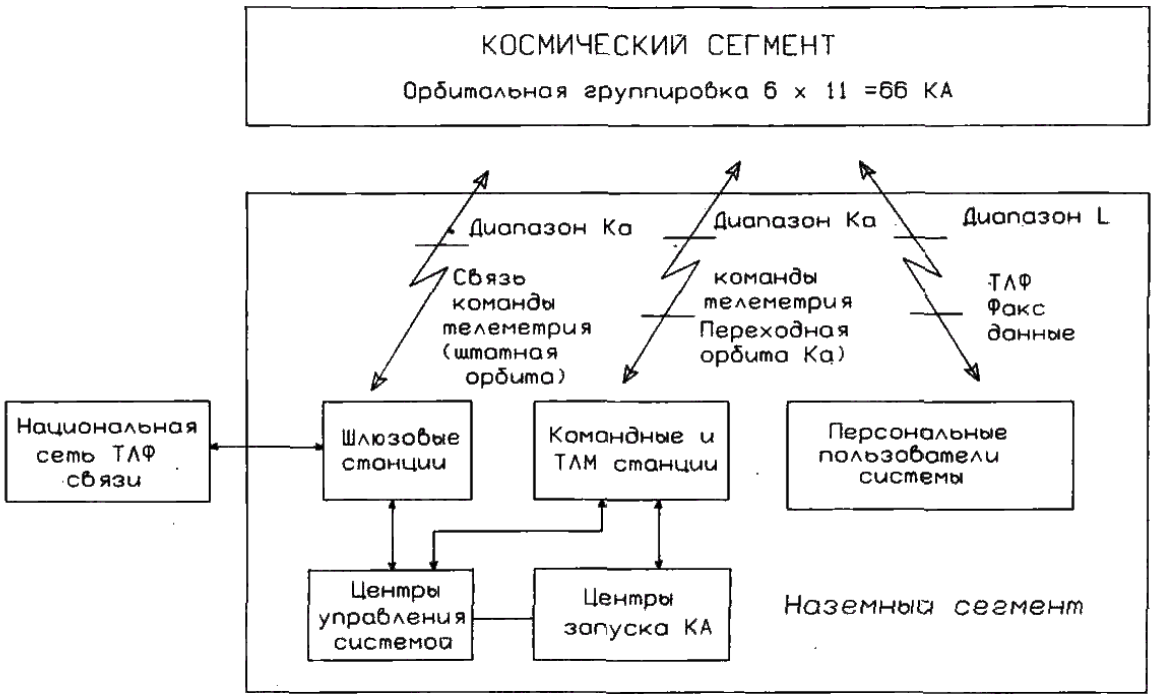


Рисунок 2.5 - Структурная схема системы

2.10 Взаимодействие между шлюзовой станцией и национальной телефонной сетью общего пользования (ТФ ОП)

Состав ШС включает в себя коммутационные интерфейс с ТФ ОП. Взаимодействие между ШС и ТФ ОП осуществляется с учетом использования каждой страны, региона конкретной системы нумерации и тип сигнала.

Управление орбитальной группировкой осуществляется сегментом управления ОГсобеспечениемследующихфункций:

-Управлениекаждойорбитыспутников;

-Контрольсостояниякосмическогоаппарата;
- Контроль запуска космических аппаратов и проводить необходимые проверки теста;
- Выход из космического аппарата созвездия. Эти функции управления реализуются на основе командных и телеметрических данных каждого космического аппарата созвездия при использовании в качестве очного каналов связи, с учетом кросс-спутниковой связи, а также с активацией специфических, географически распределенных команд и телеметрических станций для управления космический аппарат в аварийных режимах. Система управляется географически разделенных первичных и вторичных сегментов, расположенных на территории Соединенных Штатов. Сегмент управления исполнительным механизмом для анализа и мониторинга работы КА ОГ, расположенного в городе Чандлер, штат Аризона. Сегмент управления связью осуществляет анализ, контроль и управление коммуникациями, в том числе национальных шлюзовых станций. В нормальных условиях эксплуатации, функционирование орбитальной группировки шлюзов и абонентских терминалов осуществляется автономно. В случае увеличения нагрузки сверх предписанного, выход из строя космического аппарата созвездия, выход из строя элементов ШС, сегмент управления содержит инструкции петли для поддержания качества связи, в особых случаях при условии, что возможность изменения конфигурации сети.

Запуск космического аппарата.начало сегмент включает в себя ракеты-носителя и все оборудование, используемое в запуске космического аппарата оборудования и инструментов управления и анализа необходимых операций. В конце полета на активном участке сегмента запуска траектории обеспечивает данные для сегмента управления, который берет на себя контроль космического аппарата или более спутников при запуске группы. Операции, выполняемые перед началом и при выполнении традиционной: сегмент управления определяет программу запуска, запуск ракетного сегмента монтирует и проверяет, установка полезных нагрузок (спутников), а также тестирования и предпусковых проверок.телеметрическая информация КА в активной фазе на радио-носителя пуск ракеты-носителя сегмента принятого и переданного в центр управления, который корректирует оценочные данные траектории для формирования промежуточной орбиты. После космического корабля находится под контролем управляющего сегмента: развернуть солнечные батареи космических аппаратов, космические аппараты переданы в группу кратковременного включения двигательной установки для передачи на основной орбите космического аппарата, то есть, чтобы "правильно" интервал между другими спутниками плоскости ,

2.10 Космический аппарат

Состав SCвключаютвсебя:
-Радиоэлектронноеоборудование;
-Системыориентации,стабилизацииуправления;
-СистемаPropulsion;
-Системапитания;
-Конструктивный космическийаппарат.
Радиоэлектронное оборудование. Структура оборудования космических аппаратов радиоэлектронного включает в себя:
-ПроцессорSC;
- Средства L-диапазона (личное сообщение): антенных систем, малошумящие усилители, усилители мощности, вверх и вниз преобразователи, модемы буферизующейTDMA;
-К.А.спектринструментов(связьсошлюзом).
Количественная характеристика электронного оборудования SC:
-Связьсшлюзом2независимогопутиАФАР;
-Межспутниковаяссылка:4независимыйпутьАФАР;
-Личное общение:6независимыхпутиАФАР;
-Командная и телеметрическая: один путь к системе из нескольких всенаправленных антенн. Система ориентации, стабилизации и управления маневром КА.
Космический аппарат используется 3 стабилизации на основе MANS (микроскопическое автономная навигационная система) со встроенными датчиками компании BARNS ИНЖИНИРИНГ, предназначенный для зондирования поверхности инфракрасное излучение Земли и визуальное позиционирование на луне и солнце. MANS имеет следующие функции:
1. На промежуточной орбите: определяет высоту и пространственное положение космического аппарата, формирует данные для ускорителей и серводвигатели, поддерживая 3 стабилизации osnuyu.
2. На рабочей орбите: генерирует данные для поддержания 3 osnoy стабилизировать развертывание компонентов космических аппаратов и дальнейшей эксплуатации космического аппарата.Пространственное положение и позиция КА выдается MANS через интервал 250 нсек с точностью:

- по пространственному положению +/- 0.5 град;
- по позиции +/- 20 км. Для работы MANS используется сигнал опорного генератора радиоэлектронного оборудования КА.

Силовая установка. В состав силовой установки входят следующие основные узлы:

- резервуар высокого давления с однокомпонентным топливом;
- каталитические ускорители;
- соленоиды и клапаны подачи топлива;

- серводвигатели;
- резервуар для резервного топлива и, соответственно, резервные ускорители, каждый и которых имеет несколько клапанов управления подачей топлива.

В таблице 2.2. приведены результаты частного расчета расхода топлива КА системы ИРИДИУМ.

Каналы электростанции управляются командами Ускорители CPU; состояние электростанции управляется сигналами центрального процессора телеметрической силовой установки.

Таблица 2.2- Предполагаемый расход топлива КА

Операции	Масса топлива (кг)
Вывод на орбиту	17,5
Подстройка на орбите	2,2
Торможение	3,6
Вывод с орбиты в конце срока существования	18,0
Общая масса топлива	41,3

Энергопитание. В состав системы энергопитания (СЭП) входят:
- панель солнечных батарей ;
- никель-водородные аккумуляторы;
- система распределения энергии с локализацией неисправности;
- аппаратура регулировки избыточного напряжения.

Также СЭП оснащена аппаратурой защиты от неисправностей, автоматически срабатывающей при неисправностях или при увеличении токовой нагрузки на шине.
Напряжение первичной СЭП шины питания составляет 22-36 В и преобразуются в требуемые оценки напряжения с использованием преобразователей. Система слежения СЭП реализует автоматический режим управления напряжением, и, при необходимости, увеличивает или уменьшает ток заряда батареи. Один 48 А / час аккумулятор никель-водород состоит из 22 клеток и сохраняет работоспособность при отказе отдельных элементов. При нахождении корабля в теневой зоне, батарея никель-водород обеспечивает питание всех потребителей до космических кораблей из тени и зарядки через солнечные панели.

2.11 Система низкоорбитальной спутниковой связи ГЛОБАЛСТАР

Основу системы следуя основным принципам, изложенным. 1.Простотаидоступность;

2.Минимальный технический риск - использование проверенных технических решений(технологий);
3. Применяемые технологии объединены в синергетической системе, так что целоебольше,чемсуммаегочастей;
4. Максимальная эффективность использования полос частот;
5. Максимальное использование существующей инфраструктуры и услуг связи.

Системные производители Компания: Loral, QUALCOMM с участием SPASE SystemLoral, Alcatel, NV, AlemiaSpazio, Aetospatiale, DuetscheAerospace.

Система спутниковой связи "Глобалстар" включает в себя следующие сегменты:
-Космос;
-Абонент(пользовательскийсегмент);
-Земной(предоставление);
- Наземная сеть связи, которая соответствует с каналами системы "Глобалстар".

Система разработана, чтобы обеспечить потребителям широкий спектр телекоммуникационных услуг в глобальном масштабе град.ЮШ 70 - 70 град.СШ. В этой области (точнее в средних широтах) при условии, почти постоянной в два раза, покрывающую зону обслуживания спутника реле (СР) системы, которая позволяет решать такие ключевые вопросы, как:

- непрерывный автоматизированный переход абонента из луча в луч и со спутника на спутник, происходящий для потребителя совершенно незаметно (алгоритм операции перехода будет рассмотрен ниже);

- существенное повышение надежности связи с мобильными объектами, для которых важно решить проблему затенения антенны рельефом местности. Последняя задача решается посредством когерентного сложения нескольких сигналов, поступающих на вход приемника (от разных СР и отраженных сигналов);

Типы услуг. Предлагается 2 типа услуг :

- связь (телефон, передача данных, факсимиле, пейджинг и т.д.);
- местоопределение объектов.

Качество телефонии базируется на использовании технологии CELP с переменной скоростью 1200 - 9699 бит/с. Средняя скорость, при которой производилась оценка характеристик системы (пропускная способность и т.д.) - 2400 бит/с. При обработке Речевого сигнала производится подавление шумов. Вокодер снабжен эхоподавителем.

Переменная скоростьпередачи данных позволяет:
1. Для того, чтобы обеспечить передачу командных сигналов (должностному лицу)информации в паузахречи;
2. При минимальной скорости (1200 бит / с) для уменьшения мощности передачи абонентского терминала и частичного (канала) емкость шлюза, уменьшить межканальной собственных помех и повышения пропускной

способности.
Используется для скорости передачи данных 4800 бит / с и в пакетном режиме. Если канал не хуже, чем1.10E-6.
Использование множественного кода доступа разделение (CDMA) также может решить проблему конфиденциальности связи и несанкционированного доступа к ретранслятору.

Место определение объектов является точной, в зависимости от несколькихфакторов:
-Количествоспутников"видимых"абонентом;
-Точность определения координат спутника;
- Продолжительность времени, в течение которого абонент подключен к шлюзу;
-Геометрия "Абонент-спутник-шлюз";
-Опорный стабильность частоты абонентского терминала. Самая низкая точность в автономном GPS починки телефона - не более 10 км. Шлюз делает позиционирование более точным. Два спутника на расстоянии не менее 22 градусов. (Абонент) место определения может точно быть до 300 м с вероятностью 0,95 не более чем на 10 секунд. Пользовательское оборудование комнаты - связь и позиционирование, но может использовать только позиционирование. В этом случае операция позиционирование выполняется на шлюзе или базовой станции.

2.12 Самописец (черный ящик)

Самописец (черный ящик) представляет собой массив из флэш-памяти чипа и контроллера. Флэш-память используется в записывающих относительно недавно, и в воздухе прямо сейчас много самолетов, оснащенных более старыми моделями, использующими магнитной записи - на кассету в магнитофон, или провода, как и в первых магнитофонов: провод сильнее, чемленты,изатем,надежно.
Корпус оборудования. Герметичный корпус изготовлен из титана или высокопрочной стали, внутри толстый слой изоляции и демпфирующих материалов. Существует специальный стандарт FAA TSO C123b / C124b, которые соответствуют современным самописцев: данные должны оставаться нетронутыми в случае перегрузки 3400G в течение 6,5 мс (падение с любой высоты), полный охват пожара в течение 30 минут (огонь от воспламенения топлива при столкновении самолета с землей) и подобранного на глубине 6 км в месяц (в авиакатастрофе в воду в любой точке мирового океана, за исключением полостей, возможность попасть в эту а статистически мало).

Самописцы, оснащенные ультразвуковым маяков активируются при контакте с водой. Маяк излучает сигнал на частоте 37500 Гц, и запеленговав этот сигнал, рекордер легко найти в нижней части, где извлекают водолазов или дистанционно управляемых роботов для подводных работ. На земле,

рекордер также легко найти: найти обломки и самописцы, зная, размещение, они могутбытьлегконайдены.В случае, если обязательно надпись «FlightRecorder. Donotopen »на английском языке. Часто есть та же надпись на французском языке; могут наноситься надписи на других языках. Самолет "черные ящики", как правило, расположены в хвостовой части фюзеляжа, которая является статистически реже и реже повреждены в результате несчастных случаев, как удар, как правило, берет на себя переднюю часть. Recorder на борту несколько - так возбужденному в авиации, что все системы зарезервированы: вероятность того, что ни один из них не может быть обнаружен, и обнаруженные данные будут разбитой - минимальна.

В то же время записывающих устройств отличаются также от данных, записанных в них.

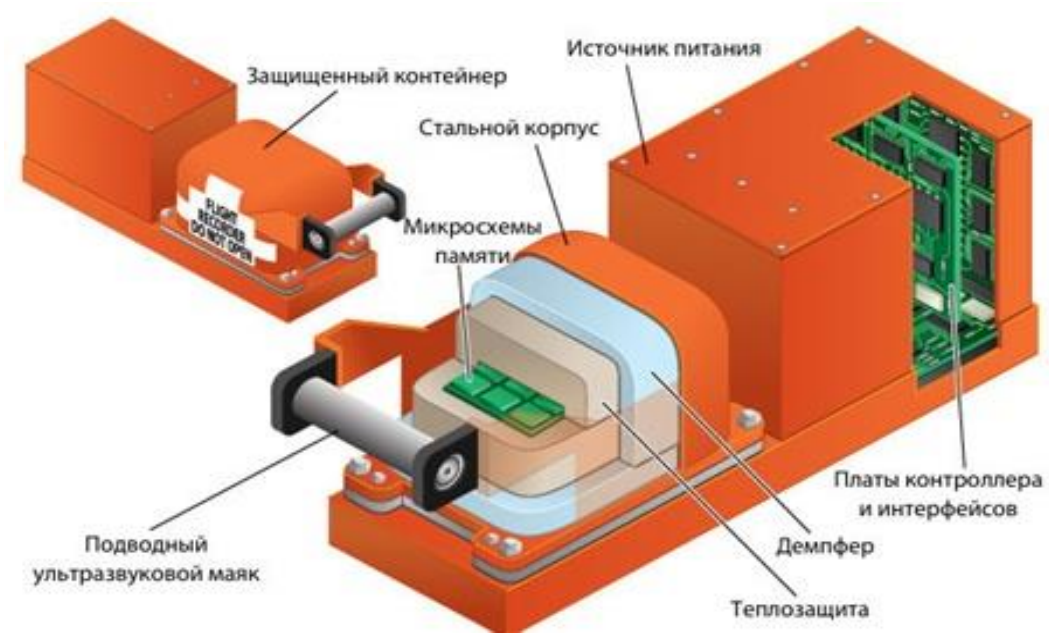


Рисунок 2.6 – Структура самописца (черного ящика)

Аварийные регистраторы, которые ищут после катастрофы, есть параметрические (FDR)иголос(CVR).

Диктофон сохраняет в дополнение к переговорам экипажей и диспетчеров также окружающих звуков (все 4 канала, время записи - последние 2 часа) и параметрической записи информации от различных датчиков - начиная от происхождения, конечно же, скорость и шаг, и заканчивая обороты каждого из двигателей. Каждый из вариантов записывается несколько раз в секунду, а также с быстрым изменением при увеличении частоты записи. Запись носит циклический характер, как и в DVR автомобиля, новые данные будут замещать. На этот раз цикл 17-25 часов, то есть, он гарантированно будет достаточно для любого полета.

И параметрические диктофоны могут быть объединены в одно целое, но в любом случае имеют рекордную ссылку точного времени. В то же время, параметрические самописцы запись, не все параметры полета (хотя в

настоящее время существует по крайней мере 88, а совсем недавно, до 2002 года было только 29), но только те, которые могут быть полезными при расследовании несчастных случаев. Заполните раздел «Журналы» (2000 параметры), происходящие на борту фиксированные рабочие регистраторы: их данные используются для анализа экспериментальных мероприятий, ремонт и техническое обслуживание воздушных судов и т.д. - они не имеют никакой защиты, и после катастрофы с этими данными уже не получить...

4 РАСЧЕТНАЯ ЧАСТЬ

3.1 Расчёт навигационной радиолинии «вниз»

Пропускная способность такой радиолинии, оцениваемая числом одновременно определяющихся П, не ограничена. Передающая и приемная антенны, характеризуемые коэффициентом усиления мощности $G_{пер}$ и $G_{пр}$

по отношению к изотропному излучателю, соединены с передатчиком и приёмником фидерами, имеющими коэффициенты передачи мощности $\eta_{пер}$ и $\eta_{пр}$. Передатчик космического аппарата характеризуется эффективной мощностью $P_{пер}$ на частоте f. Мощность, излучаемая передающей антенной в заданном направлении.

$$P_{изл} = P_{пер} * \eta_{пер} * G_{пер} \qquad (3.1)$$

Потери в волноводном тракте составляют порядка 2 дБ, мощность передатчика $P_{пер}$=64 Вт, коэффициент усиления передающей антенны $G_{пер}$ =10дБ.

$P_{пер}$=10lg64=18,062 дБВт,

$P_{изл}$=18,062-2-10=26,062 дБВт,

или $P_{изл}=10^{\frac{26.062}{10}}$=403,3 Вт.

Трасса распространения характеризуется ослаблением полной энергии радиосигналов L_{Σ} между передающей и приемной антеннами:

$$L_{\Sigma} = L_0 * L_{доп}. \qquad (3.2)$$

где L_0 - в свободном пространстве;

$L_{доп}$ - дополнительные потери, обусловленные затуханием сигналов в атмосфере земли и другими возмущающими факторами.

Мощность сигнала на входе приёмника:

$$P_{пр} = P_{изл} * \eta_{пр} * G_{пр} * L_{\Sigma}^{-1} = \text{a}\, P_{пер}, \qquad (3.3)$$

где a=$G_{пер} * G_{пр} * \eta_{пер} * \eta_{пр} * L_{\Sigma}^{-1}$ имеет смысл коэффициента передачи радиолинии.

Общее затухание энергии сигнала L_{Σ} включает в себя сигналы ослабления в свободном пространстве L_0 и дополнительных потерь $L_{доп}$ в атмосфере. Затухание L_0 зависит от длины волны λ и расстояния rмежду передающей и приемной антеннами.

$$L_0 = 16\pi^2 r^2 / \lambda^2 \qquad (3.4)$$

Если принять r = 20180км, а λ = 19,05 см, то получаем:

$$L_0 = 16\pi^2 \left(20180*10^3\right)^2 / \left(0{,}1905\right)^2 = 1{,}77023*10^{18} \text{раз}$$

$$L_0 = 10\lg\left(1{,}77023*10^{18}\right)^2 / \left(0{,}1905\right)^2 = 182{,}48 дБ\left(для \beta = 90^0\right),$$

$$L_0 = 16\pi\left(25260*10^3\right)^2 / \left(0{,}1905\right)^2 = 2{,}77367*10^{18}\ раз,$$

$$L_0 = 10\lg\left(2{,}77367*10^{18}\right)^2 / \left(0{,}1905\right)^2 = 184{,}43 дБ\left(для \beta = 5^0\right).$$

Дополнительные потери из-за поглощения радиоволн в ионосфере и тропосфере, отражения и рассеивания энергии в неровностях атмосферы, изменения в форме плоскости поляризации радиоволн[11].

Поглощение радиоволн в атмосфере количественно определяется коэффициентом L_a . Установлено, что в диапазоне частот выше 500 МГц основное поглощение определяется тропосферой, точнее, тропосферными газами, кислород и водяными парами, а также дождя и других гидрометеоров(ионосфера и остальные газы тропосферы, такие как диоксид углерода или азот, играютнезначительную роль).

Для количественной оценки удобно использовать следующее представление:

$$L_a = L_{0_2} l_1 + L_{h_2o} l_2, \qquad (3.5)$$

где $L_{o_2} u L_{H_2O}$ - коэффициенты погонного поглощения (дБ/км) в кислороде и водяных парах;

$l_1 u l_2$ - эквивалентная длина пути сигнала в этих средах соответственно.

Эквивалентная длина пути прохождения сигнала в стандартной атмосфере зависит не только от эквивалентной толщины атмосферы, но и от угла возвышения спутникового приемника β и высоты над уровнем моря:

$$l_1 = \left(h'_{o_{21}} - h_n\right) / \sin\beta, \qquad (3.6)$$

$$l_2 = \left(h'_{H_2O} - h_n\right) / \sin\beta, \qquad (3.7)$$

где $h'_o = 5{,}3 км$;

$h'_{H_2O} = 2{,}1 км$ - эквивалентная толщина слоя кислорода и водяных паров в стандартной атмосфере.

Высоту приемника над уровнем моря примем 0,9 км, тогда:

$$l_1 = (5{,}3 - 5{,}9) / \sin 90 = 4{,}4 км \left(для \beta = 90^0\right),$$

$$l_1 = (5{,}3 - 5{,}9) / \sin 5 = 50{,}5 км \left(для \beta = 5^0\right),$$

$$l_2 = (2{,}1 - 0{,}9) / \sin 90 = 1{,}2 км \left(для \beta = 90^0\right),$$

$$l_2 = (2{,}1 - 0{,}9) / \sin 5 = 13{,}7 км \left(для \beta = 5^0\right).$$

Коэффициенты погонного поглощения $L'_{O_2} u L'_{H_2O} - L'_{O_2} = 0{,}006 дБ / км$,

$L'_{H_2O} = 0{,}003 дБ / км.$

Тогда получим:

$$L_a = 0{,}006 * 4{,}4 + 0{,}003 * 1{,}2 = 0{,}03 дБ \left(для \beta = 90^0\right),$$

$$L_a = 0{,}006 * 50{,}5 + 0{,}003 * 13{,}7 = 0{,}35 дБ \left(для \beta = 5^0\right).$$

Поглощение радиоволн дождём и взвешенными частицами воды становится значительным на частотах выше трёх ГГц. Рассеяние энергии радиоволн рассматриваемого диапазона в атмосфере при малых углах места потребителя вызывает затухание и искажение радиосигналов, однако оно, как правило, незначительно.

С влиянием атмосферы связаны эффект Фарадея и вытекающее из него

следствие - фазовая дисперсия сигналов. Известно, что эффект Фарадея в связи с тем, что распространение линейно поляризованной волны через атмосферу под действием магнитного поля Земли, эта волна разделяется на две составные части, которые распределены в ионосфере на разных скоростях. Следовательно, между ними появляется фазовый сдвиг, что приводит к вращению плоскости поляризации суммарной волны [11].

При некоторых упрощающих предложениях угол поворота плоскости поляризации:

$$\psi = \frac{2{,}32 * 10^{19}}{f^2 \sqrt{1 - 0{,}91 \cos\beta}} \tag{3.8}$$

Тогда для $\beta = 90^0 и \beta = 95^0$ получим:

$$\psi = \frac{2{,}32 * 10^{19}}{\left(1{,}575 * 10^9\right)^2 \sqrt{1 - 0{,}91 \cos 90}} = 9{,}35^0,$$

$$\psi = \frac{2{,}32 * 10^{19}}{\left(1{,}575 * 10^9\right)^2 \sqrt{1 - 0.91 \cos 95}} = 30{,}6^0.$$

Влияние этого эффекта сказывается в том, что при использовании для связи сигналов с линейной поляризацией будут возникать потери сигнала между коллинеарными антеннами (передающей и приёмной):

$$L_П = 20 \lg(\cos\psi) \tag{3.9}$$

Тогда потери вследствие вращения плоскости поляризации составят:

$$L_П = 20 \lg(\cos 9{,}35) = -0{,}116 дБ \ ,$$

$$L_П = 20 \lg(\cos 30{,}6) = -1{,}3 дБ \ .$$

Таким образом, дополнительное ослабление энергии радиоволн в атмосфере Земли можно определить по формуле:

$$L_{доп} = L_A + L_Д + L_П \tag{3.10}$$

$$L_{доп} = 0{,}03 + 0{,}116 = 0{,}146 дБ (для \beta = 90^0) \ ,$$

$$L_{доп} = 0{,}35 + 1{,}3 = 1{,}65 дБ (для \beta = 5^0) \ ,$$

$$L_\Sigma = L_0 * L_{доп} \tag{3.11}$$

$L_{\Sigma} = 184{,}43 + 1{,}65 = 186{,}08 дБ (для \beta = 5^0)$.

Мощность сигнала на входе приёмника:

$$P_{пр} = P_{изл} * \eta_{пр} * G_{пр} * L_{\Sigma}^{-1} = aP_{пер} \quad (3.12)$$

$P_{пр} = 26{,}062 - 2 + 2 - 182{,}626 = -156{,}564 дБВт$,

$P_{пр} = 26{,}062 - 2 + 2 - 186{,}08 = -160{,}018 дБВт$.

Коэффициент передачи радиолинии:

$$a = G_{пер} * G_{пр} * \eta_{пер} * \eta_{пр} * L_{\Sigma}^{-1} \quad (3.13)$$

$a = 10 + 2 - 2 - 2 - 182{,}626 = -174{,}626 дБ (для \beta = 90^0)$

$a = 10 + 2 - 2 - 2 - 186{,}08 = -178{,}08 дБ (для \beta = 5^0)$

$N_0 = kT = -200 дБВт / Гц$

где $k = 1{,}38 * 10^{-23} Вт$ с/К - постоянная Больцмана;
Т - эквивалентная шумовая температура.
Энергетический потенциал радиолинии:

$\frac{P_{пр}}{N_0} = 43{,}436 дБГц (для 90^0)$, и 39,982 дБГц $(для 5^0)$.

Вывод: Гарантированный минимум уровня радиосигнала КА, принимаемого аппаратурой потребителя, в диапазоне L1 составляет –161 дБВт.

3.2 Расчет поправки точности измерений

Наиболее значительным источником ошибок является ионосфера Земли – слой электрически заряженных частиц на высоте 60-1000 километров над земной поверхностью. Эти заряженные частицы оказывают значительноевлияние на скорость распространения света, а значит и на скорость прохождения GPS сигнала. На самом деле, скорость света не меняетсятолько для вакуума, который существует лишь в глубоком космосе. Но при распространении света (также как и радиосигналов) в более плотных средах, к которым можно отнести и слой заряженных частиц толщиной в несколько

километров, его скорость несколько снижается. Это снижениесводит на нет все наши расчеты расстояний, поскольку при этих расчетах имелась неизменность скорости света. Существуют методы уменьшенияошибок, вызванных вариацией значения скорости света. Мы можем, заранее определить усредненное значение вариации скорости света в зависимости от стандартной суточной ионосферной обстановки и вводить соответствующие изменениявo все навигационные расчеты. Другой вариант основывается в определении изменения скорости прохождения сигнала измерением относительных скоростей двух других сигналов. Основная идея довольно проста - при прохождении света сквозь ионосферу его скорость уменьшается обратно пропорционально квадрату частоты излучения. Чем ниже частота сигнала, тем больше снижается его скорость.

Ионосфера вносит значительно большие искажения в результаты измерений, структура ионосферы более сложная и трудно принять во внимание. Она характеризуется электронной плотностью (количеством электронов в одном кубическом метре), которая может меняться в больших пределах даже в течении дня, так как зависит от солнечного радиации, солнечной активности (количества пятен на Солнце), космического излучения и некоторых других факторов. За состоянием ионосферы ведут постоянные наблюдения, и ее обобщенные характеристики передают в навигационном сообщении спутника.

Ионосферу разделяют на четыре основных слоя, которые именуютD, E, F_1и F_2. В таблице 3.2 приведены приближенные характеристики слоев ионосферы.

Таблица 3.2 – Слои ионосферы

Слой	D	E	F_1	F_2
Высота слоя (км)	60-90	85-140	140-200	200-1000
Электронная плотность n_e (эл/м^3) Днем Ночью	 10^2-10^4 -	 10^5 $2*10^3$	 $5*10^5$ $1*10^3$	 10^6 $3*10^5$

Значимой характеристикой ионосферы (для описания распространения электромагнитных волн) является электронное содержание.

$$I = \int_S^R n_{e(s)} * dS \qquad (3.14)$$

Интеграл содержит общее количество электронов в столбе площадью 1 м^2 и высотой столба, равной расстоянию от спутника до приемника. Единицей измерения является*TECU (TotalContentUnit):*

$$1 \text{ TECU} = 1*10^{16} \text{ эл/м}^2 \qquad (3.15)$$

Ионосфера имеет дисперсию для электромагнитных волн, поэтому при фазовых измерениях для вычисления поправок из-за влияния ионосферы используют показатель преломленияn_p, а при кодовых измерениях групповой- n_g.

$$n_g = n_p + f\frac{dn}{df} \tag{3.16}$$

Ионосфера имеет дисперсию для радиоволн, и фазовый показатель преломления ионосферы характеризуется формулой:

$$n^2 = 1 - n_e \frac{C^2 e^2}{\pi f^2 m_e} \tag{3.17}$$

Гдеe-заряд электрона; m - масса электрона.

Для практических расчетов обычно используют формулу:

$$n_p = 1 - \frac{40.3 n_e}{f^2} \tag{3.18}$$

Для более строгого описания фазового показателя преломления ионосферы используют ряд:

$$n_p = 1 + \frac{C_2}{f^2} + \frac{C_3}{f^2} + \frac{C_4}{f^2} + ... \tag{3.19}$$

где C_2=-40.3.

Для вычисления группового показателя преломления необходимо найти величину дисперсии:

$$\frac{dn}{df} = -\frac{2C_2}{f^3} - \frac{3C_3}{f^4} - \frac{4C_4}{f^5} \tag{3.20}$$

И в соответствии с этим имеем:

$$n_g = n_p - \frac{2C_2}{f^2} - \frac{3C_3}{f^3} - \frac{4C_4}{f^4} \tag{3.21}$$

Или

$$n_g = 1 - \frac{C_2}{f^2} - \frac{C_3}{f^3} - \frac{C_4}{f^4} \tag{3.22}$$

В практических расчетах часто пользуются приближенной формулой:

$$n_{П} = 1 + \frac{40.3n^{e}}{f^{2}} \qquad (3.23)$$

При фазовых измерениях двухчастотным приемником появляется шанс в значительной степени ослабить влияние ионосферы, образуя новую комбинацию из результатов фазовых измерений на несущих частотах f_1 и f_2:

$$\varphi(L0) = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2}\varphi(L1) - \frac{f_2^2}{f_1^2 - f_2^2}\varphi(L2) \qquad (3.24)$$

3.3 Расчет сигнала

Навигационный радиосигнал от пригоризонтного НКА может прийти к наземному подвижному объекту не только прямым путем но и за счет зеркального отражения от земной поверхности (многолучевое распространение). Отраженный радиосигнал прибывает к объекту с направления ниже местного горизонта, и при зеркальном отражении меняется на противоположное направление круговой поляризации радиосигнала. В этих условиях, и за счет пространственной избирательности приемной антенны отраженного сигнала мощности радиосигнала Pc2 будет гораздо меньше мощности прямого радиосигнала Pc1 на входе приемника.

Погрешность измерения псевдодальности до пригоризонтного НКА, обусловленная многолучевым распространением при использовании узкополосного навигационного радиосигнала, будет максимальна в худшей ситуации, когда задержка Dt отраженного радиосигнала относительно прямого радиосигнала на входе приемника будет равна $Dt=1/2F_1$, где F_1 ¾ тактовая частота ПСП1. При $Dt << 1/2F_1$, и при $Dt > 3/2F_1$ погрешность будет много меньше, чем в худшей ситуации. При T_0=1 с погрешность псевдодальности до пригоризонтного НКА из-за многолучевого распространения в худшей ситуации для узкополосных навигационных радиосигналов будет равна

$$s\ (S) = \frac{c}{4F_1}\sqrt{\frac{P_{c2}}{2P_{c1}}} \qquad (3.26)$$

Подставляя P_{c2}/P_{c1}= - (30...32) дБ, получим s (S)= 3,0 м, которое хорошо согласуется с экспериментальными данными. Следовательно, при двухдиапазонных измерениях (1600 МГц, 1250 МГц) и T_0 =1 с получим:

s (S_0)= $\sqrt{2,53^2+1,53^2}$

s (S)=9,0м.

В тропосфере скорость распространения радиоволны равна $c=c_0/n(h)$, где c_0¾ скорость распространения света в вакууме; n(h)¾ коэффициент преломления тропосферы на высоте h над поверхностью Земли, n(h)>1 .

Тропосферную погрешность беззапросного измерения дальности (псевдодальности) для КА при углах возвышения КА b = 5° можно найти следующим образом:

$$D\,R(b)=\frac{1}{\sin\beta}\int_0^{\infty}\Delta n(h)dh,\ \ \Delta n(h)=n(h)-1. \qquad (3.27)$$

В GPS системе тропосферные погрешности компенсируются расчетными изменениями. Если рассчитывать тропосферные поправки для средних параметров тропосферы (глобально), то их погрешность s (D R) составит 10% от величины поправки D R(b).

Для оценки погрешностей можно воспользоваться простой экспоненциальной моделью тропосферы:

$$D\,n(h) = D\,n(0)\,e^{-h/a} \qquad (3.28)$$

и, подставив средние значения D n(0)=3× 10^{-4}, a=8 км, получим:

Таблица 3.3 - Результаты расчетов

b, угл. град.	90°	10°	5°
DR(b), м.	2,5	15	30
s(DR), м.	0,25	1,5	3,0

Проведем оценку ионосферных погрешностей измерения псевдодальности в однодиапазонной GPS системе (1600 МГц). Ионосфера Земли начинается с высоты 100 км, на высоте от 300 до 400 электронная концентрация в ионосфере максимальна и с увеличением высоты уменьшается приблизительно экспоненциально и на высоте 900 км электронная концентрация в ионосфере составляет приблизительно 10% от максимальной.

Групповая скорость радиосигнала в ионосфере равна $c = c_0 n(h)$, где c_0 ¾ скорость света в вакууме, n(h) ¾ коэффициент преломления ионосферы на высоте h над поверхностью Земли, n(h)<1. Коэффициент преломления в

ионосфере n(h) зависит от частоты радиосигнала и для частоты радиосигнала f >100 МГц можно воспользоваться равенством:

$$D\,n(h) = 1-n(h) = 40{,}3\,N(h) / f^{2}, \qquad (3.29)$$

где N(h) ¾ электронная концентрация ионосферы на высоте h [эл/см^3]; f-несущая частота радиосигнала [кГц].

Проведем оценку ионосферных погрешностей беззапросного измерения дальности (псевдодальности) до околозенитного и пригоризонтного КА.

Ионосферную погрешность при вертикальном прохождении радиолуча к наземному объекту от зенитного НКА можно оценить следующим образом:

$$d\,R_1 = \int_0^{\infty} \Delta n(h)dh, \;\; \Delta n(h) = 1 - n(h). \qquad (3.30)$$

Вертикальный профиль величины D n(h) в зависимости от высоты можно представить в виде:

1.при h £ h_1=100 км D n(h) = 0 ;

2.при h_1 £ h £ h_2 = 300 км D n(h) линейно возрастает до D n_m , где D n_m¾ максимальное значение D n(h) ;

3.при h_2 £ h £ h_3 = 400 км D n(h) = D n_m ;

4.при h ³ h_3 = 400 км D n(h) = D n_m e $^{-(h-h_3)/a}$, a=200 км.

Используя данную аппроксимацию для D n(h) , получим формулу для оценки ионосферной погрешности беззапросных измерений дальности (псевдодальности) до зенитного КА:

$$d\,R_1 = b_э\,Dn_m \qquad (3.31)$$

$b_э$ = 0,5 (h_2-h_1)+(h_3-h_2)+a=400 км .

Параметр $b_э$ можно назвать толщиной эквивалентной ионосферы, у которой D n(h) = D n_m на высотах h = 200...600 км и вне этих высот D n(h) = 0.

Ионосферную погрешность d R_2 псевдодальностигоризонтного НКА (b = 0°) можно приблизительно оценить следующим образом:

$$d\,R_2 = d\,R_1 / \cos g \;;\; \sin g = r/(r+h_3)\,, \qquad (3.32)$$

где g¾ угол между радиолучом от горизонтного КА (b = 0°) и местной вертикалью на высоте h_3=400 км (середина эквивалентной ионосферы) ; r ¾ радиус Земли . Проводя вычисления , получим g=73° и соответственно d R_2=3,3 d R_1. Для пригоризонтного КА (b =5° ...10°) можно считать, что d R_2=3 d R_1.

Найдем величину D n_m для несущей частоты f=1600 МГц навигационного радиосигнала. В средних широтах в худший сезон (зимний день) в годы максимальной солнечной активности максимальная электронная концентрация на высотах 300...400 км может достигать N = 3,0× 10^6 эл/см^3, и соответственно для f=1,6× 10^6 кГц получим

D n_m=3,8× 10^{-5} , d R_1=15 м , d R_2=45 м.

Ночью и летом ионосферные погрешности будут в несколько раз меньше. В годы минимальной солнечной активности ионосферные погрешности даже в зимний день в 5...6 раз меньше приведенных выше максимальных значений [12].

4.4Моделирование работы системы на программном пакете NetCracker Professional

Для наблюдения зависимостей нагрузки и среднего времени прохождения сообщения в зависимости от количества ВС собрана модель на программном пакете NetCracker Professional [13]. Для получения результатов и их анализа модель собиралась для увеличивающегося количества самолетов - до 15. На рисунке 2.12 и 2.13 представлена модель, собранная на для связи с одним и пятнадцатью воздушным суднами. В модели в качестве бортовой системы использован компьютер, роутер и приемопередающая антенна, Земная станция через сеть ATM подключена к серверу, к которому также подключается авиадиспетчерская вышка для мониторинга воздушных судов (группа рабочих станций).

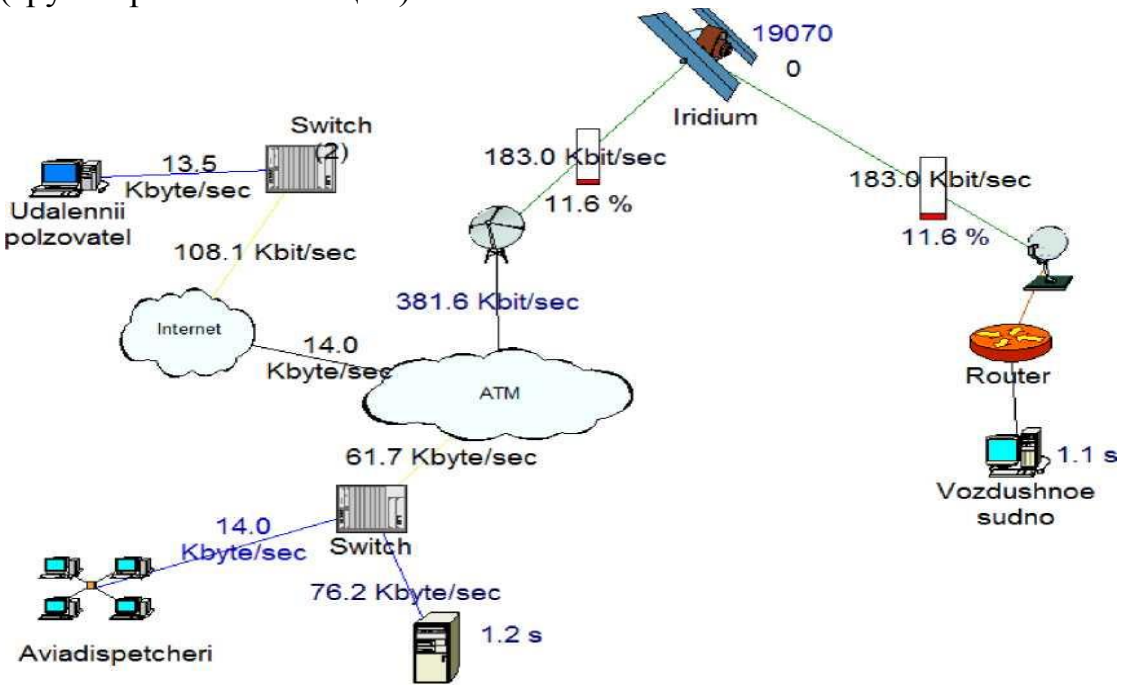


Рисунок 3.1 - Модель передачи ADS-B сообщений через спутник Иридум

одним воздушным судном

Данный сервер также обрабатывает все полученные данные и представляет информацию о гражданских и мелких самолетах в понятном виде на интернет ресурсе удаленным пользователям.

В модели заданы следующие характеристики: пропускная способность канала между спутником и земной станцией задана потоком T1=1544Кбит/с; скорость передачи данных равна 56кбит/с (скорость передачи Mode-S пакета в ADS-B системе [12]), время между передачей данных 1 секунда; размер блока данных задан 56 Кбит. Полученные результаты отражены в приложении Б в таблице Б.1 и на рисунках 3.2

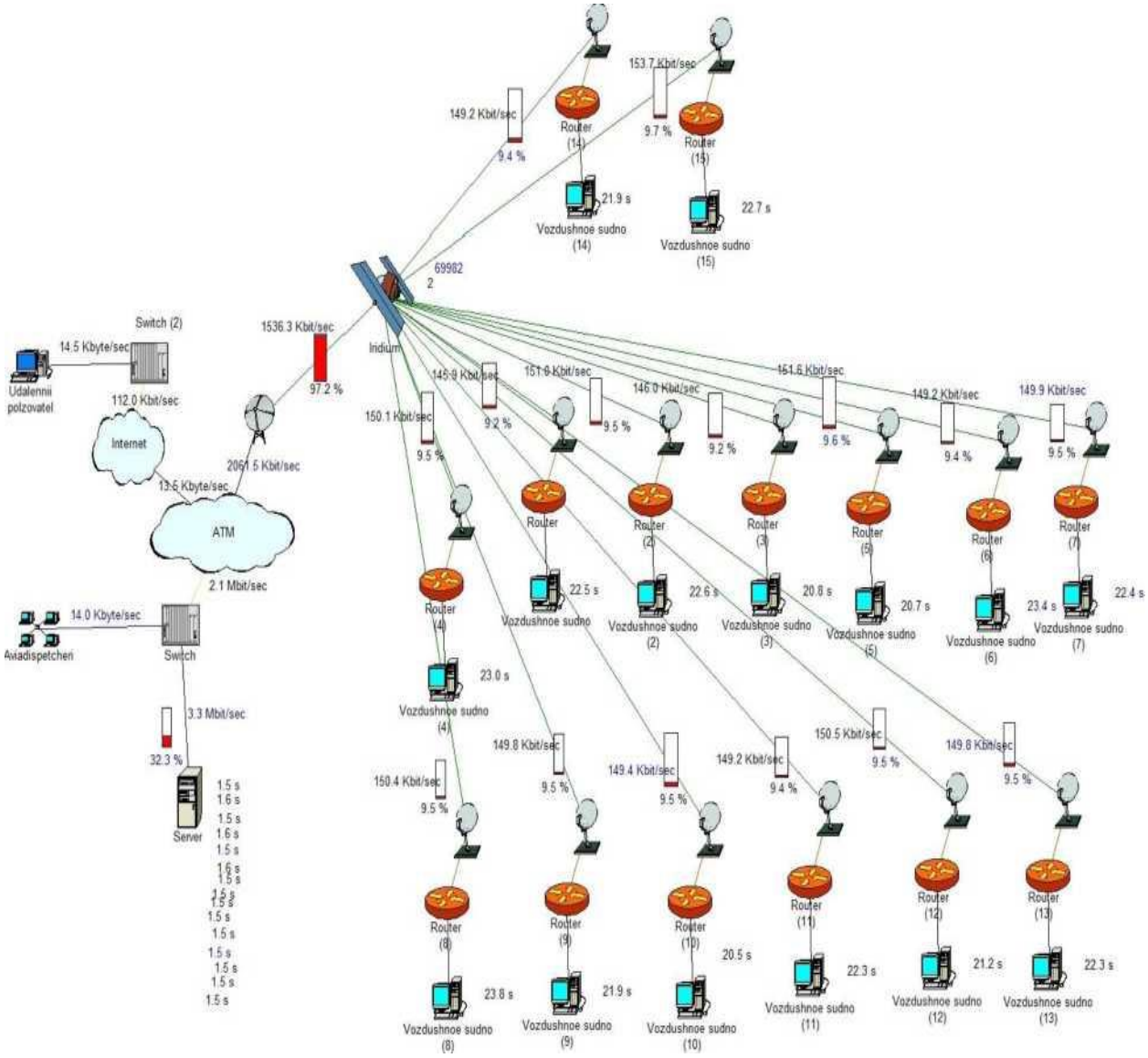


Рисунок 3.2 - Передача данных через спутник Иридиум пятнадцатью воздушными судами

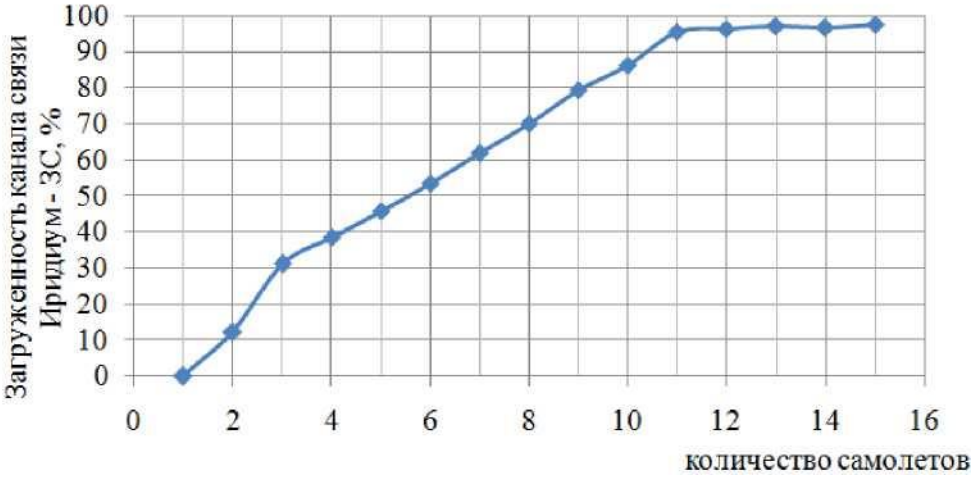


Рисунок 3.3 - Средняя рабочая нагрузка

Анализ полученных данных (рисунок 3.3) показывает, что подключение каждого дополнительного самолета приводит к увеличению средней нагрузки, тогда как среднее время прохождения сообщений (рисунок 3.4) резко возрастает при количестве самолетов более 10.

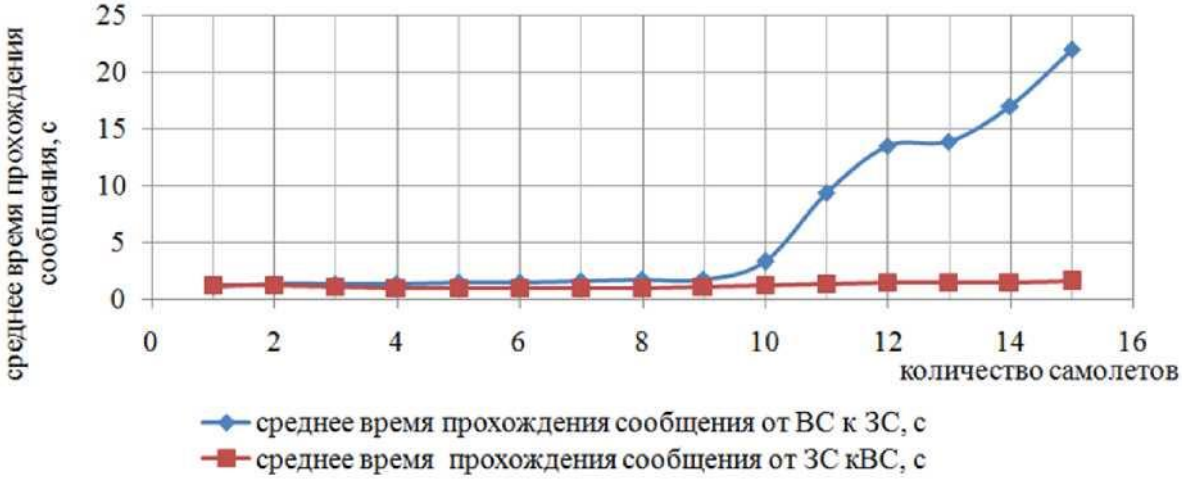


Рисунок 3.4 - среднее время прохождения (б)
в зависимости от количества ВС

Загрузка канала одного спутника достигает 95% при одновременной передачи данных между 10 ВС и ЗС. Среднее время прохождения сообщений в направлении ЗС - ВС остается постоянным 1,1-1,3 секунд. Тогда как время прохождения сообщений в обратном направлений резко увеличивается при возрастании количества ВС от 10 до 12 с 1,1 секунд до 13,5, далее увеличивается до 22 секунд при подключении еще трех самолетов. Т.к. в действительности размер пакета Mode-S составляет 56 бит [13] (т.е. в 10 раз меньше заданного параметра), то одному ВС в модели соответствует в 10 раз больше самолетов в реальности.

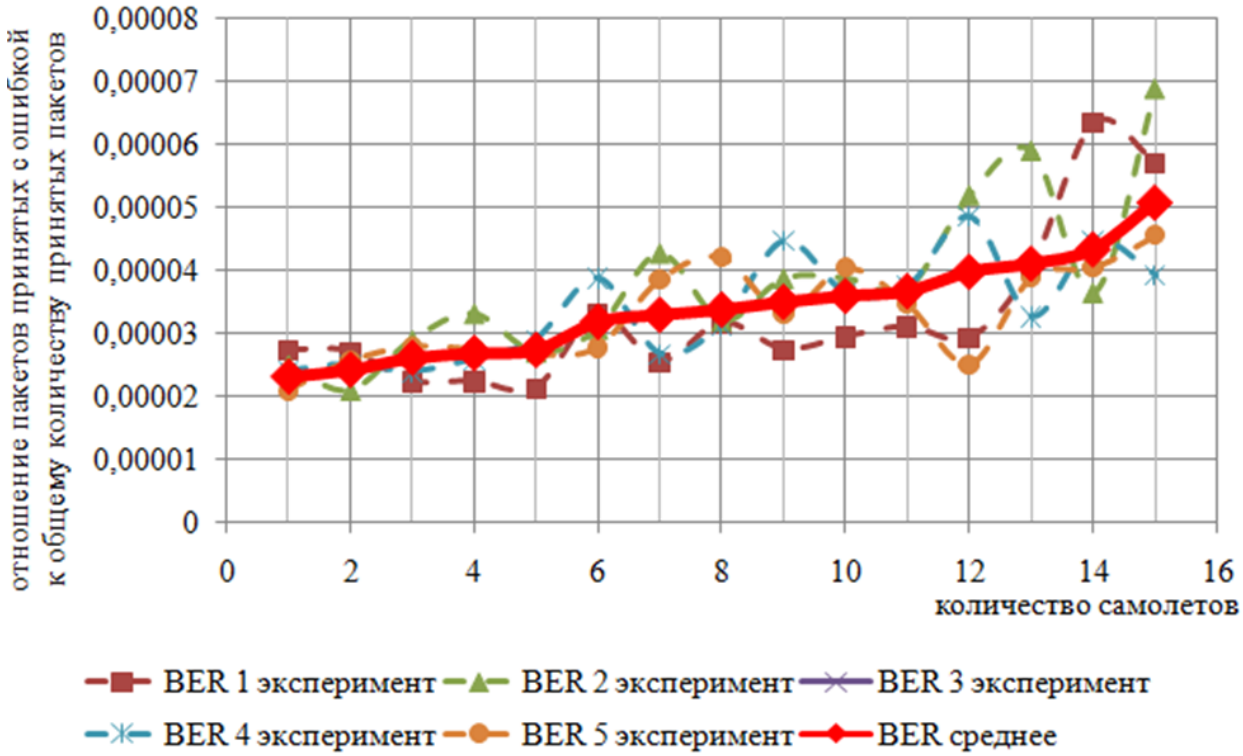


Рисунок 3.5 - Влияние количества ВС на коэффициент ошибок BER

Получается что канал с пропускной способностью 1544 Кбит/с может одновременно использоваться для передачи порядка 1040 =10.000 сообщений от различных ВС и обратно, что является достаточным для региональных нужд.

Для расчета и построения графика отношения количества потерянных пакетов к общему количеству переданных пакетов в зависимости от количества ВС проведено по пять экспериментов для разного количества самолетов. Значения BER рассчитаны для каждого эксперимента и выведено среднее значение (Приложение Б, рисунок Б.2). На рисунке 3.5 представлены зависимости, полученные при каждом эксперименте и среднее значение BER.

Из рисунка 3.5 видно, что с увеличением количества самолетов коэффициент BER возрастает с 2,33- 10^{-5} до 5,08- 10^{-5}, полученные значения говорят о стабильности работы канала.

Таким образом, при моделировании в программном пакете NetCracker Professional достигнуто следующее:

- построена модель для анализа трафика в канале связи «самолет - спутник - наземная станция», которая использована для моделирования передачи ADS-B сообщений с помощью низкоорбитальной спутниковой системы Iridium;
- получена зависимость средней загрузки канала от количества самолетов;
- получена зависимость коэффициента BER от количества самолетов;
- модель можно применять как базовую для изучения трафика между ВС и наземными службами с использованием спутников.

3.5 Расчет затухания сигнала

Полное затухание радиосигналов в линиях спутниковой связи определяется потерями в свободном пространстве L_0и дополнительными потерями $L_{доп}$, обусловленными особенностями функционирования систем спутниковой связи:

$$L = L_0 + L_{доп} \tag{3.33}$$

Потери энергии радиоволн при распространении в свободном пространстве определяются в соответствии с выражением:

$$Lo = 20 \bullet (lgf + lgd) + 32{,}45, \text{ дБ} \tag{3.34}$$

где f - частота, МГц, для спутников Иридиум f = 29ГГц; f = 19ГГц; d - удаление приемника от НКА.

$$d = 42644 \cdot \sqrt{1 - 0.295 \cdot \cos\psi} \tag{3.35}$$

$$\cos\psi = \cos\xi \cdot \cos\lambda \tag{3.36}$$

Координаты городов:
Астана - 51°с.ш. и 71°в.д.;
Алматы - 43°с.ш. и 77°в.д.;
Караганда - 52°с.ш. и 72°в.д.;

Рассчитаю удаление приемника для Астаны, Алматы и Караганды:

$$\cos\psi_{аст} = \cos 51 \cdot \cos(71 - 69{,}12) = 0{,}63;$$

$$\cos\psi_{алм} = \cos 43 \cdot \cos(77 - 69{,}12) = 0{,}72;$$

$$\cos\psi_{кар} = \cos 52 \cdot \cos(72 - 69{,}12) = 0{,}62;$$

$$d_{аст} = 42644 \cdot \sqrt{1 - 0{,}295 \cdot 0{,}63} = 38477{,}79 км;$$

$$d_{алм} = 42644 \cdot \sqrt{1 - 0.295 \cdot 0.72} = 37845{,}19 км;$$

$$d_{кар} = 42644 \cdot \sqrt{1 - 0{,}295 \cdot 0{,}62} = 38472{,}49 км;$$

Потери энергии радиоволн при распространении в свободном для линии вверх и вниз:

$L_{0аст\uparrow}$=20· (lg29000+lg38477,79)+32.45=213.4 дБ;
$L_{0аст\downarrow}$20· (lg19000+lg38477,79)+32.45=209.73 дБ;
$L_{0алм\uparrow}$=20·(lg29000+lg37845,19)+32.45=213.26 дБ;
$L_{0алм\downarrow}$=20·(lg19000+lg37845,19)+32.45=209.59 дБ;
$L_{0кар\uparrow}$=20·(lg29000+lg38742,49)+32.45=215.32 дБ;
$L_{0кар\downarrow}$=20· (lg19000+lg38742,49)+32.45=210.65 дБ;

Дополнительные потери радиосигнала на участках радиолинии космической связи Lд зависят от многих факторов, проявляющихся независимо друг от друга и может быть представлено в виде суммы:

где La - потери в атмосфере без осадков, поглощение в свободной атмосфере;

L_g- потери в осадках;

$Ь_н$- потери из-за наведения антенн;

Ln - потери из-за несогласования поляризации антенн.

Потери в атмосфере без осадков Lji определяется главным образом поглощением в тропосфере и имеет ярко выраженный частотно-зависимый характер с резонансными пиками на частотах 22 и 165 ГГц (для водяных паров) и 60 и 120 ГГц (для кислорода). Очевидно, что длина пути радиосигнала в атмосфере зависит не только от эквивалентной толщины атмосферы, но и от угла места антенны земной станции и высоты ЗС над уровнем мора $H_{зс}$. Потери энергии радиосигнала в атмосфере без осадков не зависят от времени (имеют место в течение 100% времени работы радиолинии) и определяются по графикам в зависимости от частоты радиосигнала £p_cи угла места антенны ЗС в° при $H_{зс}$= 0.

Угол места Р°, или угол возвышения - это угол между линией горизонта и направлением на спутник в вертикальной плоскости. Чем ближе орбитальная позиция спутника к географической долготе места приема, тем больше угол места, то есть тем выше спутник над горизонтом. По мере удаления орбитальной позиции от географической долготы угол места уменьшается и в конце концов становится отрицательным, то есть спутник с такой орбитальной позицией скрывается за горизонтом.

Угол места в диссертационной работе рассчитаю через онлайн калькулятор [13] посредством ввода значения координат городов и спутника (рисунок 2.17 - 2.20). Так как используется низкоорбитальный спутник, то его координаты постоянно изменяются. На интернет ресурсе [13] модно следить какой спутник располагается над определенной территорией земной поверхности. В каждый момент времени несколько спутников пролетают над одним местом. Для расчетов взят был момент времени 23.10.2014 19:26 и спутник Iridium 49, его долгота составила 69,12°в.д (рисунок 3.6).

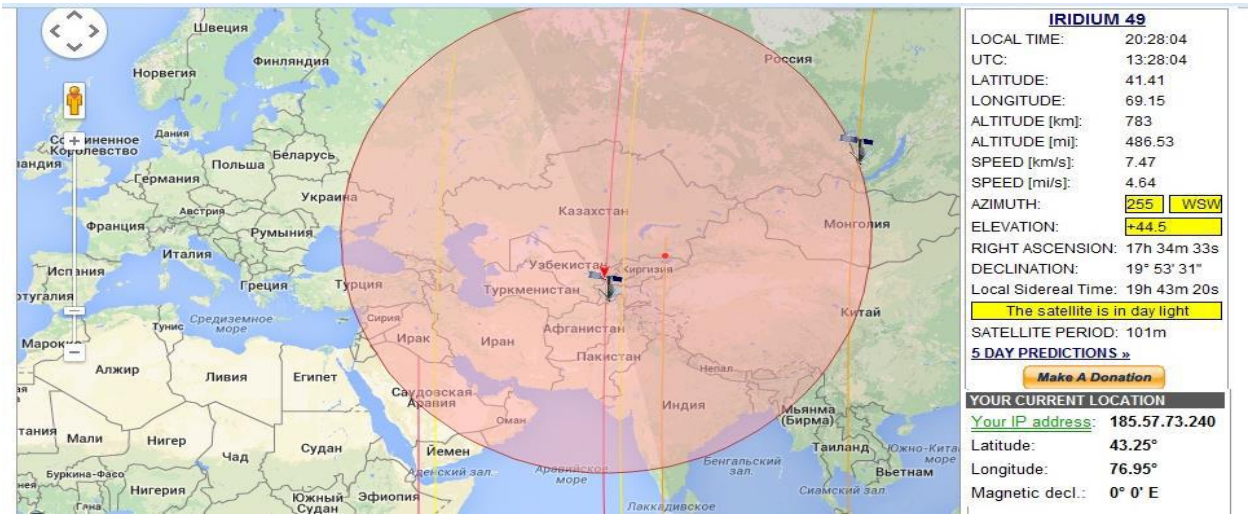


Рисунок 3.6 - Окно интернет ресурса для выбора координаты спутника

Результаты для города Астаны:

Широта места установки 51 ° 10 ' 47 "

Долгота места установки 71 ° 26 ' 51 " (Найти координаты места по названию, IP)

Координаты спутника	Азимут	Угол места	Поворот конвертера
69.12e Выбор спутника	183.0°	31.4°	1.9°

Расчитать азимут и угол места

Рисунок 3.7 - Окно онлайн – калькулятора. Результаты определения угла для Астаны

Результаты для города Алматы:

Широта места установки 43 ° 15 ' 00 "

Долгота места установки 76 ° 54 ' 00 " (Найти координаты места по названию, IP)

Координаты спутника	Азимут	Угол места	Поворот конвертера
69.12e Выбор спутника	191.3°	39.5°	8.2°

Расчитать азимут и угол места

Рисунок 3.8 - Окно онлайн – калькулятора. Результаты определения угла места для Алматы

Результаты для города Караганды:

Широта места установки 50 ° 16 ' 00 "

Долгота места установки 57 ° 13 ' 00 " (Найти координаты места по названию, IP)

Координаты спутника		Азимут	Угол места	Поворот конвертера
69.12e	Выбор спутника	164.7°	31.3°	-9.7°

Расчитать азимут и угол места

Рисунок 3.9 - Окно онлайн – калькулятора. Результаты определения угла места для Караганды

По результатам онлайн калькулятора угол места получился равным от 30° до 40°. Т.к. на графиках для определения потери энергии радиосигнала в атмосфере без осадков на рисунке 2.18 нет кривой для получившегося значения угла места, то искать буду для значения р° = 10°, тем самым заранее завысив потери энергии радиосигнала в атмосфере без осадков. Однако неточность составит не более 0,1 дБ, следовательно на точность расчёта не повлияет.

4 Безопасность жизнедеятельности

4.1 Разработка планировки рабочих мест

В дипломной работе рассматривается разработка низкоорбитальной спутниковой системы контроля за исчезновением крупных воздушных судов.

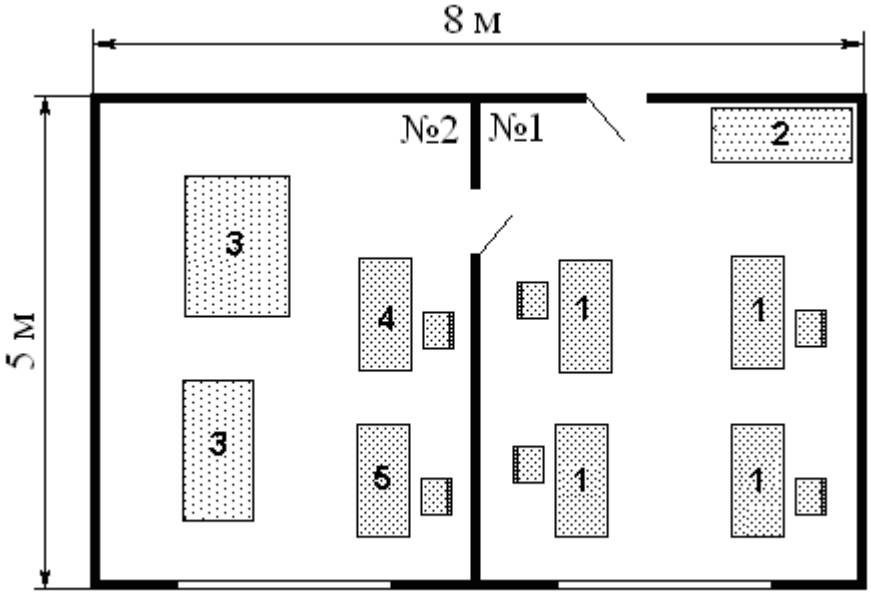
Предполагается, что помещение рассчитано для 6 человек. В дневную смену в комнате №1 работают 4 человека: оператор по работе с клиентами, главный инженер, начальник отдела, ведущий инженер; в комнате №2 размещаются оборудования.

Произведём анализ условий труда в офисном помещении прямоугольной формы, размерами: длина (L) = 8 метров, ширина (B) = 5 метров, высота (H) = 4 метра. Помещение находится в офисном здании на 2-м этаже. Данное помещение рассчитано на 6 сидячих рабочих мест (рисунок 4.1).

Рабочие места операторов и инженеров состоят из следующих компонентов:

- стол;
- эргономический стул;
- персональный компьютер.

Персональные компьютеры работников подвергаются профилактическим проверкам ежемесячно. Поэтому опасности для жизни и здоровья персонала фактически не представляют.



1- операторы; 2 – шкаф для документации; 3 – оборудование,
4 – DHCP – сервер, 5 – TFTP - сервер
Рисунок 4.1 – Внутреннее расположение объектов в офисе

Молниезащита (МЗ) - комплекс устройств, защищающих здания и оборудование от прямых ударом молнии (ПУМ).

В состав оборудования станции входит базовая станция и приемопередающая антенна. Молния воздействует на антенны прямыми ударами (первичное воздействие), которые вызывают непосредственное повреждение и разрушение, и посредством явлений электромагнитной индукции (вторичное воздействие).

Электростатическая индукция заключается в том, что на наземных антеннах в результате изменений электрического поля грозового облака наводятся опасные электрические потенциалы, в результате чего возможно искрение между отдельными металлическими элементами конструкций и оборудования.

Для защиты антенн от прямых ударов молнии применяют молниеотводы, состоящие из молниеприемников, воспринимающих непосредственно на себя разряд молнии, заземлителей, служащих для отвода тока молнии в землю и токоотводов, соединяющих молниеприемники с заземлителями. По типу молниеприемника они подразделяются на стержневые, тросовые и комбинированные. Для своей молниезащиты антенны мы будем применять стержневые молниеотводы, так как антенна имеет небольшие габариты.

Молниеприемники стержневых молниеотводов устраиваются из стальных стержней различных величин и форм сечения с защитой от коррозии. Токоотводы выполним из стальной проволоки, сечением не менее 35 мм. Атак же используем в качестве токоотводов металлические конструкции защищаемых антенно-мачтовых сооружений.

Заземлители выполненены из стали, расположенные вертикально. Вертикальные – выполняются из стальных забиваемых стержней из угловой стали на глубину 0,6-0,7 м от верхнего конца. Забиваемые заземлители при этом выбираются длинной 2,5 – 3 м. Все соединения заземлителей как между собой, так и с токоотводами выполняются сваркой.

Молниеотвод имеет определенную зону защиты, под которой понимается часть пространства, примыкающая к молниеотводу, которая обеспечивает защиту антенны от прямых ударов молнии с определенной степенью надежности. Мы рассчитываем для зоны защиты А, степень надежности имеет знаечение быть не менее 99,5%.

4.2 Расчет естественного освещения

Расчет естественного освещения произведен согласно методическим указаниям.

Исходные данные: длина комнаты L=8 м, ширина комнаты B=5 м, высота комнаты H=4 м. Высота рабочей поверхности над уровнем пола h_p=0,8 м. В комнате расположено окно шириной 2,2 м и высотой 2,5 м. Нижний край окна начинается на уровне 1,5 м от пола. Рядом находится жилой 1-но этажный дом, расположенный на расстоянии P=60 м. План производственных помещений приведен на рисунке 2.1. Так как оба помещения имеют одинаковый размер, то и размеры окон также одинаковы.

Нормированные значения КЕО приводятся для III пояса светового климата формуле:

$$e_{,}^{\text{IV}} = e_{,}^{\text{III}} \cdot m \cdot c\,, \qquad (2.1)$$

где *m* и *c* - коэффициенты, определяемые в [16].

m=0,9, а коэффициент *c* для световых проемов, расположенных в наружных стенах зданий равен *c*=0,8.

По классу выполняемых работ в рассматриваемом помещении, данные помещения можно отнести к “проектным залам, конструкторским бюро”, следовательно, значение КЕО выбираем равным $e_{\text{н}}^{\text{III}} = 2{,}0\,\%$.

Значение КЕО с учетом коэффициентов *m* и *c* равно:

$$e^{\text{IV}} = 2{,}0 \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}8 = 1{,}44\,\%.$$

Расчет естественного освещения заключается в определении площади световых проемов. При боковом освещении (световые проемы в наружных стенах здания) площадь световых проемов S_0, обеспечивающую нормированные значения КЕО, можно определить исходя из соотношения 2.2.

$$100 \cdot \frac{S_0}{S_n} = \frac{e_{н'} \cdot \eta_0}{\tau_0 \cdot r_1} \cdot k_{зд} \cdot k_з \qquad (2.2)$$

Из соотношения 2.2 получаем формулу для определения площади световых проемов S_0 (формула 2.3).

$$S_0 = \frac{e_н \cdot \eta_0}{100 \cdot \tau_0 \cdot r_1} \cdot k_{зд} \cdot k_з \cdot S_n, \qquad (2.3)$$

где S_n - площадь пола помещения (м^2),

$e_н$ - нормированное значение КЕО,

$k_з$ - коэффициент запаса,

$\tau_0 = \tau_1 \cdot \tau_2 \cdot \tau_3 \cdot \tau_4$ - общий коэффициент светопропускания,

η_0 - световая характеристика окон,

r_1 - коэффициент, учитывающий повышение КЕО при боковом освещении благодаря свету, отраженному от поверхностей помещения и подстилающего слоя, прилегающего к зданию,

$k_{зд}$ - коэффициент, учитывающий затенение окон противостоящими зданиями.

Площадь пола помещения:

$$S_{n.} = L \cdot B = 8 \cdot 5 = 40 \text{ м}^2.$$

Так как рассматриваемое помещение по типу выполняемых работ относится к конструкторским бюро, то значение $k_з$ примем равным: $k_з$=1.2.

В качестве светопропускающего материала (τ_1) используются металлопластиковые пакеты, в качестве несущих конструкций (τ_3) используются железобетонные фермы и арки, вид переплета (τ_2) – стальные двойные открывающиеся. В этом случае коэффициент τ_0 равен:

$$\tau_0 = \tau_1 \cdot \tau_2 \cdot \tau_3 = 0{,}8 \cdot 0{,}6 \cdot 0{,}8 = 0{,}384.$$

Для определения коэффициента η_0 необходимо знать отношение длины к глубине (к наиболее удаленной точки от окна). Так как окна расположены только на одной стороне, то это отношение равно:

$$\frac{L}{B} = \frac{8}{5} = 1{,}6.$$

Для определения коэффициента η_0 вычисляем отношение B/h_1, где h_1 - высота от уровня условной рабочей поверхности до верха окна.

$h_1 = 1{,}6 + 2{,}5 = 4{,}1$ м.

Таким образом, отношение B/h_1 равно:

$$\frac{B}{h_1} = \frac{5}{4{,}1} = 1{,}22.$$

Для найденных отношений определяем, что коэффициент η_0 равен $\eta_0 = 15$.

Для определения коэффициента r_1 вычисляем соотношение l/B, где l - расстояние расчетной точки от наружной стены при боковом одностороннем освещении. Для данного случая для самой удаленной от окна точки можно принять l=5, в этом случае данное отношение равно 1.

Приняв коэффициент $\rho_{ср} = 0{,}5$, найдем коэффициент r_1, который равен:

r_1=3,3.

Для определения коэффициента $K_{зд}$ определим высоту близлежащего дома. Для этого условно примем с учетом межэтажных перекрытий приходится 3.5 м, а на чердак приходится 2 м. Таким образом, высота здания равна $H = 3{,}5 + 2 = 5{,}5$ м.

Коэффициент $k_{зд}$ определяется по соотношению $P/H_{зд}$, которое в данном случае равно:

$$P/H_{зд} = \frac{60}{5.5} = 10{,}9.$$

Из данного соотношения определяем, что $k_{зд}$=1.

И так, расчетная площадь световых проемов равна:

$$S_0 = \frac{1{,}44 \cdot 15}{100 \cdot 0{,}384 \cdot 4{,}1} \cdot 1 \cdot 1{,}2 \cdot 20 = 4{,}09 \text{ м}^2.$$

4.3 Расчет искусственного освещения

Расчет искусственного освещения произведен согласно методическим указаниям [19].

Исходные данные:

длина комнаты L=8 м;

ширина комнаты B=5 м;

высота H=4 м;

высота рабочей поверхности над уровнем пола $h_р$=0,8 - 1 м;

расстояние от светильника до перекрытия $h_с$=0 – 1.5 м.

План производственных помещений приведен на рисунке 2.1.

Расчет освещения методом коэффициента использования

Данный метод заключается в определении значения коэффициента η, равного отношению светового потока падающего на расчетную поверхность, к полному потоку осветительного прибора.

Значение коэффициента η находится из таблиц, связывающих геометрические параметры помещений (индекс помещений i) с их оптическими характеристиками (коэффициентами отражения потолка $\rho_{пот}$, стен $\rho_{ст}$ и пола $\rho_п$.

Индекс помещения i определяется по формуле 2.4.

$$i = \frac{L \cdot B}{h \cdot (A + B)}, \qquad (2.4)$$

где L - длина помещения,

B - ширина помещения,

$h = H - h_с - h_р$ - расчетная высота.

Определим значение h:

$$h = 4 - 0 - 0{,}8 = 3{,}2 \text{ м.}$$

При найденном значении расчетной высоты определяем индекс помещения:

$$i = \frac{8 \cdot 5}{3{,}2 \cdot (4 + 5)} = 0.69.$$

Значения коэффициентов отражения примем следующими:

$\rho_{пот} = 70$ %;

$\rho_{ст} = 50$ %;

$\rho_п = 30$ %.

Для освещения помещений используются люминесцентные газоразрядные лампы ЛД мощностью 65 Вт и номинальным световым

потоком 3570 лм. В качестве светильников будем использовать светильники типа ЛОУ-2х40-1001. В каждый светильник устанавливается по две лампы.

Для найденного индекса помещения и выбранных значений коэффициентов отражения по таблице “Значения коэффициента использования светового потока” определяем коэффициент η , который равен: $\eta = 36$ %.

С учетом вышесказанного можно определить количество светильников по формуле 2.5.

$$N = \frac{E \cdot k_З \cdot S \cdot z}{n \cdot Ф_л \cdot \eta}, \qquad (2.5)$$

где E - нормируемая освещенность для данного вида работ,
$k_З$ - коэффициент запаса,
S - площадь помещения,
z=1,1÷1,2 - коэффициент неравномерности освещения,
n - число ламп в светильнике,
$Ф_л$ - световой поток одной лампы,
η - коэффициент использования.

Разряд зрительной работы – III б, для проектных залов и конструкторских бюро значение E выбирается равным E=200 лк. Для этого же типа помещений с искусственным освещением газоразрядными лампами $k_З$=1.2.[19]

Площадь рассматриваемого помещения равна:

$S=L \cdot B=8 \cdot 5=40$ м^2.

Число светильников равно:

$$N = \frac{200 \cdot 1{,}2 \cdot 20 \cdot 1{,}2}{2 \cdot 3570 \cdot 0{,}36} = 3{,}4 \approx 4 \text{ шт.}$$

Таким образом, для создания нормированной освещенности необходимо применить 4 светильника с лампами типа ЛД мощностью 65 Вт каждая.

Размещаем в 2 ряда по 2 светильника в каждом ряду. Расстояние между рядами примем 2 м, расстояние от светильника до стены 1 м, при длине лампы – 1,5142 м, расстояние между светильниками 1 м. Схема расположения светильников приведена на рисунках 2.2 (вид сверху).

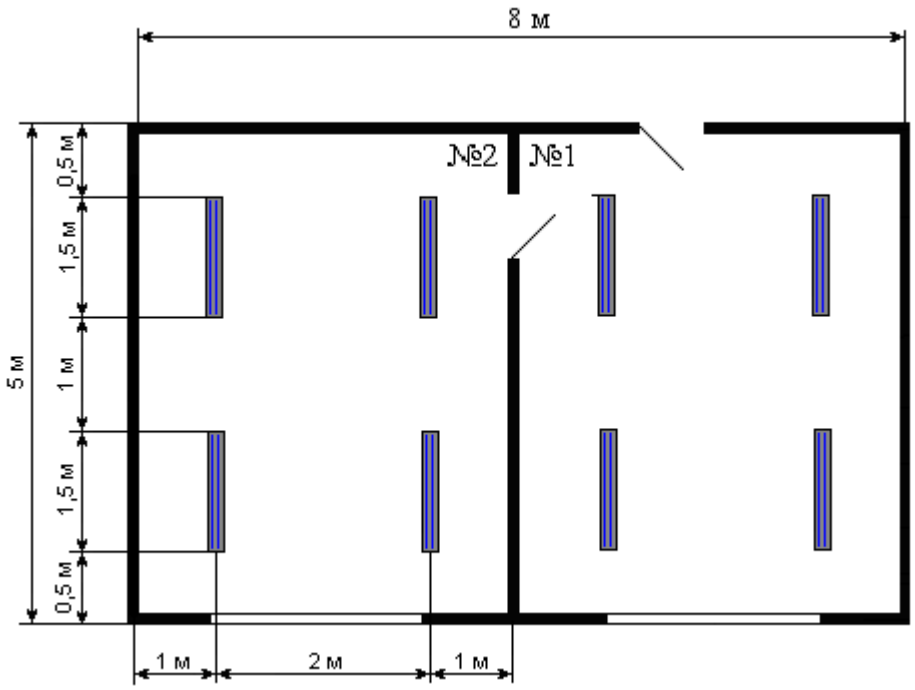


Рисунок 2.2 – Схема размещения светильников (вид сверху)

Вывод: Для освещения помещения используются лампы типа ЛД мощностью 65 Вт. Лампы данного типа являются более экономичными, чем лампы накаливания; характеризуются высокой светоотдачей и оптимальным спектральным составом.

4.4 Общие положения по проведению эвакуации

Основным руководящим документом, определяющим порядок проведения эвакуации населения при чрезвычайных ситуациях природного и техногенного характера (мирного времени) является "Руководство по эвакуации населения в чрезвычайных ситуациях природного и техногенного характера", 1997 года. В "Руководстве" сформулированы общие положения, определен порядок организации и проведения эвакуации, а также ее планирование и обеспечение.

Эвакуация населения - это комплекс мероприятий по организованному вывозу (выводу) населения из зон чрезвычайной ситуации или вероятной чрезвычайной ситуации (ЧС) природного и техногенного характера и его кратковременному размещению в заблаговременно подготовленным по условиям первоочередного жизнеобеспечения безопасных (вне зон воздействия поражающих факторов источника ЧС) районах - далее безопасные районы.

Эвакуация считается *законченной*, когда все подлежащие эвакуации население, будет вывезено (выведено) за границы зоны действия поражающих факторов источника ЧС в безопасные районы.

Особенности проведения эвакуации определяются характером источника ЧС (радиоактивное загрязнение или химическое заражение местности, землетрясение, снежная лавина, сель, наводнение), пространственно-временными характеристиками воздействия поражающих факторов источника ЧС, численностью и охватом вывозимого (выводимого) населения, временем и срочностью проведения эвакомероприятий. Указанные признаки могут быть положены в основу классификации вариантов проведения эвакуации.

В зависимости от *времени и сроков проведения* выделяются следующие варианты эвакуации населения:

упреждающая (заблаговременная) - проводится при получении достоверных данных о высокой вероятности возникновения запроектной аварии на потенциально опасных объектах или стихийного бедствия. Основанием для введения данной меры защиты является краткосрочный прогноз возникновения запроектной аварии или стихийного бедствия на период от нескольких десятков минут до нескольких суток, который может уточняться в течение этого срока;

экстренная (безотлагательная) - проводится в случае возникновения ЧС. Вывоз (вывод) населения из зон ЧС может осуществляться при малом времени упреждения и в условиях воздействия на людей поражающих факторов источника ЧС. Экстренная эвакуация проводится и в случае нарушения нормального жизнеобеспечения населения, при котором возникает угроза жизни и здоровью людей.

Необходимость принятия решения на эвакуацию населения и сроки ее осуществления в условиях, когда организация первоочередного жизнеобеспечения технически невозможна или экономически нецелесообразна, определяются в соответствии с данными приложения 1 "Руководства". При условии организации первоочередного жизнеобеспечения сроки проведения эвакуации определяются транспортными возможностями.

В зависимости от *развития ЧС и численности выводимого* из зоны ЧС *населения* могут быть выделены следующие варианты эвакуации:

локальная - проводится в том случае, если зона возможного воздействия поражающих факторов источника ЧС ограничена пределами отдельных городских микрорайонов или сельских населенных пунктов, при этом численность эваконаселения не превышает нескольких тысяч человек. В этом случае эвакуируемое население размещается, как правило, в примыкающих к зоне ЧС населенных пунктах или непострадавших районах города (вне зон действия поражающих факторов источника ЧС);

местная - проводится в том случае, если в зону ЧС попадают средние города, отдельные районы крупных городов, сельские районы. При этом численность эваконаселения может составлять от нескольких тысяч до десятков тысяч человек, которые размещаются, как правило, в безопасных районах смежных с зоной ЧС;

региональная - осуществляется при условии распространения воздействия поражающих факторов на значительные площади, охватывающие территории одного или нескольких регионов с высокой плотностью населения, включающие крупные города. При проведении региональной эвакуации вывозимое (выводимое) из зоны ЧС население может быть эвакуировано на значительные расстояния от постоянного места проживания.

В зависимости от *охвата эвакуационными мероприятиями* населения, оказавшегося в зоне ЧС, выделяют следующие варианты их проведения:

общая эвакуация - предполагает вывоз (вывод) всех категорий населения из зоны ЧС;

частичная эвакуация - осуществляется при необходимости вывода из зоны ЧС нетрудоспособного населения, детей дошкольного возраста, учащихся школ, ПТУ.

Выбор указанных вариантов проведения эвакуации определяется в зависимости от масштабов распространения и характера опасности, достоверности прогноза ее реализации, а также перспектив хозяйственного использования производственных объектов, размещенных в зоне действия поражающих факторов источника ЧС.

Основанием для принятия решения на проведение эвакуации является наличие угрозы жизни и здоровью людей, оцениваемой по заранее установленным для каждого вида опасности критериям. Эти критерии изложены в "Руководстве" и являются нормативными требованиями для оценки обстановки и принятия решения на эвакуацию в случае нарушения первоочередного жизнеобеспечения (топливоснабжение, электроснабжение, жилой фонд, водоснабжение, система обеспечения продуктами питания), радиоактивном и химическом заражении (АХОВ), сходе селей и лавин.

Право принятия решения на проведение эвакуации принадлежит руководителям (начальникам ГО) органов исполнительной власти субъектов РК, органов местного самоуправления, на территории которых возникла или прогнозируется ЧС.

В зависимости от масштабов ЧС и требований к срочности проведения эвакуации экстренная или упреждающая эвакуация, носящая местный или региональный характер, осуществляется по указанию (распоряжению) соответствующих начальников гражданской обороны.

В случаях, требующих принятия безотлагательного решения, экстренная эвакуация, носящая локальный характер, может осуществляться по указанию (распоряжению) начальника дежурно-диспетчерской службы потенциально опасного объекта.

Общее руководство эвакуацией населения осуществляется начальниками гражданской обороны (комиссиями по ЧС) территориальных, ведомственных, объектовых органов управления, а непосредственная организация и проведение эвакуационных мероприятий - *эвакуационными органами*, создаваемыми главами администраций субъектов

РК, органов местного самоуправления, органами управления объектов экономики через эвакуационные органы и штабы ГОЧС соответствующего уровня.

Проведение эвакуации населения требует тщательно продуманного планирования эвакомероприятий и заблаговременной всесторонней подготовки: транспорта, дорог, районов размещения эвакуированного населения в безопасных местах эвакуационных органов, а также всесторонней подготовки населения в области защиты от ЧС.

Эта подготовительная работа организуется и проводится начальниками гражданской обороны - руководителями органов исполнительной власти субъектов РК, органов местного самоуправления, органов управления объектов экономики через эвакуационные органы и штабы ГОЧС.

Планы эвакуации населения оформляются в виде разделов планов действий по предупреждению и ликвидации ЧС в мирное время на федеральном, региональном, территориальном, местном, объектовом уровнях.

Планы обеспечения эвакуации населения разрабатываются соответствующими постоянно действующими органами управления, специально уполномоченными на решение задач в области защиты населения и территорий от ЧС. Порядок разработки, оформления, согласования и утверждения данных планов определяется Положением "О единой государственной системе предупреждения и ликвидации чрезвычайных ситуаций", другими соответствующими нормативными документами.

Эвакуация населения планируется, организуется и осуществляется по производственно-территориальному принципу, который предполагает, что вывоз (вывод) из зон ЧС рабочих, служащих, студентов, учащихся средних специальных учебных заведений и профессионально-технических училищ организуется по предприятиям, организациям учреждениям и учебным заведениям, эвакуация остального населения, не занятого в производстве и сфере обслуживания - по месту жительства через жилищно-эксплуатационные органы.

В определенных случаях эвакуация осуществляется по территориальному принципу, т.е. непосредственно из мест нахождения населения на момент объявления эвакуации.

4.5 **Расчет времени эвакуации людей из помещении**

Расчётное время эвакуации людей из помещений и зданий устанавливается по расчёту времени движения одного или нескольких людских потоков через эвакуационные выходы от наиболее удаленных мест размещения людей.

При расчёте весь путь движения людского потока подразделяется на участки (проход, коридор, дверной проем, лестничный марш, тамбур) длиной

l_i и шириной δ_i. Начальными участками являются проходы между рабочими местами, оборудованием, рядами кресел и т. п.

При определении расчётного времени длина и ширина каждого участка пути эвакуации принимаются по проекту. Длина пути по лестничным маршам, а также по пандусам измеряется по длине марша. Длина пути в дверном проёме принимается равной нулю. Проем, расположенный в стене толщиной более 0,7 м, а также тамбур следует считать самостоятельным участком горизонтального пути, имеющим конечную длину l_i.

Вычисляем среднюю плотность людского потока ($D_{ср}$) по формуле:

$$D_{ср} = \frac{N_з \cdot f}{S_з - S_{об}}$$

где $N_з$ – расчётное число людей в помещении, чел.;
f – средняя площадь горизонтальной проекции человека, принимаемая по таблице 3.1.

Таблица 4.1 Средняя площадь горизонтальной проекции человека

Категория людей	взрослый в домашней одежде	взрослый в зимней одежде	подросток
средняя площадь горизонтальной проекции, $м^2$	0,1	0,125	0,07

По таблице 3.1 принимаем наихудший вариант, что эвакуация происходит в зимнее время и f = 0,125 $м^2$.

а) Вычисляем среднюю плотность людского потока:

$$D_{ср} = \frac{4 \cdot 0{,}125}{8 \cdot 5} = 0{,}0125 \frac{м^2}{м^2}$$

Определяем время прохождения каждого участка пути.

Участок 1 (проход), l_1 = 36 м. Плотность людского потока:

$$D_1 = D_{ср} = 0{,}0125\ м^2/м^2$$

б) из таблицы Д.1 определяем интенсивность движения людского потока на участке q_1 = 6,2 м/мин; скорость движения людского потока V_1 = 92 м/мин.

в) Время прохождения участка:

$$t_1 = \frac{l_1}{V_1} = \frac{8}{92} = 0{,}086\ мин$$

г) По таблице Д.2 находим допустимое время эвакуации:

$$t_{доп} = 0{,}5 \text{ мин}$$

Проверяем условие безопасности:

$$t_р \le t_{доп}$$
$$0{,}086 \le 0{,}5$$

Условие безопасности выполняется.

5 БИЗНЕС-ПЛАН

5.1 Резюме

Для снижения капитальных затрат на развитие спутниковой связи необходимо использовать быстро разворачиваемые радионавигационные системы. Радиус покрытия одной базовой станции оборудование Trimble составляет до 135 км, что является эффективным в условиях средней плотности населения и большей протяженности территории Казахстана.

Данный проект финансирует компания «KAZSAT-1». Для реализации данного проекта необходимо капитальное вложение в размере 7 381 080 тенге. Сумма затрат за год и составит фактическую производственную себестоимость или величину годовых эксплуатационных расходов, в нашем случае эксплуатационные расходы составили 2 694 062 тенге. В результате внедрения мы получим высокий и стабильный доход, в размере 20 566 000 тенге.

5.2 Маркетинговый план

Центральной задачей маркетинговой службы является исследование рынка. Ее оптимальное решение позволяет найти наиболее выгодные варианты сбыта приобретенной продукции. Одной из основных задач

маркетинговой деятельности является установление своих главных конкурентов на рынке. Телекоммуникационный рынок Казахстана представлен значительным числом операторов. Прирост выданных лицензий за последний год говорит о высоком интересе к этому рынку.

Основные направления деятельности компании соответствуют Концепции развития телекоммуникаций Республики Казахстан, Концепции Национальной инфраструктуры, стратегической программе «Казахстан-2030» Спутниковая связь в настоящее время является одной из самых динамично развивающихся в мире.

5.3 Производственный план

Для осуществления данного проекта необходимо будет установить две базовой станции фирмы Trimble BS–5700L1+L2. Выбор именно этого производителя оборудования обусловлен относительно не дорогой стоимостью оборудования, отличными техническими характеристиками, совместимостью с другим оборудованием.

А также установить контроллер Recon, для контроля и управления базовыми станциями. Также для реализации проекта необходимо наличие следующих специалистов:

а) технический персонал (инженеры) с высшим радиотехническим образованием, которые будут заниматься наладкой оборудования и его эксплуатацией;

б) операторы, следящие за функционированием сети.

Финансирует и координирует проект компания " KAZSAT-1".

5.4 Финансовый план

В данном разделе излагается план получения средств для расширения, модернизации предприятия и других проектов. Так же он включает в себя расчет общих капитальных затрат, доходов, эксплуатационных расходов, прибыли, рентабельности и срока окупаемости.

Целью данной разработки является получение максимальной прибыли, при минимальных издержках и высоком качестве предоставляемых услуг, с учетом того, что бы цена была приемлемой для пользователей.

Далее представлены расчеты, показывающие стоимость внедрения, экономическую эффективность использования и срок окупаемости.

5.5 Капитальные затраты

Капитальные затраты определим по формуле (5.1):

$$К = Ц + К_{тр} + К_{мон} + К_{пл} + К_{зап} \qquad (5.1)$$

где Ц – цена на приобретение оборудования;
$К_{тр}$ – стоимость перевозки к месту эксплуатации;
$К_{мон}$– стоимость монтажа прибора на месте;
$К_{пл}$ – стоимость занимаемой площади;
$К_{зип}$ – стоимость запаса именных частей.

Для организации данного проекта понадобится следующее оборудование:

Таблица 5.1 – Стоимость оборудования

Наименование оборудования	Количество, шт	Стоимость, тг	Сумма, тг
Базовая станция	2	1 562 500	3 125 000
Распределительный кабинет	1	500 000	1 000 000
Антенна Satellite KS-3112	1	98 000	98 000
Server	1	1 500 000	1 500 000
Комплект кабелей питания и фидеров	2	70 000	140 000
Контроллер Recon	1	500 000	500 000
ИТОГО			6 363 000

Таким образом, цена на приобретение оборудования составляет:

Ц = 6 363 000 тг.

Стоимость перевозки к месту эксплуатации Ктр составляет 2% от цены системы:

$$К_{тр} = Ц \cdot 0.02 = 6363000 \cdot 0.02 = 127260 \text{ тг.}$$

Стоимость монтажа прибора на месте составляет 5% от цены системы:

$$K_{мон} = Ц \cdot 0{,}05 = 6363000 \cdot 0{,}05 = 318150 \text{ тг.}$$

Стоимость запаса именных частей Кзип составляет 3% от цены системы:

$$K_{зип} = Ц \cdot 0{,}03 = 6363000 \cdot 0{,}03 = 190890 \text{ тг.}$$

Стоимость занимаемой площади Кпл составляет 6% от цены системы:

$$K_{ïë} = Ö \cdot 0{,}06 = 6363000 \cdot 0{,}06 = 381780 \text{ тг.}$$

Откуда капитальные затраты равны:

K = 6363000 + 127260 + 318150 + 190890 + 381780 = 7381080 тг.

5.6 Расчет годовых эксплуатационных расходов

Эксплуатационные расходы определим по формуле:

$$Э_р = ЗП + С_н + А + М + С_{эл} + С_{адм} + С_р \ , \qquad (5.2)$$

где $ЗП$ – основная и дополнительная заработная плата персонала, обслуживающего прибор (устройство, систему) или объект связи с отчислением на социальное страхование и фонд занятости;

$С_н$ – социальный налог;

$А$ – амортизационные отчисления;

$М$– затраты на материалы и запасные части;

$С_{эл}$ – электроэнергия со стороны производственных нужд;

$С_{адм}$– прочие административные управленческие и эксплуатационные расходы;

$С_р$ – затраты на рекламу.

Для вычисления заработной платы приведем среднемесячные оклады обслуживающего персонала, которые сведем в таблицу 5.2

Таблица 5.2 – Заработная плата обслуживающего персонала

Наименование должности	Количество, чел	Месячная заработная плата, тг	Годовая заработная плата, тг
Инженер-энергетик	1	100 000	1 200 000
Системный администратор	1	90 000	1 080 000
Операторы	2	60 000	1 080 000
Итого	4		3 360 000

Основная заработная плата за год составит:

$ЗП_{осн} = 3360000$ тг.

В годовой фонд заработной платы включается дополнительная заработная плата (работа в праздничные дни, сверхурочные и т.д.) в размере 30% от основной заработной платы.

$$ЗП_{доп} = ЗП_{осн} \cdot 0,3 = 3360000 \cdot 0,3 = 1008000 \text{ тг.}$$

При расчете фонда заработной платы следует учесть премии для выплаты рабочим (25%):

$$П = ЗП_{осн} \cdot 0,25 = 3360000 \cdot 0,25 = 840000 \text{ тг.}$$

Заработная плата складывается из основной и дополнительной заработной платы:

$$ЗП = ЗП_{осн} + ЗП_{доп} + П \ , \qquad (5.3)$$

$$ЗП = 3360000 + 1008000 + 840000 = 5208000 \text{ тг.}$$

Социальный налог составляет 13 % от общей заработной платы:

$$C_{н} = (ЗП - 0,1 \cdot ЗП) \cdot 0,13 = (3360000 - 336000) \cdot 0,13 = 393120 \text{ тг}$$

Амортизация составляет 15% от цены:

$$A = Ц \cdot 0,15 = 6363000 \cdot 0,15 = 954450 \text{ тг.}$$

Затраты на материалы и запасные части находятся в размере 2% от стоимости коммутационного оборудования:

$$M = Ц \cdot 0,02 = 6363000 \cdot 0,02 = 127260 \text{ тг,}$$

Затраты на электроэнергию рассчитаем по следующей формуле:

$$C_{эл} = W \cdot T \cdot S \ , \qquad (5.4)$$

где W – потребляемая мощность станций, W = 4.5 кВт;

T – количество часов работы оборудования в год;

S – стоимость киловатт-часа электроэнергии, S =12,22 тг/кВт час.

Откуда:

$$C_{эл} = 4.5 \cdot 8760 \cdot 12.22 = 481712,4 \text{ тг.}$$

Стоимость прочих расходов составляет 30% от годового фонда заработной платы:

$$C_{адм} = ЗП \cdot 0,3 = 520800 \cdot 0,3 = 156240 \text{ тг.}$$

Таким образом, эксплуатационные расходы составят:

$$Э_Р = ЗП + С_н + А + М + С_{эл} + С_{адм} + Р \quad (5.5)$$

$$Э_Р = 520800 + 393120 + 954450 + 127260 + 481712{,}4 +$$

$$+ 156240 + 300000 = 2933582{,}4$$

Результаты заносим в таблицу:

Таблица 5.3 – Эксплуатационные затраты

Показатель	Сумма, тенге	Уд.вес, %
ЗП	520800	19,3
Отчисления на социальные нужды	393120	14,6
Амортизационные отчисления $А_0$	954450	35,4
Затраты на материалы и запасные части	127260	4,7
Затраты на электроэнергию	481712,4	9,1
Прочие административные, управленческие и эксплуатационные расходы	156240	5,7
Затраты на рекламу	300000	11,2
Всего	2933582,4	100

5.7 Расчет доходов от основной деятельности

Рассчитаем доходы предприятия от реализации услуг, а также прибыль от основной деятельности.

Оценка доходов будет происходить следующим образом:

- доходы от подключения;
- доходы от абонентской платы.

Первоначальное количество абонентов будет составлять 28000.

Пользователями данной услуги будут являться как юридические (30% от первоначального количества абонентов) так и физические лица (70%).

Таким образом, доходы оператора будут складываться из следующих составляющих:

$$Д = Д_{юр.лиц} + Д_{физ.лиц}, \quad (5.6)$$

где $Д_{юр.лиц}$ – доходы от юридических лиц;

$Д_{физ.лиц.}$ – доходы от физических лиц.

Таблица 5.4 – Тарифы на подключение

Абоненты	Стоимость без учета НДС, тг.	Стоимость с учетом НДС, тг.
Физические лица	500	565

Юридические лица	1000	1130

Откуда вычислим доход за подключение абонентов по формуле:

$$Д_{подк.} = N \cdot Т_{подк.} \quad (5.7)$$

где $Т_{подкл}$ - стоимость подключения и проведение инсталляционных работ на стороне абонента из таблицы 5.4;

N - количество абонентов

Для физических лиц:

$$Д_{физ.лиц} = 19600 \cdot 565 = 11074000 \text{ тг.}$$

Для юридических лиц:

$$Д_{юр.лиц} = 8400 \cdot 1130 = 9492000 \text{ тг.}$$

Получаем:

$$Д = Д_{юр.лиц} + Д_{физ.лиц} = 11074000 + 9492000 = 20566000 \text{ тг}$$

5.8 Расчет экономической эффективности

Прибыль – это разность валового дохода и суммы эксплуатационных затрат на производство, то есть:

$$П = Д - С \quad (5.8)$$

где доход равен 20566000 тенге,
эксплуатационные затраты составляют 2863382 тенге;

$$П = 20566000 - 2933582{,}4 = 17632417{,}6 \text{ тенге}$$

Экономическая эффективность производства показывает, какую часть денежных средств ежегодно возвращает предприятие от суммы вложенных средств.

Для расчета срока окупаемости необходимо знать величину рентабельности.

$$П_{чист} = П \cdot 0{,}7 \quad (5.9)$$

$$П_{чист} = 17632417{,}6 \cdot 0{,}7 = 12342692{,}32 \text{ тенге.}$$

Фонд накопления (ФН) состоит из 70% от прибыли:

$$ФН = П_{чист} \cdot 0,7 \qquad (5.10)$$

$ФН = 12342692,32 \cdot 0,7 = 8639884,6$ тенге.

Ожидаемое чистое денежное поступление:

$$ОЧДП = ФН + А, \qquad (5.11)$$

$ОЧДП = 8639884,6 + 954450 = 9594334,6$ тенге.

Срок окупаемости – это величина, показывающая, за какой период времени произойдет возврат денежных средств (капитальных вложений), затраченных на организацию предприятия.

Экономический эффект:

$$Т_{ок} = \frac{К_{вл}}{ФН + А_0}, \qquad (5.12)$$

$$Т_{ок} = \frac{7381080}{9594334,6} = 0.8 \text{ лет}$$

В данном расчете период окупаемости инвестиций с учетом без дисконтирования наступит через восемь месяцев.

Все экономические показатели по проекту представлены в таблице 5.6.

Таблица 5.6 – Показатели экономической эффективности

Наименование статей затрат	Показатели
Капитальные вложения, тенге	7381080
Эксплуатационные расходы, тенге	2933582,4
Доход от основной деятельности, тенге	20566000
Прибыль, тенге	17632417,6
ОЧДП, тенге	9594334,6
Срок окупаемости без дисконтирования, год	0.8

Заключение

Спутниковая система работает в любых погодных условиях по всему миру 24 часа в сутки. Вы можете использовать его с высокой степенью точности, чтобы определить положение и скорость движущихся объектов. В расчете платежа порадионавигационного поля, которые определяют необходимую мощность для передатчика космических аппаратов стабильной и надежной передачи сигнала. Также определяется расчет радио энергия "вниз", результатом которого является определение гарантированного минимума мощности сигнала космического аппарата, получаемая пользователем оборудования в диапазоне частот и -161 дБВт. Важным в этой работе, чтобы определить ошибку из-за ослабления сигнала в разных слоях атмосферы, зная значения ошибок, мы можем внести необходимые корректировки в определении координат местоположения объекта.

Анализируя расчет экономических показателей можно сказать следующее, для реализации этого проекта требует капитальных вложений в размере 7,381,080 тенге. Сумма затрат за год и будет фактическая стоимость производства или объема ежегодных эксплуатационных расходов, в нашем случае, операционные расходы составили 2,694,062 тенге. Наибольший удельный вес расходов на амортизацию до структуры эксплуатационных расходов - 35%. Чистая прибыль от сети будет введение 17,868,938 тенге. По результатам расчета, экономическая эффективность проекта является прибыльным. В разделе "безопасности жизнедеятельности", рассчитаны минимальные расстояния при работе с оборудованием. Также разработаны естественное и искусственное освещение на рабочем месте, рассматриваются общую позицию для эвакуации поведения

Список литературы

1 Акимов А. А. Буравин А.Е. "Связь и навигация. Интеграция услуг, журнал системы и средства связи 2000 г. № 3-4.

2 Конин В. В., Спутниковые системы связи, навигации, наблюдения. К.: кафедра АНС. 2007. - 339с.

3 Ерёмин Д.И., Понятов Ю.А., Торчик В.В., Статья «Опыт применения и перспективы использования низкоорбитальных спутниковых систем связи». 12.12.2012.http://vestnik.kazntu.kz/files/newspapers/(дата обращения: 16.11.2013)

4 Васильев И.В., Козин И.Д., Козин В.И., Федулина И.Н.. Концепция глобального мониторинга ионосферы. Известия НАН РК, серия физико-математическая, 2004 №4, с. 139-144.

5 ADS-B transponders on future satellites Iridium NEXT. Navigation MAC Francis Fustier's Weblog Categories: Navigation.17.12.2014.http://blog.francis-fustier.fr/en/des-transpondeurs-ads-b-sur-les-futurs-satellites-iridium-next/ (датаобращения: 03.11.2013)

6 Iridium NEXT (Hosting Payloads on a Communications Constellation). Earth Observation Portal. Directory - Sattelite Missions. https://directory.eoportal. org/ web/eoportal/satellite-missions/i/iridium-next (датаобращения: 20.12.2013)

7Тузов Г. И., Сивов В. В., Прытков В. И. и др. Помехоустойчивость радиосистем со сложными сигналами М.: Радио и связь, 1985.

8Финк Л. М. Сигналы, помехи, ошибки... Заметки о некоторых неожиданностях и заблуждениях в теории связи М.: Радио и связь, 1984.

9Экстремальная радионавигация Под ред. Р.И. Полонникова и В.П. Тарасенко. Наука, Гл. редакция физико-математической литературы, М., 1978, 280 с.

10Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. /М.: Эко-Трендз, 2000, с. 260

11NetCracker Professional 3.1. Обучающаяпрограмма. - 40 с. csd.faculty. ifmo.ru/files/netcracker_professional_31.doc.

12ХарченкоВ.П., БарабановЮ.М., ГреховА.М., МоделюваннявсередовищіNetcracker Professional 4.1 передачіADS-B повщомленьчерезсупутниковийканалкомушкацпiridium. 1нформацшштехнологи. ВюникНАУ. 2012. №1

13 Калькулятор расчета азимута и угла местаhttp://satcalc.ru.(дата обращения: 14.03.2015)

14 Интернет - сервис для отслеживания спутников в реальном времени www.n2yo.com(дата обращения: 20.03.2015)

15 Онлайн - конвертер единиц измерения http://www.translatorscafe.com

16 Охрана труда на предприятиях связи: Учебник для вузов / Под.ред. Н.И. Баклашова. – М.:1982.

17Акинчев Н.В. Общеобменная вентиляция цехов с тепловыделениями. М.Стройиздат,1984. –с. 144

18 http://zipprotekt.ru

19 Экономика связи. /Под ред. О.С. Срапионова – М.: Радио и связь, 1992.