М.Е. Ильченко С.А. Кравчук

# Телекоммуникационные системы на основе высотных аэроплатформ

Киев Наукова думка 2008 Рекомендовано к печати ученым советом Национального технического университета Украины "Киевский политехнический институт" (протокол № 6 от 9 июня 2008 г.)

**Ильченко М.Е., Кравчук С.А.** Телекоммуникационные системы на основе высотных аэроплатформ. – К.: НПП "Издательство "Наукова думка" НАН Украины". – 580 с.: ил.

В монографии с единых позиций представлена теория телекоммуникационных систем на основе высотных аэроплатформ (TCBA). Изложены принципы построения TCBA, описано формирование многосотовых зон покрытия, проанализированы возможности построения на базе TCBA систем широкополосного доступа фиксированной и подвижной служб, рассмотрено формирование межплатформенных линий связи, а также взаимодействие TCBA с другими телекоммуникационными системами. Приведены описания аэроплатформ, дана их классификация. Рассмотрено строение и состав нижних слоев атмосферы (тропосферы и стратосферы), формирование облачности и осадков в зависимости от высоты их расположения. Представлена теория ослабления сантиметровых и миллиметровых волн в тропосфере и стратосфере.

Для научных и инженерно-технических работников, специалистов в областях беспроводных телекоммуникаций, микроволновой техники и авиации, аспирантов, студентов радиотехнических и телекоммуникационных специальностей высших учебных заведений.

У монографії з єдиних позицій подано теорію телекомунікаційних систем на основі висотних аероплатформ (TCBA). Викладено принципи побудови TCBA, описано формування багатостільникових зон покриття, проаналізовано можливості побудови на базі TCBA систем широкосмугового доступу фіксованої і рухливої служб, розглянуто формування міжплатформенних ліній зв'язку, а також взаємодію TCBA з іншими телекомунікаційними системами. Подано описання аероплатформ, дано їх класифікацію. Розглянуто будову і склад нижніх шарів атмосфери (тропосфери і стратосфери), формування хмарності й опадів залежно від висоти їх розташування. Подано теорію ослаблення сантиметрових і міліметрових хвиль у тропосфері і стратосфері.

Для наукових і інженерно-технічних працівників, фахівців в областях безпровідних телекомунікацій, мікрохвильової техніки і авіації, аспірантів, студентів радіотехнічних та телекомунікаційних спеціальностей вищих навчальних закладів.

This monograph presents a unified theory of High Altitude Platform Station (HAPS)-based telecommunications systems. The principles of HAPS design are explored, as well as multi-cellular coverage zones formation. The analysis of the possibility of HAPS-based systems of stationary and mobile services broadband access development is addressed. The book considers inter-platform communication lines, and HAPS interaction with other communications systems. The authors also discuss aero-platforms' description and classification. The structure and composition of lower atmosphere layers (troposphere and stratosphere), height-dependent cloud and precipitation formation are addressed. The theory of centimeter and millimeter waves attenuation in troposphere and stratosphere is suggested.

The book should be of interest to engineers, those in the fields of wireless communications, microwave technology and aviation, PhD candidates, under- and graduate students majoring in radio engineering and telecommunications.

Рецензенты: *С.Г. Бунин*, д-р техн. наук *К.С. Сундучков*, д-р техн. наук

Редакция физико-математической и технической литературы

Редактор П.Я. Степаненко

ISBN 978-966-00-0715-4

© М.Е. Ильченко © С.А. Кравчук, 2008

#### СОДЕРЖАНИЕ

Введение	9
Список литературы	17
Список сокращений	
ГЛАВА 1. Общие принципы построения телекоммуникационных систем	
на основе высотных аэроплатформ	
1.1. Структурно-функциональное построение ТСВА	
1.2. ТСВА как система широкополосного беспроводного доступа	
1.2.1. Широкополосный беспроводный доступ	
1.2.2. Широкополосные системы мобильной связи	30
1.2.3. Локальные компьютерные радиосети	31
1.2.4. Системы фиксированного широкополосного беспроводного доступа	33
1.3. Некоторые особенности реализации ТСВА	38
1.3.1. Организация радиолинии на участке "наземная станция-СВА"	38
1.3.2. Доплеровское смещение частоты	40
1.4. Построение региональной телекоммуникационной	инфра-
структуры на основе ТСВА	43
1.4.1. Основные положения	43
1.4.2. Спутниковые коммуникации	44
1.4.3. Уровень ТСВА	44
1.4.4. Наземные СШР	45
1.4.5. Уровень доступа к ВОЛС	46
1.5. Выводы	47
Список литературы	48
ГЛАВА 2. Состав и строение атмосферы	50
2.1. Строение атмосферы по высоте	50
2.2. Основные параметры воздуха по высоте	55
2.3. Облака	60
2.4. Конденсация и осадки	
2.5. Турбулентность в атмосфере	
2.6 Выволы	75
Список литературы	
I ЛАВА 3. Аэроплатформы для телекоммуникационных систем	
3.1. Концептуальные положения	
3.2. Аэроплатформы на базе аэростатов	
3.2.1. Основные принципы полета аэростатов	81
3.2.2. Свободные и привязные аэростаты	
3.2.3. Дирижабли	101
3.3. Аэроплатформы на базе самолетов	124
3.4. Выводы	151
Список литературы	152

ГЛАВА 4. Теория ослабления сантиметровых и миллиметровых волн	
в тропосфере и стратосфере	
4.1. Основные определения	
4.2. Обобщенная модель ослабления радиоволн в атмосфере	155
4.3. Молекулярное поглощение в атмосферных газах	
4.4. Учет атмосферной рефракции	
4.5. Поглощение и рассеяние излучения частицами	
4.5.1. Общие положения	
4.5.2. Рассеяние электромагнитной волны на диэлектрической сфере	169
4.6. Ослабление в облаках	
4.7. Ослабление радиоволн в тающем слое	
4.8. Ослабление в дожде	
4.8.1. Особенности распространения энергии микроволнового диапазона в дожде	
4.8.2. Модель однородного дождя для расчета коэффициентов ослабления	
4.8.3. Прогнозирование ослабления радиоволн на основе	простран-
ственных моделей зон дождя	199
4.9. Рассеяние на гидрометеорах	214
4.9.1. Фазовый сдвиг при распространении радиоволны в дожде	
4.9.2. Индикатрисы рассеяния единичного объема дождя	
4.9.3. Эффекты деполяризации	
4.10. Гропосферная сцинтилляция	
4.11. Выводы	
Список литературы	
ГЛАВА 5. Описание типовой ТСВА в рамках фиксированной службы	230
5.1. Общие положения	230
5.2. Значение минимального рабочего угла места АТ	при формиро-
вании зоны покрытия ТСВА	
5.3. Зоны покрытия ТСВА и требования к антенным системам ее станции	
5.4. Автоматическая регулировка мощности передатчика	
5.5. Экранирующее влияние аэроплатформы на обратное	излучение 238
5.6. Готовность радиолиний к работе	
5.7. Верхняя граница количества одновременно передаваемых	несу-
щих в диапазоне 2731 ГГц	
5.8. Внеполосное излучение передатчика наземной	станции ТСВА
на частоте 3111Ц	
5.8.1. Расчетные параметры 5.8.2. Результаты измерений	
5.0.2. Гезультаты измерении 5.9 Примеры бюлжетор ралиолиций	
5.10. Выволы	

ГЛАВА 6. Формирование зоны обслуживания ТСВА	
6.1. Геометрия зоны покрытия ТСВА	
6.2. Влияние отхода главной оси ДН бортовой	
антенны СВА на работу системы	
6.2.1. Основные положения расчетной модели	
6.2.2. Расчет угла девиации	
6.2.3. Представление ДН антенных систем наземных станций	
6.2.4. Вариации ЭИИМ и <i>G/T</i> в пределах диапазона положения аэроплатформы	изменения 265
6.3. Способы коррекции отклонения ДН бортовой антенны платформы при ее движении	аэро- 269
6.4. Прогнозирование зоны покрытия ТСВА с учетом интерференции	
6.4.1. Модель круглых ячеек и одинаковых антенных элементов	
6.4.2. Численный метод определения интерференции	
6.5. Оптимизация антенной системы СВА	
6.5.1. Общие положения	
6.5.2. Упрощенная модель ДН антенны СВА	
6.5.3. Прогнозирование внутриканальной интерференции	
6.5.4. Результаты расчета для 121-сотовой архитектуры	
6.6. Влияние поля апертуры антенны на интерференцию пропускную способность TCBA	и 296
6.7. Повышение эффективности использования спектра	ТСВА посред-
ством применения дополнительных СВА	
6.7.1. Многоплатформенный сценарий	
6.7.2. Характеристики односотовой конфигурации	
6.7.3. Характеристики многосотовой конфигурации	
6.7.4. Пример выигрыша в предоставлении услуг тернету	доступа к Ин- 308
6.8. Бортовые антенные системы СВА	
6.8.1. Использование спутниковых антенных систем	310
6.8.2. Неоднородная планарная антенная решетка со сканирующей ДН	
6.8.3. Дискретная многолучевая линзовая антенная решетка	
6.8.4. многолучевая антенная решетка с цифровым диаграмоооразованием 6.8.5. Некоторые прототицы энтенн для СВА	4
6.8.6. Интеллектуальные антенные системы	
69 Выволы	340
Список литературы	
ГЛАВА 7. Совместное использование частот ТСВА с системами рованной, фиксированной спутниковой, радиоастрономической	фикси- служб и
спутниковой службой исследования Земли	
7.1. Совместное использование частот между ТСВА фиксированной	службы и
традиционными системами фиксированной службы	в полосах ча-
стот 47,247,5 и 47,948,2 ГГц	
7.1.1. Методика анализа	

7.1.2. Технические характеристики станций ТСВА и традиционных	ФС,	принятые
для оценки интерференции		
7.1.3. Анализ интерференции 7.1.4. результаты провеленного знализа		
7.2 Сорместное использование частот ТСВА и тралиционными		системами
фиксированной службы в диапазонах 27,528,35 ГГц	и 313	1,3 ГГц 354
7.2.1. Оценка интерференции от ТСВА на системы фиксированного		бес-
проводного широкополосного доступа типа "точка-многоточ	ıка"	
7.2.2. Оценка интерференции от ICBA на наземные системы ФС точка"		типа точка- 361
7.2.3. Итоги полученных результатов		
7.3. Улучшение зоны действия системы широкополосного досту	па ФС	В
условиях ее совместного использования частот с наземной ТСВА		станцией 
7 4 Сценарий интерференции между СВА и БС использующих од	HV	иту
же технологию <i>WiMAX</i>	,y	
7 5. Интерференции на СВА от отраженной от поверхности Земли	и	0,0
мошности передатчиков базовых станций СШР		
7.6 Состояние и основные параметры спутниковой группировки	r	фиксиро-
ванной спутниковой службы лиапазонов 27 и 48 ГГи	L	382
77 Совместное использование частот системами ФС на основе Т	CRA	и гео-
стационарными системами фиксированной спутниковой	CDA CI	итсо-
пазонах 47,247,5 и 47,948,2 ГГц		
7.7.1. Расчет совместного использования частот системами ФС		на ос-
нове ТСВА и станциями ФСС		
7.7.2. Анализ совместного использования частот системами ФС		на
ОСНОВЕ І СВА И СТАНЦИЯМИ ФСС		
7.9 Humondonouuu ouu uu aua tua may may cucromanu U tuataaana (	 ተር	использу/
7.0. Интерференционный анализ между системами / диапазона ющей ТСВА и ФСС имеющей референсную точку	₽С, мечли ?	использу-
сами восточной долготы	мсладу 2	397 граду
		397
7.8.2. Интерференционный анализ		
7.9. Интерференция от радиолинии вниз ФС ТСВА	на	ралиолинию
вверх ФСС. использующей геостационарные	спутники	в полосе ча-
стот 27,528,35 ГГц	- ,	
7.9.1. Расчетные соотношения для определения интерференции от	TCBA	403
7.9.2. Интерференция от множества (созвездия) СВА		405
7.9.3.Управление мощностью на радиолинии вниз		405
7.9.4. Пример расчета		406
7.10. Анализ интерференции от радиоканала вверх ТСВА фиксиро	ванной	
службы на станции радиоастрономической службы и спутн	иковой	служ-
оы исследования Земли (пассивной) в диапазоне 31,331,8 l	Тц	407
7.10.1. Типичные параметры анализируемых радиосистем		
7.10.2. Модель оценки интерференции между ТСВА и РАС DAC		
ла и почать и поч		

7.10.4. Анализ влияния станций ТСВА на ССИЗ	412
7.10.5. Итоги проведенных исследований	
7.11. Способы ослабления возникновения интерференции в	традици-
онных наземных системах ФС, ФСС, РАС и ССИЗ	415
7.11.1. Усовершенствование диаграмм направленности	416
7.11.2. Увеличение минимального угла места АТ ТСВА	
7.11.3. Естественное экранирование	
7.11.4. Автоматическое регулирование мощностью передачи 7.11.5. Линамическое распределение канадов	
7.12. Выволы	428
Список литературы	
ГЛАВА 8. Межплатформенные линии связи и их применение	431
8.1. Общие положения	
8.2. Геометрия межплатформенных линий связи	433
8.3. Эффект Доплера между аэроплатформами	
8.4. Метод определения расстояния координации совместного	использова-
ния одной частоты на радиолиниях СВА_сп	утник и спутник –
спутник	437
8.5. Построение сети посредством МЛС	440
8.5.1. Одноуровневая полнодоступная узловая сеть	441
8.5.2. Эстафетная передача сопровождения наземных терминалов	в подвиж-
ной сети СВА	
8.5.3. ВОЗМОЖНОСТЬ УЛУЧШЕНИЯ ТРАНСПОРТНОГО УРОВНЯ	448 лля
о.э.ч. гаспределенная маршру гизация широковещательной рассылки многоуровневой <i>IP</i> сети на основе МЛС	для 452
8.6. Оптические межплатформенные линии связи	
8.6.1. Общие положения	
8.6.2. Структура оптического приемопередатчика	461
8.6.3. Основные отличия оптических МЛС от оптоволоконных	микроволновых 462
8.6.4. Параметры оптических приемопередатчиков и их реализация	
8.6.5. Примеры реализации оптических МЛС для	спутниковых си-
СТЕМ	469
8.7. Выводы	475
Список литературы	477
ГЛАВА 9. Построение сети мобильной связи на основе ТСВА	479
9.1. СВА в качестве базовой станции <i>GSM</i>	479
9.1.1. Общие положения. Постановка задач	
9.1.2. Доплеровский спектр	
9.1.3. Результаты моделирования	
9.2. имитационное моделирование радиоканала ТСВА	B
системах мооильной связи	
9.2.1. Модели плотности вероятности для сигнальной флуктуации	
5.4.2. Статистическая модель радиоканала	

9.2.3. Имитационные модели радиоканала	490
9.3. Технологии фиксированного распределения каналов,	использую-
щие перекрытие сот	
9.3.1. Общие положения	
9.3.2. Техника использования перекрытия сот	495
9.3.3. Сценарий и стратегии распределения каналов	499
9.4. Планирование сетей <i>UMTS</i> , в состав которых входит TCBA	504
9.4.1. Проблемы планирования и построения сети UMTS	
9.4.2. Эвристическое решение задачи планирования 9.4.3. Результаты планирования гипотетической сети	
95. Определение интерференционного воздействия СВА на наземную	сото-
вую систему при предоставлении услуг <i>IMT</i> -2000	
951 Общие положения	516
9.5.2. Модель и параметры системы	
9.5.3. Расчет интерференции	
9.6. Выводы	
Список литературы	523
ГЛАВА 10. Примеры построения ТСВА	
10.1. Проект Небесная сота	526
10.2. Проект <i>ARC</i>	530
10.3. Проект БАРС	
10.4. Проект LIBRA компании SkyLINC	
10.5. Проект SPF	
10.6. Проект <i>CAPANINA</i>	
10.7. Проект <i>HALO</i>	
10.8. Экспериментальное развертывание ТСВА на Гаваях	
10.8.1. Метод и предпосылки эксперимента	541
10.8.2. Высота полета и маршрут	545
10.8.3. Результаты экспериментов	546
10.9. Применение ТСВА для создания зоновой системы управления	дорож-
ным движением	550
10.9.1. Общие положения	
10.9.2. Построение системы управления дорожным движением 10.9.3. Аэроплатформы	
10.10 Использование ТСВА в районах белствия	и чрезвычай-
ных ситуаций	
10.10.1. Общие положения	
10.10.2. Дистанционное зондирование	558
10.10.3. Обеспечение средствами связи и вещания	558
10.11. Системы военного назначения	560
10.12. Выводы	568
Список литературы	569
Приложения	571

## ГЛАВА 1

## ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫХ СИСТЕМ НА ОСНОВЕ ВЫСОТНЫХ АЭРОПЛАТФОРМ

## 1.1. Структурно-функциональное построение ТСВА

Общая структурная схема одной соты TCBA приведена на рис. 1.1, *a* [1]. В состав TCBA входят:

- станция на базе высокоподнятой аэроплатформы (CBA), представляющая собой ретранслятор связи, расположенный на аэроплатформе в стратосфере;

- наземная станция согласования с внешними сетями (шлюзовая станция);
- наземная станция управления сетью;
- терминалы воздушных пользователей;
- терминалы наземных пользователей.

Здесь и ниже при описании структуры TCBA используется термин "наземные станции", а не "земные станции" (как в спутниковой связи). Наземными станциями называют станции наземных радиосистем, не предназначенные для связи с космичес-кими объектами и для радиоастрономических целей.

На обслуживаемой территории TCBA обеспечивает прямой обмен разнородным трафиком (голос, данные, видео) между пользователями, а для установления связи с внешними источниками информации и пользователями использует наземные сети общего пользования и спутниковые каналы связи. Зона действия TCBA представляет собой отдельную соту, которая позволяет строить на ее базе многосотовую сеть с обеспечением межсотового трафика исключительно через стратосферную сетку из ряда CBA (рис. 1.1,  $\delta$ ).

В зависимости от реализуемой плотности информационного трафика TCBA формируют следующие зоны обслуживания (рис. 1.2):

- городская (urban) наименьший радиус и наибольшая плотность обслуживания;
- пригородная (suburban) средняя плотность обслуживания;
- сельская (rural) наибольший радиус и наименьшая плотность обслуживания.



**Рис. 1.1.** Структура ТСВА: a - структурная схема одной соты;  $\delta -$  многосотовое построение ТСВА с межплатформенной связью (1 - спутниковая наземная станция; 2 - спутниковая макросота; 3, 11 - наземные станции согласования с внешними сетями и управления сетью ТСВА; 4 - магистральная линия связи; 5 - сота ТСВА; 6 - спутник связи; 7, 9 - аэроплатформа с СВА; 8 - наземные сотовые беспроводные системы; 10 - навигационный спутник)

Структура TCBA интегрируется с разными видами телекоммуникаций. Проводные, главным образом, оптические, системы задействуются через шлюзовую станцию для выхода во внешние сети, а беспроводные — компьютерные радиосети, системы широкополосного радиодоступа — формируют микросоты абонентского доступа в зоне действия TCBA. Для сравнения TCBA с другими телекоммуникационными системами широкополосного доступа их основные характеристики сведены в табл. 1.1. Из табл. 1.1 видно, что TCBA становится конкурентом спутниковой связи, хотя и предусматривает тесное сотрудничество со спутниковыми сетями, пытаясь занять промежуточное место между наземными и спутниковыми широкополосными системами.

Требования к сетевой архитектуре системы зависят от топологии сети, обслуживающей различные сегменты телекоммуникационного рынка. Для обеспечения услуг TCBA могут быть предложены следующие топологии (рис. 1.3):

- сеть доступа - CBA соединяют конечных пользователей с оборудованием базовой сети. Это типичная сетевая конфигурация для широкополосного *Internet* (*Intranet*) и групповых (вещательных) услуг;

– контентное (ассоциативное) распределение – комплекс услуг по предоставлению содержательной информации пользователям сети. Здесь СВА связаны с поставщиками оперативной информации через ядро базовой сети. Контент распределяется через СВА к терминалам конечного пользователя. Данную конфигурацию можно рассматривать как сеть доступа, но для контентного распределения в наземном сегменте (станция-поставщик контентной информации к СВА) необходима высокая пропускная способность;

— магистраль базовой сети (услуги опорной сети) — СВА подключает два пункта в пределах базовой сети. Могут формироваться частные сети типа "точка—точка" (с однонаправленными каналами) как надстройки к базовой, чтобы обеспечивать сетевую устойчивость. Сюда же относятся и межплатформенные подключения;

— частная сеть — CBA подключает двух и более пользователей путем формирования виртуальной частной сети с (или без) обеспечением (я) прямого соединения с базовой сетью. Такая сеть аналогична классической сети VSAT передачи данных.



**Рис. 1.2.** Зоны обслуживания ТСВА: *1* – городская; *2* – пригородная; *3* – сельская



Рис. 1.3. Соединения ТСВА: *1* – аэроплатформа с СВА; *2* – сеть доступа; *3* – магистральная базовая сеть; *4* – частная сеть

Проблемы	Наземные беспровод- ные системы	Спутниковые системы	ТСВА
1	2	3	4
Пригодность и стоимость мо- бильности	Маломощные, с низ- кой стоимостью мо- бильные АТ позволяют обеспечить в неболь- шой соте высокую рентабельность	Специализированные, высокомощные с ма- лым запасом работы батареи АТ вызывают проблемы в отношении рентабельности	Пригодны наземные тер- миналы
Задержка при распространении	Практически отсутст- вует	Значительная задержка при распространении, трудности с голосовой связью	Практически отсутствует
Вредное влияние на здоровье из-за радиоизлучения пользовательских терминалов	Маломощные АТ	Высокие уровни излу- чаемой мощности пер- сональных АТ оказы- вают отрицательное влияние на здоровье	Уровни мощности анало- гичны наземным систе- мам (за исключением по- крытия больших террито- рий)
Технологический риск связи	Апробированные пере- довые технологии и ус- тойчивая индустрия	Неотработанные новые технологии для <i>LEO</i> и <i>MEO</i> ; <i>GEO</i> по своим харак- теристикам все еще от- стает в предоставлении персональной связи	Передовые технологии наземных беспроводных систем с использованием многолучевых антенн; лучшие условия связи благодаря обеспечению для большинства абонен- тов прямой видимости
Время разверты- вания	Развертывание может базироваться на имею- щейся инфраструктуре схожих наземных сис- тем; сильно зависит от рельефа и застройки местности	Работа не может на- чаться, пока не будет развернута вся система	Для начала коммерческой эксплуатации достаточно одной аэроплатформы; от рельефа и застройки местности не зависит
Наращивание системной емкости	Разделение сот увели- чивает емкость систе- мы, но требуется пере- планировка системы, несложная модерниза- ция оборудования	Емкость системы уве- личивается только пу- тем вывода на орбиту нового спутника; не- возможность модерни- зации спутникового оборудования	Емкость увеличивается путем наращивания числа лучей в антенной системе или/и введения дополни- тельной аэроплатформы; оборудование доступно для модернизации на земле
Системные слож- ности из-за дви- жения компонентов системы	Мобильными являются только АТ	Само движение <i>LEO</i> и <i>MEO</i> является источником высокой сложности	Медленное движение, в основном, для стабилиза- ции положения аэроплат- формы

Таблица 1.1. Сравнительные характеристики ТСВА, наземных беспроводных и спутниковых систем

1	2	3	4
Сложность функ- ционирования и стоимость	Хороший баланс меж- ду сложностью и стоимостью	Очень высокая сложность и стоимость из-за необхо- димости периодического запуска спутников	Сложная многолучевая система близка к назем- ным решениям; стои- мость определяет аэро- платформа; оборудова- ние доступно для модер- низации на Земле
"Качество" радио- канала	Многолучевые зами- рания ограничивают дальность связи и ско- рость передачи	Хороший радиоканал в свободном пространстве; большие расстояния ог- раничивают возможности наращивания скорости передачи в системе; "ка- чество" худшее из срав- ниваемых радиосистем	Канал в свободном про- странстве на расстояни- ях, сравнимых с назем- ными
Покрытие площа- дей внутри зданий	Возможно реальное покрытие	В общем случае невоз- можно, за исключением значительного повыше- ния уровня мощности излучения	Возможно реальное по- крытие
Дальность охвата зоны обслуживания	Несколько километров на одну БС	Огромный регион для GEO; глобальный — для LEO и MEO	Сотни километров на аэроплатформу
Совместное ис- пользование частот на поверхности земли	Вызывает зазоры в зо- не покрытия; требует дополнительного обо- рудования	Проблема только при нижних углах места	Схожи со спутниками
Инфраструктура связи и питания	Множество БС, источ- ников питания, кабель- ных систем	Единичная шлюзовая станция, обслуживающая трафик на большой пло- щади	Сравнима со спутниками
Проблемы эстети- ки и здоровья от- носительно вышек и антенн	Требуется множество сайтов для обеспечения покрытия и пропуск- ной способности сети; требуются все более "интеллектуальные" антенны; проводятся публичные дебаты	Земные станции распо- лагаются подальше от густонаселенных райо- нов	Схожи со спутниками
Безопасность отно- сительно летающих объектов	Не рассматривается	Касается немногих поле- тов на орбиту	Большие аэроплатформы могут нести значитель- ный полезный вес на вы- сотах, не пересекающихся с обычной авиацией

### 1.2. ТСВА как система широкополосного беспроводного доступа

Основной задачей TCBA как телекоммуникационной системы является обеспечение пользователям в пределах ее зоны обслуживания так называемого широкополосного беспроводного доступа (ШБД). ШБД предоставляет абонентский доступ к информационным ресурсам с обеспечением скоростей передачи и качества обслуживания, которые не достигаются традиционными системами наземной сотовой телефонной и фиксированной спутниковой связи. Для оценки роли TCBA среди современных телекоммуникационных систем следует более подробно рассмотреть системы широкополосного беспроводного доступа (СШБД).

### 1.2.1. Широкополосный беспроводный доступ

Широкополосный беспроводный доступ (BWA - Broadband Wireless Access) обеспечивает соединения со скоростями передачи свыше 1,544 Мбит/с (T1) или 2,048 Мбит/с (E1). Различают также узкополосный (*Narrow-band*) и расширенный (*Wideband*) беспроводные доступы [2]. При узкополосном доступе (*NWA*) скорости передачи в каналах связи не превышают 64 кбит/с, а при расширенном (*WWA*) составляют от 64 кбит/с до 1,5...2 Мбит/с. Термин *WWA* в настоящее время практически не используется, его заменил *BWA*. Синонимом ШБД стало понятие высокоскоростного беспроводного доступа (*High Rate Wireless Access*).

В зависимости от отношения к службам связи ШБД может быть фиксированным FWA (Fixed Wireless Access), подвижным MWA (Mobile Wireless Access) или переносным NWA (Nomadic Wireless Access).

Системы ШБД, поддерживающие беспроводный обмен более чем одного из следующих видов информации – графики, текста, звука, изображения, данных и видео, называют мультимедийными беспроводными системами *MWS* (*Multimedia Wireless System*).

Структура СШБД в основном строится по звездообразной топологии: одна беспроводная точка доступа (базовая станция) и ряд абонентских терминалов, которым предоставляется внутренний обмен информацией и выход во внешние сети посредством все той же точки доступа.

Для СШБД различают три уровня охвата пользователей: персональный уровень (*Personal Area*) — это уровень систем самого малого радиуса действия (до 10...15 м), которые служат для образования так называемого "бесшнурового" информационного соединения между близко располагаемыми оборудованием и абонентом; местный или локальный (*Local Area*) уровень описывает преимущественно компьютерные сети (от домашних до корпоративных), оборудование которых сосредоточено в определенной локации одного здания или ряда зданий и окружающей их местности; зоновый или городской (метрополии) (*Metropolitan Area*) уровень описывает покрытие радиосистемой определенной местности, которая может быть районом города, городом, кампусом, промышленным центром и даже административным районом.

Основным назначением СШБД является предоставление пользователям наиболее полного широкополосного сервиса (службы). Последний подразумевает определенный перечень услуг, которые должна обеспечить своим пользователям СШБД при соблюдении заданного качества обслуживания (QoS) (табл. 1.2). Здесь IP – Internet Protocol; ATM – Asynchronous Transfer Mode; ТСОП – телефонная сеть общего пользования.

Виды широкополосного сервиса		Скорость передачи кбит/с в потоках:		Коэффи- циент	Задержка,
		прямом	обратном	ошиоки, не более	мс
Видео-	Низкого качества	64	64		
конференции	Среднего качества	2048	384		
	Высокого качества	8448	2048	$10^{-8}10^{-10}$	100
Видео	По требованию	32004096	1664		
и телевиде-	Вещание	8448	_		
ние	Репортажное	64	8192		
Голос	<i>IP</i> трафик	64	1664	•	
	Обычный телефон, ISDN	64	64	10 <sup>-6</sup>	10
	Стык с ТСОП	2048	2048		
Интернет-	Низкого качества	32512	864		100
данные	Среднего качества	5122048	64512	$10^{-8}10^{-10}$	50
	Высокого качества	20488192	5122048		5
Транспорт-	Стык с сотовой связью	2048	2048		10
ный уровень	Стык с ЛКР	84448	8448	$10^{-10}$	50
	Стык с АТМ	25600	25600		_
	<i>DVB</i> с мультиплексированием	34368	_		100

Таблица 1.2. Перечень услуг широкополосного доступа



Рис. 1.4. Классификация СШБД

СШБД можно подразделить на три основных вида (см. рис. 1.4). Это – локальные компьютерные радиосети (ЛКР), системы фиксированного широкополосного беспроводного доступа (СФШБ) и широкополосные системы мобильной связи (ШСМС).

### 1.2.2. Широкополосные системы мобильной связи

В настоящее время ШСМС, или *MBS* (*Mobile Broadband Systems*), представляют собой системы 3-го поколения мобильной связи стандартов *WCDMA* и *CDMA*2000, позволяющие производить информационный обмен со скоростью передачи 2 Мбит/с между абонентскими терминалами, перемещающимися с небольшой скоростью (пешехода). Для систем мобильной связи четвертого поколения рассматриваются проекты ШСМС со скоростями передачи свыше 10 Мбит/с [3]. Такими проектами в Европе являются система *MEDIAN* и система для передовых мобильных широкополосных применений *SAMBA* (*System for Advanced Mobile Broadband Applications*), предназначенные для работы в миллиметровом диапазоне волн на небольших расстояниях [2].

Значительно повысить пропускную способность (до сотен Мбит/с) систем мобильной связи призвана технология пространственно-временно-частотной обработки MIMO (Multiple Input Multiple Output) и алгоритмы ее реализации BLAST (Bell Labs Layered Space-Times), PARC (Per Antenna Rate Control) и  $PU^2RC$  (Per User Unitary Control) и др. [4–6].

Систему с *MIMO* можно рассматривать как систему связи с несколькими пространственными каналами. Причем все каналы работают в одной и той же полосе частот в одно и то же время и разделяются только за счет пространственного разнесения излучающих и приемных антенн. Возможность организации многих пространственных каналов объясняет высокую спектральную эффективность таких многоантенных систем.

Технология *MIMO* позволяет уменьшить число ошибок при радиообмене данными без снижения скорости передачи в условиях множественных переотражений сигналов. Также при этом достигается: расширение площади покрытия радиосигналами и сглаживание в ней мертвых зон; использование нескольких путей распространения сигнала, что увеличивает вероятность работы по тем трассам, на которых меньше проблем с замираниями, переотражениями и т.п.; увеличение пропускной способности линий связи за счет формирования физически различных каналов (разделенных пространственно, с помощью ортогональных кодов, частот, поляризационных мод).

Кроме этого применение *MIMO* позволяет создавать новые структурные решения для радиосистем. Так, комбинация традиционных распределенных антенных систем и *MIMO* формирует новый вид распределенных *MIMO* систем, в которых антенные элементы приемопередатчика базовой станции разнесены по территории соты. В другой архитектуре создается виртуальная антенная решетка посредством совместного объединения антенн группы ретрансляторов, в качестве которых выступают терминалы пользователей с одной антенной. Такая виртуальная антенная решетка позволяет в пределах соты реализовывать *MIMO* канал между базовой станцией и пользователями, а также обычные радиоканалы между пользователями.

#### 1.2.3. Локальные компьютерные радиосети

Наиболее востребованным к настоящему времени видом СШБД являются локальные компьютерные радиосети (ЛКР), или *RLAN* (*Radio Local Area Networks*). Это одно из наиболее общих понятий, введенное и регламентированное согласно Рекомендации *F.*1244. Под ЛКР подразумевают радиосети подвижной и/или фиксированной служб, обеспечивающие связь между компьютерным оборудованием и реализацию разнообразного широкополосного сервиса, особенно в части передачи компьютерных данных. Радиосистемы, которые в соответствии с Рекомендацией *F.*1244 могут быть отнесены к ЛКР, представлены в табл. 1.3.

Наименование системы	Диапазон частот, ГГц	Скорость передачи, Мбит/с	Проект, разработчик
	Персонал	ьный уровень	
IEEE 802.15.1 Bluetooth	2,4	~1	LMSC
IEEE 802.15.3 WPAN	2,4	20	LMSC
	5,155,25	55	
IEEE 802.15.4 ZigBee	0,866; 0,915; 2,4	0,256	ZigBee Alliance
HomeRF	2,4	15	HomeRF Consortium
UWB	25	100500	Xtreme Spectrum Inc.
	Местный	й уровень	
<i>IEEE</i> 802.11	2,42,483	1; 2	LMSC
IEEE 802.11a	5,155,25	6; 9; 12; 18; 24; 36;	LMSC
	5,255,35	48; 54	
	5,7255,825		
<i>IEEE</i> 802.11 <i>b</i>	2,42,483	1; 2; 5,5; 11	LMSC
HIPERLAN1	5,155,25	20	BRAN
	5,255,35		
HIPERLAN2	5,155,35 5,475,725	6; 9; 12; 18; 27; 36; 54	BRAIN

Таблица 1.3. Характеристики ряда ЛКР

Персональный уровень ЛКР составляют радиосистемы малого радиуса действия с уровнями выходной мощности передатчиков не более 200 мВт. Наиболее известным проектом по созданию маломощных радиосистем, использующих метод передачи шумоподобного сигнала (ШПС) со скачкообразным переключением частот *FHSS* 

(Frequency Hopping Spread Spectrum), является Bluetooth (стандарт IEEE 802.15.1). Системы Bluetooth призваны обеспечить связь между компьютерным оборудованием, мобильными телефонами и другими портативными терминалами на расстояниях до 10 м.

Дальнейшим развитием Bluetooth служит разработка более высокоскоростного стандарта *IEEE* 802.15.3, называемого беспроводной персональной компьютерной сетью WPAN (Wireless Personal Area Network). WPAN, используя высокоуровневые виды модуляции (16/32/64 KAM), в диапазоне 2,4 ГГц должна обеспечить скорость передачи 20 Мбит/с, а в диапазоне 5,15...5,25 ГГц – 55 Мбит/с.

По мнению ZigBee Alliance, ускорением продвижения беспроводных персональных средств должна стать минимизация их стоимости даже за счет снижения пропускной способности радиоканала. Для этих целей была предложена дешевая технология под названием ZigBee, обеспечивающая скорость передачи 256 кбит/с.

Разработкой всех стандартов ШБД серии *IEEE* 802 занимается Комитет по стандартизации локальных и зоновых компьютерных сетей *LMSC* (*LAN MAN Standards Committee*) при *Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.* (*IEEE*).

Дополнением к ЛКР персонального уровня стала новая технология сверхширокополосного доступа *UWB* (*Ultra-Wideband*). В противоположность радиоинтерфейсам *IEEE* 802.15 и *IEEE* 802.11, работающим в относительно узкой полосе частот, системы *UWB* (изначально применявшиеся в радарной технике) передают короткие широкодиапазонные импульсы с крутыми фронтами. На расстоянии около 5 м может быть достигнута пропускная способность от 400 до 500 Мбит/с.

Большим многообразием видов систем отличается местный (локальный) уровень ЛКР, где особо следует выделить радиосети на основе стандарта *IEEE* 802.11 и его модификаций [7].

Наряду со стандартами *IEEE* интенсивно разрабатывается европейский проект сетей широкополосного радиодоступа *BRAN* (*Broadband Radio Access Networks*), в рамках которого для ЛКР рекомендованы стандарты так называемых локальных компьютерных радиосетей с высокими эксплуатационными характеристиками *HIPERLAN* (*High Performance Radio Local Area Networks*) [8].

Для обеспечения высокой надежности и высоких скоростей передачи данных в сетях *HIPERLAN* необходима прогнозируемая обстановка с точки зрения совместного использования частот. Поэтому для *HIPERLAN* были определены лицензионные полосы частот в диапазоне 5,15...5,35 ГГц.

Первый стандарт *HIPERLAN*1 является практически полным аналогом стандарта *IEEE* 802.11. Ориентация на построение телекоммуникаций на единой основе с использованием пакетной и *ATM* технологий послужила толчком к разработке *HIPERLAN*2 в рамках европейского проекта *IP* сетей широкополосного радиодоступа *BRAIN* (*Broadband Radio Access for IP Based Networks*). Между *HIPERLAN* типов 2 и 1 существуют два главных различия. *HIPERLAN*1 не поддерживает *QoS*, а *HIPERLAN*2 – поддерживает, используя для этого централизованный планировщик. Физический уровень *HIPERLAN*1 основывается на *GMSK*, а *HIPERLAN*2 – на *OFDM*, что и позволяет последнему поддерживать скорости передачи до 54 Мбит/с.

Главное отличие *HIPERLAN2* от *IEEE* 802.11a состоит в том, что все стандарты *IEEE* 802 используют на своем *MAC* уровне множественный доступ с контролем несущей и избежанием коллизий *CSMA/CA* (*Carrier Sense Multiple Access with Collision Avoidance*), который походит на спецификацию проводного *Ethernet*, только вместо определения столкновений предусмотрено их предотвращение. Тогда как *HIPERLAN2* использует централизованный планировщик (распределитель) *MAC* уровня, основанный на беспроводной *ATM*.

### 1.2.4. Системы фиксированного широкополосного беспроводного доступа

СФШБ представляют, пожалуй, самый многообразный вид СШБД, отличительной особенностью которых является стремление к предоставлению в пределах своей рабочей зоны полного набора широкополосных услуг.

СФШБ можно подразделить на три больших группы: ТСВА, наземные системы широкополосного радиодоступа СШР (*BRAS – Broadband Radio Access System*) и беспроводные оптические системы в свободном пространстве БОССП (*FSOW – Free-Space Optical Wireless*).

Беспроводные оптические системы в свободном пространстве. БОССП представляют собой системы беспроводного доступа, соединения в которых образуются с помощью лазерных лучей, распространяющихся в свободном пространстве [9, 10]. Главными достоинствами этих систем являются их полная совместимость с оптоволоконными технологиями и возможность обеспечения беспроводного доступа со скоростями передачи 125...1028 Мбит/с на расстояния до 5 км. Такие системы не имеют вредных электромагнитных излучений, а для их эксплуатации не требуются специальные разрешения и лицензии. Однако, практическое применение БОССП ограничено трудностями построения передающей части и поддержания соосности узконаправленной линии связи.

Системы широкополосного радиодоступа. Системы широкополосного радиодоступа начинают свою историю с середины 60-х годов, когда в США была создана телевизионная двухканальная многоточечная распределительная служба *MDS* (*Multipoint Distribution Service*) в диапазоне частот 2,150...2,162 ГГц. Ей на смену в 1983 г. Федеральная служба связи США ввела многоканальную систему *MMDS* (*Multichannel MDS*) в полосе частот 2,5...2,686 ГГц с возможностью трансляции до 30 программ телевидения. Обе эти системы используют для передачи амплитудную модуляцию (AM), что обеспечивает простой прием абонентами телесигнала, но требует повышенных уровней мощности передатчиков.

В 1986-89 гг. возросшие потребности в качественном местном многопрограммном телевидении и загруженность дециметрового диапазона различными радиослужбами вызвали необходимость разработки новых телевизионных распределительных систем с использованием частотной модуляции (ЧМ): в США – это локальная многоточечная распределительная служба *LMDS* (*Local MDS*) с рабочим диапазоном частот 27,5...29,5 ГГц и в Британии – многоточечная служба распределения телевидения *MVDS* (*Multipoint Video Distribution Service*) диапазона 40,5...42,5 ГГц [11]. Уже в 1993 г. для таких распределительных систем Британским агентством по радиосвязи (*UK Radiocommunications Agency*) была принята спецификация *MPT* 1550, которая регламентирует использование технологии спутникового вещания с частотно-модулированным сигналом для наземных систем [12].

В 1994 г. в Украине начала свою работу в диапазоне частот 11,7...12,5 ГГц первая отечественная распределительная система МИТРИС (микроволновая интегрированная телерадиоинформационная система) [13]. Первоначально основной задачей МИТРИС был прием телевизионных сигналов со спутников при помощи мощного телепорта, оснащенного большими приемными спутниковыми антеннами с последующей ретрансляцией спутниковых каналов в едином частотном пакете телепрограмм через систему одноканальных передатчиков, объединенных с помощью мостовых соединений на одну антенну с круговой диаграммой направленности.

Рассмотренные системы аналогового телевещания составили первое поколение СШР (табл. 1.4). Введение стандарта цифрового телевещания *DVB* (*Digital Video Bro-adcasting*) ознаменовало появление второго поколения СШР, которое в отличие от первого дополнительно обеспечивало вещание телепрограмм в цифровой форме, симплексную широкополосную передачу данных и возможность образования обратных запросных каналов от пользователей. Для регламентации таких систем *ETSI* (*European Telecommunications Standards Institute*) принял стандарты *ETS* 300748 и *ETS* 300749. Во второе поколение вошли прежние системы *MMDS*, *LMDS*, *MVDS* и MИТРИС, но уже модернизированные для работы с цифровым сигналом (обычно потоком *MPEG*), а также ряд новых: в Канаде – локальная многоточечная система связи *LMCS* (*Local Multipoint Communication System*), в Южной Корее – широкополосный абонентский доступ *B-WLL* (*Broadband Wireless Local Loop*), во Франции – беспроводная асимметричная цифровая абонентская линия *WADSL* (*Wireless Asymmetric Digital Subscriber Line*), в России – СТВ (Сотовое телевидение) [14, 15].

Особенности	Поколения СШР:				
Особенности	1	2	3	4	
Базовые тех- нологии	Аналоговые системы с ам- плитудной и частотной мо- дуляциями	Системы на базе стандарта цифро- вого телевещания <i>DVB</i> с интерак- тивными запро- сными каналами	Дуплексные циф- ровые радиосис- темы с использо- ванием техноло- гий <i>АТМ</i> , <i>IP</i> и <i>PDH</i>	Системы на базе стандарта <i>IEEE</i> 802.16	
Период	19701996 гг.	19962001 гг.	20002004 гг.	2004 и позднее	

Таблица 1.4. Особенности разных поколений СШР

Третьим поколением СШР являлись разработки дуплексных радиосистем с использованием технологий *ATM*, *IP*, *SDH* и *PDH*. Так, в рамках Европейской исследовательской программы "Передовые технологии и услуги связи" ACTS (Advanced Communications Technologies & Services) велась разработка следующих проектов: демонстратор беспроводной ATM сети WAND (Wireless ATM Network Demonstrator), система связи беспроводного доступа на основе ATM AWACS (ATM Wireless Access Communication System) и сотовый радиодоступ для широкополосных служб CRABS (Celluiar Radio Access for Broadband Services) [16].

В Украине СШР третьего поколения под названием "микроволновая телекоммуникационная распределительная система", или МТРС (*Microwave Telecommunication Distribution System – MTDS*) была разработана в НИИ телекоммуникаций НТУУ "КПИ" [17, 18]. Также НИИ телекоммуникаций совместно с Институтом электроники и связи занимается разработкой универсальной мультимедийной радиосистемы UMDS [19].

При дальнейшем развитии СШР с интеграцией услуг стало ясно, что основополагающие принципы, заложенные в беспроводные системы на предыдущих этапах, нуждаются в существенной корректировке. На сигнальном уровне первостепенное значение приобрело оптимальное использование спектрального ресурса радиоканала при любых соотношениях скорость передачи/помехоустойчивость, а на уровне протоколов стало необходимым обеспечивать заданный уровень *QoS* любому абоненту сети.

Разные названия СШР фактически обозначали только тип сервиса и основные функциональные возможности, а не методы практической реализации. Единой технической концепции (методы модуляции, механизмы доступа к каналам и т. п.) не было. Решением возникшей проблемы стала разработка стандарта широкополосных региональных сетей четвертого поколения. Так, в рамках проекта BRAN (Broadband Radio Access Networks) началась разработка спецификации HIPERACCESS и HIPERMAN, а *IEEE* в данном направлении выдвинул проект стандарта *IEEE* 802.16. Все стандарты группы 802.16 описывают два нижних уровня модели взаимодействия открытых систем OSI (Open System Interconnection) — физический и уровень контроля доступа к среде передачи MAC (Medium Access Control). В стандартах этой группы идет речь о радиоинтерфейсах, методах модуляции и доступа к каналам, системе управления потоками, о структурах передаваемых данных, о механизмах связи протоколов передачи данных верхних уровней (прежде всего ATM и IP) с протоколами физического уровня IEEE 802.16 и др. Последняя спецификация IEEE 802.16-2005 стала, по сути, стандартом построения унифицированных СШР четвертого поколения, что предоставляет широкие возможности по их массовому внедрению и выходу беспроводного широкополосного доступа на качественно новый уровень, позволяющий создавать не только системы по заполнению неохваченных связью зон "последней мили", но и мощные региональные беспроводные сети, что так важно для реализации ТСВА. При этом ТСВА может использовать все научно-технические наработки, полученные при создании СФШБ. ТСВА также может послужить основой для развертывания ШСМС, объединяя в себе фиксированную и подвижную службы. Уникальные возможности ТСВА позволяют полностью реализовать все преимущества СШБД.

В табл. 1.5 приведены основные параметры технологий СШР и вещания, рекомендуемые для реализации в ТСВА.

Параметры	Технологии					
Параметры	Hiper-ACCESS	HiperMAN	<i>IEEE</i> 802.16	<i>IEEE</i> 802.16 <i>a</i>	<i>IEEE</i> 802.16 <i>e</i>	
Метод передачи	Одна несущая	256- <i>OFDM</i>	Одна несу- щая	256- <i>OFDM</i> , 2048- <i>OFDMA</i>	256- <i>OFDM</i>	
Диапазон частот, ГГц	1142	211	1066	211	26	
Условия рас- пространения	LOS	non-LOS	LOS	non-LOS	non-LOS	
Скорость передачи, Мбит/о	~25	~ 25	32134	До 75	до 15	
Ширина канала, МГц	28	ряд 3,5	20; 25; 28	1,520	1,520	
Дуплекс	FDD, TDD	FDD, TDD	FDD, H-FDD, TDD	TDD, FDD	TDD, FDD	
Обратный/ прямой каналы	TDMA / TDM (TDMA)	TDMA / TDM (TDMA)	TDMA / TDM (TDMA)	TDMA, OFDMA / TDM	TDMA / TDM	
Модуляция	4/16/64	256-OFDM	ФМ4, 16/64	ФМ2, 256- <i>OFDM</i>	256- <i>OFDM</i>	
	KAM	4/16/64 KAM	KAM	ФМ4, 16/64/256 КАМ	ФМ4, 16/64 КАМ	
Кодирование	Сверточное, Рида–Соло- мона и турбо кодирование	Сверточное, Рида–Соло- мона и турбо кодирование	Сверточное, Рида–Соло- мона и турбо кодирование	Сверточное, Рида-Соло- мона и турбо кодирование	Сверточное, Рида–Соло- мона и турбо кодирование	
Мобильность	Фиксирован- ная, нет уп- равления мо- бильностью	Фиксирован- ная, нет уп- равления мо- бильностью	Фиксирован- ная, нет уп- равления мо- бильностью	Переносная, нет управ- ления мо- бильностью	Огранич. мо- бильность (до 100 км/ч)	
Радиус покрытия, км			Типичный 25, до 50	Типичный 710, до 50	Типичный 25	

Таблица 1.5. Сравнение технологий СШР и вещания, представляющих интерес для ТСВА

<i>IEEE</i> 802.20	DVB-S	DVB-S2	DVB RCS	DVB-T	DVB RCT
OFDM	Одна несущая	Одна несущая	Одна несущая	OFDM	OFDM
0,53,5	Ки	Ku, Ka	C, Ku, Ka	<i>UHF</i> (0,50,6)	UHF
non-LOS	LOS	LOS	LOS	non-LOS	non-LOS
> 1	1648	до 300	от 0,064 до > 5	510, 1021, 1532	До 2
1,2540	2427, 36	36; 72	8; 36	6; 7; 8	6; 7; 8
FDD, TDD	Прямой толь- ко; обратный через <i>DVB</i> <i>RCS</i>	Прямой только; обратный через DVB RCS	Обратный только; прямой через DVB-S/S2	Прямой толь- ко; обратный через <i>DVB</i> <i>RCT</i>	Обратный только; прямой через <i>DVB-T</i>
Не опреде- лен	<i>ТDМ</i> прямой	<i>ТDМ</i> прямой	<i>МҒ-ТDМА</i> обратный	<i>ТDМ</i> прямой	<i>TDMA</i> , <i>FDMA</i> обрат- ный
OFDM	ФМ4	ФМ4, ФМ8	ФМ2	ФМ4	ФМ4
		16 <i>APSK</i> , 32 <i>APSK</i>	ΦM4, 8- <i>ary</i>	16/64KAM	16/64KAM
Не определено	Сверточное и Рида-Соло- мона кодиро- вание	Коды низкой плотности и <i>BCH</i> коды	Сверточное, Рида–Соло- мона и турбо кодирование	Сверточное и Рида-Со- ломона коди- рование	Сверточное и турбо ко- дирование
Мобиль- ность (до 250 км/ч)	Нет управ- ления мо- бильностью	Нет управле- ния мобильно- стью	Нет управле- ния мобиль- ностью	Поддержи- вает мобиль- ность	Поддержи- вает мобиль- ность
0,515	Спутниковая зона покрытия	Спутниковая зона покрытия	Спутниковая зона покрытия		

### 1.3. Некоторые особенности реализации ТСВА

В данном разделе рассмотрены наиболее существенные отличия ТСВА от других видов телекоммуникаций.

## 1.3.1. Организация радиолинии на участке наземная станция–СВА

При осуществлении связи между наземным АТ и ретранслятором CBA радиоволны проходят последовательно два участка атмосферы: зону неустойчивых климатических условий и зону относительно стойкого состава и положения.

Первый (приземный) участок характеризуется наличием большого количества водяного пара и разного вида осадков. Верхнюю границу первого участка, оказывающего сильное влияние на распространение радиоволн миллиметрового диапазона, определяет расположение слоисто-дождевых и кучево-дождевых облаков, которые находятся на высоте не более 2 км.

Второй участок, размещающийся над первым, характеризуется низким содержанием паров воды и влияет на распространение радиоволн незначительно. Верхнюю часть второго участка составляет стратосфера, т.е. следующий за тропосферой пласт атмосферы. Верхняя граница стратосферы располагается на расстоянии 80...90 км от поверхности Земли, а нижняя граница находится на высоте около 7...9 км в полярных районах, в экваториальном поясе — около 15...17 км. Так как Украина расположена между  $46^{\circ}$  и  $52^{\circ}$  северной широты, то для нее высота нижней границы стратосферы составляет около 12 км. Выбор высоты расположения аэроплатформ (14... 28 км) обусловливается малой скоростью движения воздушных масс. Скорость ветра на этих высотах составляет всего 10...20 м/с, что облегчает отработку устойчивого положения воздушного аппарата в точке подвеса. Температура воздуха на высоте 20 км достигает –  $56,5^{\circ}$ С.

С 2000 года Рекомендации МСЭ-Р *F*.1500 и *F*.1501 относят ТСВА к фиксированной наземной службе национальных или региональных сетей и определяют для них следующие диапазоны частот: 47,2...47,5 ГГц и 47,9...48,2 ГГц. В 2002 году Рекомендация *F*.1569 определила для ТСВА еще два рабочих частотных диапазона: 27,5...28,35 и 31...31,3 ГГц.

Таким образом, основным рабочим диапазоном частот TCBA является миллиметровый, особенности которого заключаются в довольно сильной зависимости затухания радиоволн в атмосфере от наличия в ней гидрометеоров, а также в необходимости поддержания прямой видимости между корреспондентами, чего иногда сложно достичь в наземных системах связи. В отличие от наземных систем сигнал от CBA распространяется в условиях дождя и тумана только в приземной области h = 0,3...3 км (рис. 1.5), благодаря чему затухание радиоволн в TCBA намного меньше, чем в наземных трассах, которые полностью попадают в эту область осадков.



Рис. 1.5. Расположение АТ относительно наземной БС и СВА при равномерной дождевой зоне высотой *h* 

Например, рассмотрим две радиолинии: наземную от БС до АТ и воздушную от СВА до того же АТ (рис. 1.5). При этом примем следующее: антенны, которые расположены на БС и СВА, имеют одинаковые параметры; антенна БС расположена над поверхностью Земли достаточно высоко, чтобы не учитывать эффекты, связанные с дифракцией и отражением радиоволн; распределение осадков в дождевой зоне  $h_w$  равномерное; общее затухание в радиолиниях состоит из потерь в свободном пространстве (однородная непоглощающая среда распространения в пределах радиотрассы, где

отсутствуют отражения, дифракция и рассеяние радиоволн) и затуханий из-за осадков. Тогда, используя коэффициент ослабления в дожде, равный  $k^{\alpha}$  [20], получим приближенное выражение для оценки на входе приемника АТ отношения  $P_d$  мощности сигнала, поступившего от CBA, к мощности сигнала, который поступил от наземной БС:

где  $h_w$  — высота приземной дождевой зоны, км; h — высота зависания CBA, км;  $d_{et}$  — расстояние между наземной БС и АТ, км; R — интенсивность осадков, мм/ч; k и  $\alpha$  коэффициенты, определенные в [20].

Результаты вычислений по приведенной выше формуле представлены на рис. 1.6. Из рис. 1.6 следует, что преимущество в использовании радиолинии СВА–АТ перед радиолинией БС–АТ реализуется тогда, когда расстояние между БС и АТ  $d_{et}$  достигает такого значения, при котором  $P_d \ge 0$  дБ. При увеличении R это расстояние будет еще меньшим.



**Рис. 1.6.** Зависимость отношения  $P_d$  от расстояния между наземной БС и АТ  $d_{et}$  при R, мм/ч, равному 10 (кривая 6), 20 (кривые 2...5) и 40 (кривая I). Высота дождевого занавеса h, км: I—3; 2—1; 3—2; 4—3; 5—4; 6—3

### 1.3.2. Доплеровское смещение частоты

Доплеровское смещение частоты — одно из важнейших явлений, определяющих характеристики TCBA при формировании скоростной мобильной сети. Доплеровское смещение в TCBA может быть значительным вследствие использования миллиметрового диапазона частот и высокой скорости перемещения наземного транспортного средства (автомобиль, поезд) относительно CBA.

Для одной поднесущей доплеровский сдвиг может быть определен из выражения

$$f_{\Pi} = v f_c \cos(\gamma) / c_0,$$

где  $v\cos(\gamma)$  — относительная скорость сближения или удаления передатчика и приемника (положительная, когда расстояние между приемником и передатчиком уменьшается);  $c_0 = 3 \cdot 10^8$  м/с;  $f_c$  — частота несущей;  $\gamma$  — угол между вектором скорости передатчика и радиальным вектором, направленным от передатчика к приемнику.

Доплеровский сдвиг максимален, когда наземное транспортное средство будет находиться на краю зоны покрытия (соты) ТСВА и двигаться с наибольшей скоростью по направлению к точке надира аэроплатформы. В этом случае максимальный доплеровский сдвиг

$$f_{\beta \max} = v_{\max} f_c \cos(\gamma_{\min}) / c_0;$$
  
$$\cos(\gamma_{\min}) = r / (r^2 + h^2)^{1/2},$$

где h – высота зависания CBA; r – радиус зоны покрытия CBA. В худшем случае может двигаться также и CBA по направлению к наземному транспортному средству (рис. 1.7). Тогда  $v_{\text{max}}$  будет определяться как сумма скоростей наземного транспортного средства  $v_{\text{Tmax}}$  и аэроплатформы  $v_{\text{CBA max}}$ .



Рис. 1.7. Геометрия зоны покрытия (соты) СВА для расчета доплеровского смещения

Таким образом, выражение для доплеровского сдвига в худшем случае будет

$$f_{\text{Amax}} = f_c r (v_{\text{Tmax}} + v_{\text{CBA max}}) / [c_0 (r^2 + h^2)^{1/2}]$$

Принимая r = 45 км, h = 20 км,  $v_{T \max} = 300$  км/ч и  $v_{CBA \max} = 0$  (стационарное положение CBA), получим для худшего случая  $v_{d \max} \cong 2,538 \cdot 10^{-7} f_c$ . В случае движущейся CBA с  $v_{CBA \max} = 100$  км/ч получим  $f_{d \max} = 3,384 \cdot 10^{-7} f_c$ . Значения доплеровского сдвига для разных частот несущих приведены в табл. 1.6.

Частота несущей f ГГц	$f_{ m Дmax}$ , кГц		
$f_c, f_c$	$v_{\text{CBA max}} = 0$	v <sub>CBA max</sub> = 100 км/ч	
2,4	0,609	0,812	
5,0	1,269	1,692	
10,0	2,538	3,384	
28,0	7,107	9,476	
31,0	7,869	10,492	
48,0	12,184	16,245	

*Таблица 1.6*. Максимальные значения доплеровского сдвига в зависимости от  $f_c$ 

Когда наземное транспортное средство движется с постоянными скоростью и направлением при прямой видимости с CBA,  $f_{Д max}$  может быть компенсирован.

Для реализации автоматического управления частотой в приемной системе используется такая важная характеристика как скорость изменения доплеровского частотного сдвига:

$$\Delta f_{\perp} = df_{\perp}/d\gamma = -vf_c \sin(\gamma)/c_0 = -vf_c h^2/[c_0(x^2 + h^2)^{3/2}],$$

где x — расстояние от центра соты (подплатформенной точки). Максимальная скорость изменения доплеровского частотного сдвига будет при x = 0:

$$\left|\Delta f_{\text{Amax}}\right| = v_{\text{max}} f_c \sin(\gamma_{\text{max}}) / c_0 = (v_{\text{Tmax}} + v_{\text{CBAmax}}) f_c / (hc_0)$$

Для h = 20 км,  $f_c = 28$  ГГц и  $v_{max} = 400$  км/ч максимальный доплеровский сдвиг в пределах одного кадра длительностью 1 мс будет менее чем 1 Гц. При этом скорость изменения доплеровского частотного сдвига не приведет к потере синхронизации в течение времени передачи двух следующих друг за другом пакетов. Однако, в условиях многократных отражений радиоволн необходимы отслеживание доплеровского сдвига и его автоматическая компенсация. Для системы со многими несущими с фиксированным частотным разносом  $\Delta f$  между ними также требуется определение доплеровского сдвига, т.к. он может быть больше, чем частотный разнос между несущими, т.е.  $\Delta f_{\text{Д max}} > \Delta f$ . Из полученных ранее выражений можно определить минимальную частоту несущей, при которой выполняется условие  $\Delta f_{\text{Д max}} > \Delta f$ 

$$f_c = c_0 f_{\text{Amax}} / [v_{\text{max}} \cos(\gamma_{\text{min}})].$$

Для принятых выше условий работы радиолинии ( $v_{\text{Tmax}} = 300 \text{ км/ч}$  и  $v_{\text{CBA max}} = 100 \text{ км/ч}$ ) получим  $f_c = 2,955 \cdot 10^6 f_{\text{Дmax}}$ . Учитывая, что  $\Delta f_c = \Delta f / N_c (\Delta f - \text{ши-рина})$  полосы частот;  $N_c$  – количество поднесущих), имеем  $f_c < 2,955 \cdot 10^6 \Delta f_c$ .

Частоты несущих, для которых максимальный доплеровский сдвиг не превышает разнос между ними, в стандарте *IEEE* 802.16 для сигнала с *OFDM* ( $N_c = 256$ ) будут  $f_c < 14.4 \Gamma\Gamma\mu$  при  $\Delta f = 1.25 M\Gamma\mu$  и  $f_c < 230.8 \Gamma\Gamma\mu$  при  $\Delta f = 20 M\Gamma\mu$ . Для этого же примера можно определить минимальную полосу канала в случае преобразования сигнала вверх в полосу рабочих частот CBA, для которой максимальный доплеровский сдвиг не превышает разнос между несущими:

 $f_c = 28$  ГГц;  $\Delta f > 2,425$  МГц;  $f_c = 31$  ГГц;  $\Delta f > 2,686$  МГц;  $f_c = 48$  ГГц;  $\Delta f > 4,158$  МГц.

Результаты расчетов для *OFDM* сигналов стандарта наземного цифрового телевещания *DVB-T* сведены в табл. 1.7.

$\Delta f$ , МГц	$N_c$	$\Delta f_{ar{arLambda}}$ , кГц	$f_{c\mathrm{max}}$ , ГГц
8	8192	0,977	2,9
7	8192	0,854	2,5
6	8192	0,732	2,2
8	2048	3,906	11,5
7	2048	3,418	10,1
6	2048	2,930	8,7

Таблица 1.7. Доплеровский сдвиг для разных частот несущих стандарта DVB-T

# 1.4. Построение региональной телекоммуникационной инфраструктуры на основе TCBA

### 1.4.1. Основные положения

Построение региональной телекоммуникационной инфраструктуры как совокупности микроволновых беспроводных телекоммуникационных средств для предоставления информационных, навигационных и других услуг, а также беспроводных транспортных и корпоративных сетей, сетей абонентского доступа базируется на следующих принципах [21, 22]:

 сосредоточение телекоммуникационных средств в местах наибольшей плотности пользователей;

- поддержка высокой информационной пропускной способности;

применение современных микроволновых, сетевых и информационных технологий;

 обеспечение передачи всех видов информации (язык, текст, данные, изображение, видео и т.д.);

 максимальное привлечение отечественного научно-производственного потенциала;

 реализация мобильности, заключающаяся в том, что каждый пользователь имеет возможность использовать необходимое ему соединение независимо от места подключения к сети;

 наполнение беспроводной сети информационными потоками, осуществляющееся, главным образом, через соединение с ВОЛС-магистралями;

 прозрачность поддержки соединений для информационных потоков разных стандартов через специальные интерфейсы, обусловленные протокольным уровнем используемых телекоммуникационных систем, который не распространяется на внешние сети.

Общая схема построения национальной информационно-телекоммуникационной беспроводной инфраструктуры представлена на рис. 1.8. Рассмат-



Рис. 1.8. Общая схема построения региональной телекоммуникационной инфраструктуры (КС – коммуникационный спутник, СН – спутник навигации)

ривая ее в вертикальной иерархии (сверху вниз), можно выделить следующие уровни:

 спутниковых коммуникаций с невысокой информационной плотностью, но с наибольшим покрытием территории;

 стратосферных телекоммуникационных систем со средней информационной плотностью;

 наземных беспроводных систем с максимальной информационной плотностью;

 доступа к наземным магистральным ВОЛС, распределительных местных кабельных сетей и информационных ресурсов.

### 1.4.2. Спутниковые коммуникации

Верхний уровень вертикальной иерархии составляют спутниковые коммуникации, обеспечивающие невысокую, но равномерную по всей своей зоне действия плотность информационного наполнения. Хотя спутниковые системы и не могут конкурировать с наземными сотовыми сетями по предоставлению услуг в пределах густонаселенных районов, возможность доступа спутниковых коммуникаций к любой точке в зоне обслуживания, которая может охватывать всю территорию государства, делает эти системы незаменимыми для создания всеохватывающих информационно-телекоммуникационных сетей регионального, национального и глобального уровней. Все большее количество спутниковых коммуникаций является основой навигационных и синхронизирующих систем широкого применения. Здесь наибольший интерес представляет Глобальная система позиционирования *GPS* (*Global Position System*).

Главной целью национальных спутниковых коммуникаций является обеспечение отечественного телерадиовещания и услуг узкополосных информационных служб, а также взаимодействие с глобальными и другими национальными информационно-телекоммуникационными сетями.

### 1.4.3. Уровень ТСВА

ТСВА предусматривает тесное взаимодействие со спутниковыми сетями и занимает промежуточное место между наземными и спутниковыми широкополосными системами. Развертывание ТСВА позволяет более эффективно строить коммуникационные линии Земля—спутник. ТСВА может выполнять роль активного ретранслятора между спутником и земной станцией (ЗС), который существенным образом снизит требования к энергетике линий Земля—спутник и повысит их надежность.

На обслуживаемой территории ТСВА должны обеспечивать прямой обмен разнородным трафиком (голос, данные, видео) между пользователями, а для связи

с внешними источниками информации и пользователями использовать наземные сети общего пользования и спутниковые коммуникации. Зона действия TCBA имеет сотовую структуру, позволяющую строить на своей основе многосотовую сеть с обеспечением межсотового трафика исключительно через стратосферную сеть из ряда CBA. В такой сети мультимедийный пакетный трафик передается по восходящим линиям 3С, которые могут быть стационарными или подвижными. Принятые для каждой CBA пакеты демодулируются и декодируются, т.е. осуществляется обработка сигналов в полосе частот, которые модулируют для следующей передачи. Чтобы определить, в который из ближайших узлов сети передать пакет, из него выделяется адрес получателя и затем выполняется алгоритм маршрутизации. Пакет может быть в дальнейшем передан по нисходящей линии (если пункт назначения обслуживается данной CBA), но по обыкновению он должен передаваться по нескольким стратосферным межстанционным каналам с обработкой и промежуточным сохранением на борту CBA, после чего — передаваться по нисходящей линии на 3С, которая является пунктом назначения.

В зависимости от матрицы трафика в каждый момент времени одна CBA может передавать пакеты только по стратосферным сегментам, а другие — только по линиям коммуникаций с 3С. Но более рациональным все же будет обслуживание обоих потоков сообщений, причем соотношение объемов переданной информации определяется матрицей трафика и условиями, в которых находится CBA.

При работе в сети предполагается использование конечными пунктами протокола транспортного уровня, который обеспечивает надежную связь через сеть. Доступ к сети и сквозная передача обеспечивается ЗС с помощью протоколов сетевого уровня. Это позволяет предоставлять необходимые услуги и осуществлять сквозное управление потоками. Протоколы маршрутизации и управление при перегрузках выполняются совместно земными станциями и СВА. Предполагается, что в этих протоколах предусмотрено полностью рассредоточенное управление, поэтому при обеспечении высокой надежности не требуются особые ЗС или СВА, выход из строя которых мог бы привести к ухудшению работы системы. Протоколы канального уровня обеспечивают многостанционный доступ, наведение антенн и обработку сигналов на каждой СВА и на каждой ЗС.

### 1.4.4. Наземные СШР

Наземный уровень вертикальной иерархии составляют наземные СШР. Здесь большой интерес представляют СШР так называемой двухуровневой конфигурации *TLN (Two-Layer Network)*. *TLN* состоит из первого уровня, сформированного коммуникационными линиями между БС и локальными ретрансляторами (ЛР), и второго уровня "последней мили", предназначенного для обеспечения связи ЛР с оконечными АТ. При этом на первом уровне формируется макросота в диапазоне миллиметровых волн, а на втором – ряд микросот диапазонов 2,4 или 5,8 ГГц. Представляется перспективным в качестве обратного канала в микросотах *TLN* использовать технологии *CDMA* (*Code Division Multiple Access* – множественный доступ с кодовым разделением каналов) и *DECT* (*Digital European Cordless Telecommunications* – Европейский стандарт цифровой беспроводной связи).

Основной соединительной коммуникацией для зоновых и локальных сетей СШР остаются малогабаритные радиорелейные системы, которые работают в режиме "точка—точка" и обеспечивают передачу всех видов информации.

### 1.4.5. Уровень доступа к ВОЛС

Беспроводные точки доступа рассматриваемой инфраструктуры должны иметь интерфейсы для подключения к национальным информационным ресурсам. Наиболее целесообразны такие подключения с помощью ВОЛС, что позволяет реализовать передачу информации с достаточно высокими скоростями, обеспечивающими эффективное использование возможностей беспроводных широкополосных систем всех высших уровней рассмотренной инфраструктуры.

Здесь широкие возможности открывает новая технология, которая реализует системы широкополосного доступа на основе гибридного соединения оптоволокно-радиоканал (ГСОР) [23], основные положения которого определены в Рекомендации МСЭ-Р *F*.1332. В англоязычной литературе такая технология называется гибридным оптоволоконным радио *HFR* (*Hybrid Fiber Radio*).

ГСОР определяют предоставление системам широкополосной микроволновой радиосвязи простого и эффективного интерфейса с ВОЛС, а также использование ряда преимуществ, присущих оптоволоконным технологиям, таких, например, как высокая помехозащищенность, обеспечение больших развязок между микроволновыми и оптическими каналами, сверхширокополосность, высокая стабильность частоты, которую может обеспечить квантовый генератор, стойкость к влиянию внешних электромагнитных полей.

Идея ГСОР довольно проста. Если оптическая несущая промодулирована информационным сигналом диапазона 20...60 ГГц, то последний выделяется фотодетектором и передается через миллиметровый тракт. Возможно и обратное преобразование сигнала из миллиметрового в оптический диапазон с последующей передачей в ВОЛС. Последняя схема очень перспективна в случае установки на жилом доме приемной станции цифрового телевидения и распределения от нее телеканалов по квартирам с помощью пассивной оптической сети.

На рис. 1.9 приведена общая структурная схема миллиметровой СШР на базе ГСОР. Радиосистема состоит из центральной станции (ЦС) и ряда БС, которые формируют свои отдельные соты. На ЦС установлены оптические передатчики и приемники с реализацией мультиплексирования по длине волны. На каждую БС от ЦС через ВОЛС поступают: опорный сигнал миллиметрового диапазона  $\lambda_0$  и *i*-несущие информационных промежуточных частот  $\lambda_i$  (*i* = 1, 2, ...). Такая конфигурация позволяет подводить к каждой БС цифровой поток со скоростью 155 Мбит/с.



Рис. 1.9. Общая структура построения СШР на базе ГСОР

На БС информационный сигнал  $\lambda_i$  выделяется в фотоприемнике, после чего усиливается, преобразуется и передается в эфир пространства соты. Опорный сигнал  $\lambda_0$  может служить внешним сигналом синхронизации для гетеродина или использоваться непосредственно с усилением до необходимого уровня мощности, тем самым заменяя гетеродин.

### 1.5. Выводы

ТСВА представляет собой СШБД, в которой доступ абонентов к информационным ресурсам осуществляется посредством ретрансляционной станции, располагаемой на специальной аэроплатформе (дирижабль или самолет) в стратосфере на высоте 15...30 км. При этом ТСВА может использовать все научно-технические наработки, полученные при создании СФШБ. ТСВА также может служить основой для развертывания ШСМС, объединяя в себе фиксированную и подвижную службы.

Несмотря на схожесть структур TCBA и спутниковых систем связи, TCBA имеет существенно лучшие энергетические характеристики и возможность обеспечения на обслуживаемой территории более плотного информационного трафика. Помимо этого открытый характер структуры TCBA позволяет интегрировать в пределах системы разнообразные виды телекоммуникаций – от проводовых до беспроводных.

Построение региональной телекоммуникационной инфраструктуры с задействованием TCBA позволяет осуществить оптимальное территориальное распределение информационного трафика. Возможность быстрого развертывания рассмотренной инфраструктуры позволяет предоставить полный набор мультимедийных услуг для государственных, корпоративных и индивидуальных потребителей.

Для более глубокого понимания особенностей функционирования TCBA и реализации всех ее преимуществ как телекоммуникационной системы рассмотрим вначале среду работы системы, понятие аэроплатформы и особенности построения радиолиний в TCBA.

#### Список литературы

1. *Ільченко М.Ю., Кравчук С.О., Антоненко Р.А.* Телекомунікаційні системи на базі високопіднятих аероплатформ // Зв'язок. – 2003. – № 3.– С. 37–41.

2. Кравчук С.А., Ильченко М.Е. Системы широкополосного беспроводного доступа. Термины и определения // Матер. 12-й Междунар. конф. КрыМиКо'2002 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 9–13 сентября 2002 г., Севастополь, Крым, Украина. – Севастополь: Вебер, 2002. – С. 52–55.

3. *Dinis M.* Provision of sufficient transmission capacity for broadband mobile multimedia: A step toward 4G // IEEE Communications Magazine. -2001. -39, N 8. -P.46-54.

4. Кравчук С.А., Борисова М.Б. Реализация мобильных систем широкополосного радиодоступа на основе технологии МІМО // Матер. 14-й Междунар. конф. КрыМиКо'2004 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 13–17 сентября 2004 г., Севастополь, Крым, Украина. – Севастополь: Вебер, 2004. – С. 43–44.

5. Кравчук С.А., Борисова М.Б., Ковов С.Н. Мобильные системы широкополосного радиодоступа к подсистемам АМС ГАИ на основе технологии пространственного разнесения сигналов // Безпека дорожнього руху України. – К.: Журнал "Радуга". – 2004. – № 1-2 (17). – С. 168–177.

6. Кравчук С.А. Проблемы развития МІМО технологии // 36. тез наук.-техн. конф. "Проблеми телекомунікацій", 25–27 квітня 2007 р., Київ. – К.: Політехніка, 2007. – С. 53–54.

7. *Рошан П., Лиэри Дж*. Основы построения беспроводных локальных сетей стандарта 802.11.: Пер. с англ. – М.: Вильямс, 2004.– 304 с.

8. New high-rate wireless LAN standards / R. van Nee, G. Awater, M. Morikura, H. Takanashi and etc. // IEEE Communications Magazine. – 1999. – 37, N 12. – P. 82–88.

9. Wireless optical transmission of fast ethernet, FDDI, ATM, and ESCON protocol data using the terralink laser communication system / I.I. Kim, R. Stienger, J.A. Koontz etc. // Optical Engineering. – 1998. – 37, N 12. – P. 3143–3155.

10. Begley D.L. Laser cross-link systems and technology // IEEE Communications Magazine. - 2000. - 38, N 8. - P. 126-132.

11. Ильченко М.Е., Кравчук С.А. Информационно-телекоммуникационные системы широкополосного радиодоступа // Проблемы управления и информатики. – 2006. – № 1-2. – С. 285–293.

12. Palmer D., Germon R., Evans D. BWA standartisation: A European view // N-WEST Tutorial. – 1998. – 7 p.

Состояние и перспективы развития системы МИТРИС / М.Е. Ильченко, А.Г. Войтенко, А.А. Липатов и др. // Матер. 10-й Междунар. конф. КрыМиКо 2000 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 8–12 сентября 2000 г., Севастополь, Крым, Украина. – Севастополь: Вебер, 2000. – С. 100–103.

14. Кравчук С.А., Липатов А.А. Современные телекоммуникационные технологии диапазона миллиметровых волн // Матер. 12-й Междунар. конф. КрыМиКо'2002 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 9–13 сентября 2002 г., Севастополь, Крым, Украина. – Севастополь: Вебер, 2002. – С. 41–42. 15. Мостовой В.И. Сотовое телевидение – новейшая технология широкополосного радиодоступа // Матер. 12-й Междунар. конф. КрыМиКо'2002 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 9–13 сентября 2002 г., Севастополь, Крым, Украина. – Севастополь: Вебер, 2002. С. 3–8.

16. Mikkonen J., Corrado C., Evci C. Emerging wireless broadband networks // IEEE Communications Magazine. – 1998. – **36**, N 2. – P. 112–117.

17. Ільченко М.Ю., Кайденко М.М., Кравчук С.О. Цифрові мережі з інтеграцією послуг на основі мікрохвильової телекомунікаційної розподільчої системи // Матер. 2-го Міжнар. конгресу "Розвиток інформаційного суспільства в Україні", 4–6 грудня 2001 р., Київ, Україна. – К.: ТОВ "Сак Лтд.", 2002. – С. 87–95.

18. *Ільченко М.Ю., Кравчук С.О.* Мікрохвильова телекомунікаційна розподільна система // Винахідник і раціоналізатор. – 2004. – № 6. – С. 18–21.

19. Универсальная мультимедийная дистрибутивная система UMDS / М.Е. Ильченко, С.А. Кравчук, Т.Н. Нарытник, А.Г. Войтенко // Матер. 14-й Междунар. конф. КрыМиКо'2004 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 13–17 сентября 2004 г., Севастополь, Крым, Украина. – Севастополь: Вебер, 2004. – С. 37–38.

20. *Микроволновые* устройства телекоммуникационных систем: В 2 т. Том 1: Распространение радиоволн. Антенные и частотно-избирательные устройства / М.З. Згуровский, М.Е. Ильченко, С.А. Кравчук и др. – К.: Політехніка, 2003. – 456 с.

21. *Кравчук С.А., Потиенко В.П., Чмиль В.М.* Концепция построения национальной сети широкополосного беспроводного доступа // Технология и конструирование в электронной аппаратуре. – 2003. – № 3. – С. 5–10.

22. Реализация в Украине телекоммуникационных систем с использованием микроволновых технологий / М.Е. Ильченко, С.Г. Бунин, С.А. Кравчук, Н.В. Лукьяненко, Б.А. Непомящий, В.М. Чмиль // Матер. 14-й Междунар. конф. КрыМиКо'2004 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 13–17 сентября 2004 г., Севастополь, Крым, Украина. – Севастополь: Вебер, 2004. – С. 3–6.

23. *Микроволновые* устройства телекоммуникационных систем: В 2 т. Том 2: Устройства приемного и передающего трактов. Проектирование устройств и реализация систем / М.З. Згуровский, М.Е. Ильченко, С.А. Кравчук и др. – К.: Політехніка, 2003. – 616 с.

## ГЛАВА 2

## СОСТАВ И СТРОЕНИЕ АТМОСФЕРЫ

Атмосфера — воздушная оболочка Земли, состоящая из пяти концентрических слоев: тропосферы, стратосферы, мезосферы, термосферы и экзосферы. Слово "атмосфера" происходит от греческих слов "атмос" — воздух и "сфера" — шар. Реальная верхняя граница атмосферы отсутствует. Внешний слой, начинающийся на высоте примерно 700 км, постепенно разреживается и переходит в межпланетное пространство. Кроме того, существует еще магнитосфера, пронизывающая все слои атмосферы и простирающаяся далеко за ее пределы.

Атмосфера состоит из смеси азота (78,08 % ее объема), кислорода (20,95 %), аргона (0,9 %), диоксида углерода (0,03 %) и редких газов: неона, гелия, криптона и ксенона (в сумме 0,01%). Почти всюду близ земной поверхности присутствует водяной пар. В атмосфере городов и промышленных районов обнаруживаются повышенные концентрации сернистого ангидрида, метана, фтористого углерода, углекислого, угарного и других газов антропогенного происхождения.

Исследования показывают, что до 50 % всей массы атмосферного воздуха сосредоточено в прилегающем к Земле слое толщиной всего 5,5 км, а 99 % всей воздушной массы находится в 30-километровом слое. Под действием силы земного тяготения плотность воздуха у поверхности Земли больше, чем на высоте [1].

Химический состав воздуха в атмосфере на всех высотах остается в основном азотно-кислородным. Сильные ветры на больших высотах препятствуют диффузному разделению газов, вследствие чего увеличения количества легких газов в составе воздуха не происходит.

Давление воздуха с возрастанием высоты быстро уменьшается.

Температура воздуха с увеличением высоты претерпевает резкие изменения. Это объясняется тем, что состав воздуха по молекулярному строению вдоль всей толщи атмосферы не остается постоянным несмотря на постоянство его химического состава.

Наблюдения за изменением параметров воздуха и за явлениями химического, оптического, электрического и метеорологического характера показывают, что атмосфера имеет явно выраженное слоистое строение.

### 2.1. Строение атмосферы по высоте

*Тропосфера* — слой атмосферы, в котором формируется погода, образуются облака, осадки и возникают грозы. На экваторе ее высота достигает 17...18 км, у полюсов —
7...8 км, а в умеренных широтах – 11 км. Ее верхний предел, известный как тропопауза, на экваторе выше, чем на полюсах. Имеются сезонные изменения тропопаузы – летом она располагается несколько выше, чем зимой. В пределах тропопаузы происходит циркуляция огромных масс воздуха. Средняя температура воздуха в приземном слое атмосферы составляет около 15 °C. Воздух тропосферы нагревается в основном солнечными лучами, отраженными от Земли, в результате чего с увеличением высоты на каждые 100 м температура в тропосфере снижается примерно на 0,6 °C. Граница тропосферы определяется по прекращению убывания температуры. Холодный воздух верхних слоев атмосферы опускается, а теплый – поднимается. Но под влиянием вращения Земли вокруг своей оси и локальных особенностей распределения тепла и влаги эта схема циркуляции воздуха претерпевает изменения. Больше всего солнечной тепловой энергии поступает в атмосферу из тропиков и субтропиков. В результате конвекции теплые воздушные массы переносятся в высокие широты, где теряют тепло.

Стратосфера простирается на высотах от 10 до 50 км над уровнем моря. Нижняя граница стратосферы в полярных районах находится на высоте 7...9 км, а в экваториальном поясе – 15...17 км. Так как Украина расположена между 46° и 52° северной широты, то для нее высота нижней границы стратосферы составляет 12 км. Для стратосферы характерны довольно постоянные ветры и температура (в среднем около –50 °C). Однако, в верхних слоях стратосферы температура повышается. Сильные турбулентные потоки воздуха, известные под названием струйных течений, циркулируют вокруг Земли в приполярных широтах и в экваториальном поясе. В зависимости от направления движения реактивных самолетов, летающих в нижних слоях стратосферы, струйные течения могут благоприятствовать полетам или представлять для них опасность.

Газовый состав воздуха в стратосфере сходен с тропосферным, только в ней гораздо меньше водяного пара и больше озона  $O_3$ . Наибольшая концентрация  $O_3$  наблюдается в слое от 20 до 30 км. Тепловой режим стратосферы в основном определяется лучистым теплообменом, в меньшей степени — вертикальными потоками и горизонтальным переносом воздуха. В целом стратосфера близка к лучистому равновесию, т.е. температура в ней определяется равенством энергий, поглощаемой и излучаемой молекулами  $H_2O$ ,  $CO_2$  и  $O_3$ . Нагревание воздуха стратосферы вызывается главным образом поглощением ультрафиолетовой солнечной радиации озоном. Длинноволновое излучение молекул  $H_2O$  и  $CO_2$  приводит к охлаждению воздуха. Из-за этого в низких широтах, где повышено количество  $H_2O$  и  $CO_2$ , а  $O_3$  меньше, стратосфера холоднее, чем над высокими широтами.

В стратосфере с высоты: на экваторе — 17 км, полюсе — 8 км, умеренных широтах — 11 км и до высоты в среднем 25...30 км температура изменяется несущественно и составляет около –56 °C. С высоты 30 км и до высоты 55 км температура воздуха возрастает до +75 °C вследствие повышенного содержания озона, который обладает способностью поглощать ультрафиолетовое излучение. При увеличении высоты с 55 км до 80 км температура воздуха снижается в среднем на 4 °C на каждые 1000 м из-за уменьшения процентного содержания озона в воздухе (рис. 2.1). В стратосфере наблюдаются большие скорости ветра, а также струйные течения. С приближением лета в слое стратосферы выше 20...25 км преобладающее направление ветра меняется с западного на восточное. Зимой во всей стратосфере дуют западные ветры. Максимальные скорости ветра (до 80...100 м/с зимой и 60...80 м/с летом) наблюдаются у верхней границы стратосферы. Согласно данным Комитета по исследованию космоса *COSPAR* (*Committee on Space Research*) на рис. 2.2 показана обобщенная зависимость изменения скорости ветра от высоты атмосферы для 45° северной широты января месяца (*Akademie-Verlag*, 1972 г.). Более детальные диаграммы изменения скорости ветра по высоте над окрестностями Милана (Италия) для каждого месяца года представлены на рис. 2.3.

На высоте 20...30 км иногда образуются так называемые перламутровые облака, состоящие из кристалликов льда или переохлажденных капель воды. Нижний слой стратосферы на высоте до 20...25 км отличается повышенным содержанием аэрозольных частиц, в особенности сульфатных, заносимых сюда при вулканических извержениях. Они сохраняются здесь дольше, чем в тропосфере, вследствие низкой турбулентности и отсутствия вымывания осадками. Этот аэрозольный слой стратосферы, увеличивая атмосферное альбедо, приводит к некоторому понижению температуры воздуха у земной поверхности, особенно сильному после больших взрывных извержений вулканов.





Рис. 2.1. Изменение температуры воздуха от высоты для стандартных условий средней широты

**Рис. 2.2.** Обобщенная зависимость изменения скорости ветра от высоты атмосферы для 45° северной широты января месяца



**Рис. 2.3.** Усредненные зависимости распределения скорости ветра по высоте днем над окрестностями Милана (Италия) для каждого месяца года: a – январь;  $\delta$  – февраль; e – март; e – апрель;  $\partial$  – май; e – июнь;  $\kappa$  – июль; 3 – август; u – сентябрь;  $\kappa$  – октябрь; n – ноябрь; m – декабрь



**Рис. 2.4.** Фотографии стратосферы и верхней части тропосферы (источник: www.astronet.ru): *a* – "Заход Луны на планете Земля"; *б* – "Земля в сумерках"



Рис. 2.5. Восход солнца (источник: 24.10.1998, NASA Web Site Statements, Warnings, and Disclaimers, www.astronet.ru. Авторы: Robert Nemiroff (Michigan Technical University) & Jerry Bonnell (Universities Space Research Association): 1 – Красный цвет плотного воздушного слоя тропосферы, обусловленный фильтрацией солнечного света на находящейся в атмосфере пыли; 2 – Голубая полоса – стратосфера, разреженный верхний слой атмосферы

Стратосфера, как и тропосфера, не является каким-то абстрактным слоем атмосферы. Это слой, который можно наблюдать с определенных орбитальных позиций, что и подтверждают фотографии на рис. 2.4 и 2.5. Так, на рис. 2.4, *а* показана фотография вида заходящей полной Луны над краем Земли во время полета орбитального астрономического телескопа *Astro*-1 в декабре 1990 г. Возвышающиеся на переднем плане облака из конденсирующегося водяного пара очерчивают верхнюю границу тропосферы. Синее свечение (на фотографии – серый ореол над дальним краем облачности) – часть солнечного света, рассеянного верхними слоями атмосферы и стратосферой – ослабевает с высотой, переходя в черный фон космоса.

Снимок поверхности океана и облака над ним (рис. 2.4, б) получен в июне 2001 г. с Международной космической станции *International Space Station Flight 5A.1*. На снимке видно, что не существует резкой границы между днем и ночью. Эта граница туманна и расплывчата, она соответствует постепенному переходу от светлого

времени суток к темному, который мы воспринимаем как сумерки. Солнце освещает всю эту панораму справа, верхушки облаков отражают солнечный свет, слегка покрасневший в результате рассеяния в пыльной тропосфере. Рассеяние солнечного света в высоких и чистых слоях стратосферы приводит к появлению голубой полосы (на рис. 2.5 светлая полоска) вдоль верхнего края дневной стороны, которая переходит в черноту космического пространства.

*Мезосфера* — слой атмосферы, расположенный в интервале высот от 50 до 80 км. В ее пределах температура постепенно снижается примерно от 0 °C у нижней границы до -90 °C (иногда до -110 °C) у верхней границы — мезопаузы. Со средними слоями мезосферы сопряжена нижняя граница ионосферы, где электромагнитные волны отражаются ионизированными частицами.

Область между 10 и 150 км иногда называют хемосферой, поскольку именно здесь, главным образом в мезосфере, происходят фотохимические реакции.

Tермосфера — высокие слои атмосферы примерно от 80 до 700 км, в которых повышается температура. Поскольку атмосфера здесь разрежена, тепловая энергия молекул — главным образом кислорода — низкая, а температура зависит от времени суток, солнечной активности и некоторых других факторов. В ночное время температура меняется примерно от 320 °C в периоды минимальной солнечной активности до 2200 °C во время ее пиков.

Экзосфера – самый верхний слой атмосферы, начинающийся на высотах около 700 км, где атомы и молекулы находятся настолько далеко друг от друга, что сталкиваются весьма редко. Это так называемый критический уровень, на котором атмосфера перестает вести себя как обычный газ, а атомы и молекулы перемещаются в гравитационном поле Земли как спутники. В этом слое главными компонентами атмосферы являются водород и гелий – легкие элементы, которые, в конечном счете, улетучиваются в космическое пространство.

Способность Земли удерживать атмосферу зависит от силы земного притяжения и скорости движения молекул воздуха. Любой объект, который удаляется от Земли со скоростью менее 8 км/с, возвращается на нее под действием силы притяжения. При скорости 8...11 км/с объект выводится на околоземную орбиту, а свыше 11 км/с – преодолевает земную гравитацию.

Многие частицы верхних слоев атмосферы, обладающие высокой энергией, могли бы быстро улетучиться в космическое пространство, если бы не улавливались магнитным полем Земли (магнитосферой), которое защищает все живые организмы (в том числе и человека) от пагубного влияния малоинтенсивного космического излучения.

## 2.2. Основные параметры воздуха по высоте

Общие закономерности изменения параметров воздуха по высоте уже рассматривались в предыдущих разделах.

В основном эти закономерности остаются постоянными независимо от времени и места (за редкими исключениями). Однако, абсолютные значения этих параметров претерпевают существенные изменения. Так, давление может изменяться в пределах от 685 до 800 мм рт. ст. Годовая амплитуда колебаний температуры может достигать 70 °C, а суточная — 10...15 °C. В некоторых случаях зимой (и даже летом в вечерние часы) наблюдается так называемая инверсия температуры, т.е. рост температуры с высотой (обычно не больше 1000 м). Естественно, что и плотность воздуха на одной и той же высоте может изменяться в значительных пределах.

На основании результатов обработки среднегодовых изменений параметров воздуха с высотой для областей, расположенных на 40...50° северной широты, всеми странами принята единая Международная стандартная атмосфера (MCA) до высоты 20 км (табл. 2.1) [2].

Высота <i>Н</i> , м	Давление, мм рт.ст.	Темпе- ратура, °С	Весовая плотность у,	Массовая плотность	Относительная плотность	Скорость звука	
	*		кг/м <sup>3</sup>	ρ, kg·c <sup>2</sup> /m <sup>4</sup>	$\rho_H/\rho_0$	м/с	км/ч
			Тропо	сфера			
-1000	854,6	+21,50	1,3476	0,1374	1,0996	344,9	1241,8
0	760,0	+15,00	1,2250	0,1250	1,0000	341,1	1228,0
1000	674,0	+8,50	1,1120	0,1134	0,9073	337,2	1214,1
2000	596,1	+2,00	1,0070	0,1027	0,8215	333,3	1200,0
3000	525,7	-4,50	0,9093	0,0927	0,7420	329,4	1185,0
4000	462,2	-11,00	0,8193	0,0836	0,6685	325,3	1171,2
5000	405,0	-17,50	0,7362	0,0751	0,6007	321,3	1156,6
6000	353,7	-24,00	0,6595	0,0673	0,5383	317,2	1141,6
7000	307,8	-30,50	0,5895	0,0601	0,4810	313,0	1126,8
8000	266,8	-37,00	0,5251	0,0536	0,4284	308,8	1111,6
9000	230,4	-43,50	0,4660	0,0476	0,3804	304,5	1096,2
10 000	198,1	-50,00	0,4124	0,0421	0,3366	300,2	1080,6
11 000	169,5	-56,50	0,3636	0,0371	0,2968	295,8	1064,7
			Страто	осфера			
11 000	169,5	-56,50	0,3636	0,0371	0,2968	295,8	1064,7
12 000	144,8	-56,50	0,3106	0,0317	0,2535	295,8	1064,7
13000	123,7	-56,50	0,2652	0,0271	0,2165	295,8	1064,7
14 000	105,6	-56,50	0,2265	0,0231	0,1849	295,8	1064,7
15 000	90,25	-56,00	0,1935	0,0197	0,1579	295,8	1064,7
16 000	77,1	-56,50	0,1653	0,0168	0,1349	295,8	1064,7
17 000	65,8	-56,50	0,1412	0,0144	0,1152	295,8	1064,7
18 000	56,2	-56,50	0,1206	0,0123	0,0984	295,8	1064,7
19 000	48,0	-56,50	0,1029	0,0105	0,0841	295,8	1064,7
20 000	41,0	-56,50	0,0880	0,0089	0,0718	295,8	1064,7

Таблица 2.1. Основные данные стандартной атмосферы

Международная стандартная атмосфера основана на следующих исходных положениях:

1. Нулевой высотой принято считать уровень моря со следующими начальными значениями параметров воздуха:

– весомость или плотность (способность газа притягиваться Землей)  $\gamma_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3;$ 

- барометрическое давление *p*<sub>0</sub> = 760 мм рт. ст.;

- температура  $t_0 = +15$  °C;

– инертность газа, или массовая плотность (свойство определенных масс хаотически движущихся частиц газа сохранять в целом состояние покоя или равномерного прямолинейного движения)  $\rho_0 = 0,125 \text{ кг}\cdot\text{c}^2/\text{M}^4$ ;

Такое состояние воздуха называют нормальными атмосферными условиями.

Таблица 2.2. Международные метеорологические станции, расположенные на территории Украины

Номер	Название	Географические координаты							
станции	города	Широта,°	Долгота,°	Высота над					
		50.40	20.54						
33345 UKKK	Киев	50,40	30,56	167,0					
33946 UKFF	Симферополь	44,68	34,13	181,0					
33631	Ужгород	48,63	22,26	124,0					

2. До высоты 11 км принят следующий закон изменения температуры воздуха с высотой:

$$t_H = 15 - 6{,}5H, \text{ KM}, \tag{2.1}$$

т.е. с увеличением высоты температура уменьшается на 6,5 °С на каждую 1000 м.

На высотах больше 11 км принято считать температуру постоянной и равной –56,5 °С. Ускорение свободно падающего тела принято равным 9,81 м/с<sup>2</sup>. На всех высотах относительная влажность воздуха считается равной нулю.

В табл. 2.1 стандартной атмосферы имеются и отрицательные высоты, которыми пользуются в некоторых случаях при обработке летных испытаний.

Параметры приземных слоев атмосферы постоянно замеряются по всему земному шару официально зарегистрированными метеорологическими станциями. На рис. 2.6 показано расположение таких метеорологических станций в Европе по состоянию на 2004 г. На территории Украины для зондовых исследований верхних слоев атмосферы задействованы, по меньшей мере, три крупные обсерватории (табл. 2.2). Результаты исследований реальной атмосферы станциями 33345 *UKKK*, 33946 *UKFF* и 33631 на 20 апреля 2004 г. представлены в табл. 2.3, 2.4 и 2.5. В представленных таблицах давление выражено в гектопаскалях, гПа (1 гПа = 100 Па, 1 Па =  $10^{-5}$  бар = 7,5024· $10^{-3}$  мм рт.ст).



**Рис. 2.6.** Расположение метеорологических станций (указаны их номера) по исследованию верхних слоев атмосферы в Европе по состоянию на 2004 г. (согласно *www-das.uwyo.edu*)

При определении параметров воздуха в произвольных условиях пользуются уравнением состояния газа

$$pv = R_a T$$
,

где p – давление газа; v – удельный объем газа (объем 1 кг газа);  $R_a$  – газовая постоянная; T – абсолютная температура газа.

Так как *v* = 1 / ρ, то

$$p/\rho = R_a T$$
.

Таким образом, если известна температура и давление газа, его плотность может быть легко определена по формуле

$$\rho = p / (R_a T) \, .$$

Используя эту формулу, находим взаимосвязь между параметрами воздуха у земной поверхности и на высоте.

Значение плотности воздуха у земной поверхности

$$\rho_0 = p_0 / (R_a T_0)$$

Значение плотности воздуха на высоте определится по формуле

$$\rho_H = p_H / (R_a T_H).$$

*Таблица 2.3.* Данные измерений станцией 33345 *UKKK* 

*Таблица 2.4.* Данные измерений станцией 33946 *UKFF* 

*Таблица 2.5.* Данные измерений станцией 33631

<i>Р</i> , гПа	Н, м	t, °C	<i>Р</i> , гПа	Н, м	t, °C	<i>Р</i> , гПа	Н, м	t, °C
1000,0	120		1000,0	71		1000,0		10
995,0	167	10,2	975,0	181	7,0	988,0	124	14,0
991,0	200	10,2	949,0	455	7,4	979,0	202	14,0
945,0	593	10,8	925,0	714	6,6	956,0	403	12,8
925,0	770	9,4	907,0	876	5,8	933,0	608	11,5
922,0	797	9,2	850,0	1410	5,8	925,0	680	11,0
850,0	1470	3,0	821,0	1694	3,8	850,0	1370	7,0
737,0	2598	-7,6	775,0	2159	1,0	847,0	1399	6,8
718,0	2804	-9,5	725,0	2696	$^{-2,3}$	787,0	1989	2,1
700,0	3000	-9,5	700,0	2975	-3,1	712,0	2793	-4,4
682,0	3202	-6,3	689,0	3100	-3,7	700,0	2930	-5,5
648,0	3590	-8,8	500,0	5540	-21,9	694,0	2998	-5,7
554,0	4782	-16,5	415,0	6876	-31,9	676,0	3203	-6,5
525,0	5190	-19,1	400,0	7140	-33,9	659,0	3402	-7,3
500,0	5550	-21,9	324,0	8588	-45,9	579,0	4395	-15,9
409,0	6990	-33,8	300,0	9100	-49,3	564,0	4593	-15,7
400,0	7150	-35,1	257,0	10095	-56,1	534,0	5000	-18,6
354,0	7978	-41,2	250,0	10270	-56,7	500,0	5490	-22,1
328,0	8495	-45,0	229,0	10826	-59,1	479,0	5798	-24,4
300,0	9100	-49,5	220,0	11081	-56,3	435,0	6489	-29,7
282,0	9502	-52,3	200,0	11690	-55,9	400,0	7090	-34,3
250,0	10270	-57,7	166,0	12879	-52,1	377,0	7501	-37,2
241,0	10500	-59,5	150,0	13530	-53,5	351,0	7996	-40,7
222,0	11010	-61,1	100,0	16130	-54,7	326,0	8492	-44,8
205,0	11506	-59,3	74,5	18005	-57,5	300,0	9050	-49,3
200,0	11660	-58,7	72,0	18222	-57,4	259,0	9996	-56,1
190,0	11985	-57,7	70,0	18400	-57,3	250,0	10220	-56,7
175,0	12507	-56,0	50,0	20530	-57,1	239,0	10504	-57,3
162,0	12997	-54,5	32,1	23339	-56,1	204,0	11505	-56,1
150,0	13490	-54,5	30,0	23770	-54,5	200,0	11630	-55,9
101,0	16026	-56,1	20,0	26390	-51,1	189,0	11992	-54,5
100,0	16090	-56,3	12,0	29769	-44,6	175,0	12487	-53,9
87,0	16973	-56,5	10,8	30465	-43,3	150,0	13480	-52,7
86,6	17002	-56,5				138,0	14020	-52,7
70,0	18350	-56,7				119,0	14972	-54,1
63,0	19020	-57,1				101,0	16027	-55,7
54,0	20001	-57,6				100,0	16090	-55,9
50,0	20490	-57,9				87,0	16970	-56,7
46,0	21020	-57,5				86,6	16999	-56,7
39,0	22069	-56,8				70,0	18340	-57,1
33,7	22997	-56,1				63,0	19010	-57,0
30,0	23740	-55,5				54,0	19991	-57,0
29,0	23956	-55,2				50,0	20480	-56,9
28,8	24000	-55,1				48,4	20686	-56,7

Отсюда

$$\rho_H / \rho_0 = p_H T_0 / (p_0 T_H)$$

Отношение  $\rho_H / \rho_0$  называется относительной плотностью и обозначается греческой буквой  $\Delta$  (дельта). Таким образом, чтобы определить какой-либо основной параметр воздуха, необходимо знать два других основных параметра.

Так, чтобы найти массовую плотность, достаточно знать давление и температуру воздуха.

На практике весьма важно уметь, хотя бы приближенно, определять параметры воздуха на высоте по MCA, не пользуясь таблицей.

Температура до H = 11 км может быть определена по формуле (2.1). Изменение температуры по высоте определяется формулами:

$$t_{H} = t_{0} - 8H$$
, км (летом);

$$t_H = t_0 - 4H$$
, км (зимой),

где  $t_0$  – температура у поверхности земли.

Относительную плотность до высоты 11 км можно определить по приближенной формуле профессора Ветчинкина:

$$\rho_H / \rho_0 = (20 - H) / (20 + H), \text{ KM}.$$

Скорость звука с подъемом на каждую 1000 м уменьшается на 4 м/с.

## 2.3. Облака

Лучше всего состояние атмосферы отражают облака. По их форме и распределению можно судить, как и куда движется воздух. Основные типы облаков получили латинские названия, впервые предложенные английским фармацевтом Люком Ховардом в 1803 г. Он разделил облака на три основных типа: перистые (лат. *cirrus*), кучевые (*cumulus*) и слоистые (*stratus*). Классификация облаков учитывает не только вид, форму облаков, но и их высоту [1, 3].

Наибольшие высоты занимают так называемые серебристые облака [4]. Они представляют собой специфические атмосферные образования на высотах около 80 км над поверхностью Земли и наблюдаются в основном на средних широтах (45...60°) на протяжении нескольких недель до и после летнего солнцестояния. Они имеют тонкую структуру в виде волн, гребешков, полос или вихрей с серебристыми и голубоватыми оттенками, а у горизонта иногда окрашиваются в золотистый цвет. Как и полярные сияния серебристые облака настолько прозрачны, что не ослабляют свет ярких звезд и практически не влияют на прохождение радиоволн.

Природа серебристых облаков еще не вполне ясна. По-видимому, они состоят из мельчайших частиц, покрытых льдом и поэтому отражающих солнечный свет. Не исключено, что это частицы метеорной пыли, ионы или даже вулканическая пыль, попавшая на столь значительные высоты при сильных вулканических извержениях. Движение серебристых облаков связывают с ветрами, господствующими в верхних слоях атмосферы, но высота расположения облаков и некоторые другие их особенности, возможно, определяются восходящими потоками воздуха, формирующимися над поверхностью гор.

Наиболее общей формой облаков верхнего яруса являются тонкие и очень тонкие перистые облака. Перистые облака представляют собой смесь водяных паров и мельчайших кусочков льда, находящуюся на высоте 8...16 км при температуре около -70 °C. Перистые облака играют важную роль в формировании климата Земли, удерживая тепло, проникающее на Землю вместе с солнечным излучением (парниковый эффект). Перистые облака наблюдаются преимущественно при хорошей погоде в восходящих потоках воздуха (рис. 2.7).

Постоянно в глобальном масштабе проводятся спутниковые измерения высотного распределения и вероятности появления облаков, а также их непрозрачности. Хотя толщины облаков трудно измеряемы, максимальные данные по высоте образования облаков вполне доступны и представляют для TCBA большой интерес.



Рис. 2.7. Вид перистых облаков с поверхности Земли: *а* – панорамный вид; *б* – вид облаков снизу

В качестве примера на рис. 2.8 и 2.9 представлены: распределение вероятности частоты появления перистых облаков на высоте 16 км в июле месяце и предельная высота облачности, измеренная на юге Франции [5, 6]. Измерения были проведены при помощи орбитального комплекса *SAGE* II (*Stratospheric Aerosol and Gas Experiment* II), находящегося на высоте 650 км под орбитальным углом наклона 57°.

Согласно проведенным измерениям минимальная свободная от облаков высота (высота *tropopause*) для организации микроволновой или оптической связи между аэроплатформами для всех местных климатических условий средних широт составляет 13 км.



Рис. 2.8. Распределение вероятности частоты появления облаков на высоте 16 км в июле месяце по географической широте *Latt* и долготе *Long* (*a*); шкала частоты появления облачности в % ( $\delta$ )



**Рис. 2.9.** Предельная высота облачности, измеренная на юге Франции, в зависимости от дней года *Day*: \* – максимальная высота перистых облаков; — – высота тропопаузы; ----- – 25 °C

Более низкие слоистые облака на высотах нескольких сотен метров состоят из небольших водяных капель. Из них может часами моросить мелкий дождь. Слоистые облака обычно образуются при устойчивом, но постепенном подъеме воздуха. Там, где происходит бурное перемешивание воздуха в сочетании с развитыми вертикальными потоками, формируются изолированные клубы облаков. Это — кучевообразные, или кучевые облака.

Различные типы облаков в опрелеленной последовательности часто сменяют друг друга (рис. 2.10). Например, слоистые облака сменяются кучевыми через несколько часов после того, как прошла депрессия. В то же время в некоторых районах Земного шара могут преобладать облака одного типа: в полярных – слоистые, в тропических и экваториальных — кучевые. Кучево-дождевые облака – самая красочная и впечатляющая разновидность кучевых облаков характерны для тропиков. Кучево-дождевые облака образуются в том случае, когда большие массы теплого и влажного воздуха поднимаются до высот 15 км и более. На таких высотах облачные капельки замерзают и превращаются в пелену ледяных крикоторые разносятся сталликов, ветрами и образуют огромные в форме наковальни массы, распро-

страняющиеся на много километров вперед от вершины облака. В тропических циклонах сотни таких облаков спирально закручиваются вокруг центра, или глаза бури, что очень хорошо видно с орбиты спутника Земли.



**Рис. 2.10.** Облака среднего и низкого ярусов: *a* – слоистые; *б* – кучевые; *в* – слоисто-дождевые; *г* – кучево-дождевые

Характеристики кучевых и кучево-дождевых облаков в умеренных широтах приведены в табл. 2.6 [7].

Опубликованные результаты измерений распределения капелек по размерам в облаках еще недостаточны для установления зависимости этого распределения от основных метеорологических параметров, однако они все же дают некоторые сведения. Так, диаметры капелек в любой точке облака в данный момент времени заключены в широких пределах, однако на кривой счетного распределения капелек по размерам обычно имеется отчетливый максимум. Величина диаметра, соответствующего максимуму, зависит от типа облака (табл. 2.7) [8].

Многие из полученных ранее данных по распределению капелек по размерам и содержанию воды в облаках и туманах с хорошим приближением можно представить формулой:

$$1 - F = \exp[-(r/b)^n],$$

где F – доля жидкой воды, содержащейся в капельках с радиусом меньше r; b и n постоянны для каждого данного тумана или облака. От показателя n зависит ширина спектра распределения капелек по размерам; большим n отвечает узкий спектр. Параметр b определяет средний размер капелек. Известно, что n может принимать значения от 2 до 5, тогда как b обычно заключается в пределах от 10 до 50.

Разновидность облаков	Высоты нижней границы, км	Тол- щина, км	Горизонтальные размеры	Фазовое состояние	Осадки
Кучевые разорванные	0,4 <sub></sub> 1,5	1	От десятков до сотен метров	Капельные	Отсутствуют
Кучевые плоские и средние	0,41,5	0,52	От сотен метров до нескольких километров	Капельные	Отсутствуют
Кучевые мощные	0,41,5	25	От 23 до 810 км	Капельные, не- большое количе- ство кристаллов	Слабый дождь, редко достига- ющий поверх- ности Земли
Кучево-дождевые	0,41,5	515	От единиц км до 100 км	Смешанные	Ливневые осад- ки, крупа, град

Таблица 2.6. Характеристики кучевых и кучево-дождевых облаков в умеренных широтах

Таблица 2.7. Распределение облачных капелек по размеру

Тип облаков	Диаметр, соответствующий максимуму на кривой распределения, мкм	Пределы диаметров капелек, мкм
Плотные кучевые	14,5	340
Кучевые облака в ясную		
погоду	8,5	220
Слоистые кучевые	7,9	224
Слоистые дождевые	13,2	242
Слоистые	12,9	242
Высокослоистые	10,6	230

Облака представляют собой лишь одно звено в процессе непрерывного перемещения воды в виде водяного пара с земной поверхности в атмосферу, а из атмосферы в виде дождя и росы на Землю. Этот цикл, называемый круговоротом воды в природе, является наиболее важным во всех изменениях погоды.

# 2.4. Конденсация и осадки

Для образования облаков и выпадения осадков определяющим является процесс конденсации. По мере охлаждения воздуха его относительная влажность увеличивается. Относительная влажность — это отношение (в процентах) количества водяного пара, содержащегося в данной массе воздуха, к количеству, которое она могла бы содержать при той же температуре. Когда воздух насыщен, его относительная влажность составляет 100 %. Это состояние воздуха является началом конденсации пара. Однако, если воздух совершенно чист и прозрачен, то в принципе он может быть перенасыщен: относительная влажность в тонком лабораторном эксперименте может достигать 700 %.

В реальных условиях воздух вокруг нас никогда не бывает свободным от частиц пыли, морской соли, микроорганизмов. На этих атмосферных аэрозолях вода конденсируется. Такие частицы, называемые ядрами конденсации, обусловливают в атмосфере лишь малое перенасыщение. Гигроскопические ядра способствуют тому, что конденсация начинается еще до того, как воздух становится насыщенным.



Рис. 2.11. Размеры различных частиц в атмосфере

Рассмотрим два основополагающих определения, которые будем использовать в дальнейшем: аэрозоль и гидрометеоры. Аэрозоль представляет собой взвесь частиц вещества в атмосфере [9]. Кроме рассмотренных выше частиц отметим смог, дым, дымку и пыль. Гидрометеорами в атмосфере называют частицы воды в жидком или в твердом состояниях. Примерами могут служить частицы дождя, снега, града, облаков и тумана, размеры которых превышают

1 мкм. Примерные размеры аэрозоля и гидрометеоров приведены на рис. 2.11, а в табл. 2.8 представлены диапазоны возможных значений радиусов частиц [10].

Таблица 2.8. Диапазон изменения радиуса частиц и их концентрации

Тип частицы	Радиус, мкм	Концентрация, см <sup>-3</sup>
Молекулы воздуха	10 <sup>-4</sup>	10 <sup>19</sup>
Аэрозоль	от 10 <sup>-2</sup> до 1	от 10 до 10 <sup>3</sup>
Дым	от 1 до 10	от 10 до 100
Облако	от 1 до 10	от 100 до 300
Дождь	от 10 <sup>2</sup> до 10 <sup>4</sup>	от 10 <sup>-5</sup> до 10 <sup>-2</sup>

Таким образом, ядра конденсации играют важную роль в процессе превращения пара в капли. Их размер меняется от нескольких миллионных до нескольких тысяч-

ных долей сантиметра. 1 см<sup>3</sup> воздуха содержит в среднем 1...40 млн очень маленьких ядер (ядер Айткена), около 100 больших ядер и, возможно, только одно так называемое гигантское ядро. Содержание ядер сильно меняется в зависимости от местности. Воздух над океаном и на больших высотах содержит значительно меньше ядер, чем над индустриальными районами, где обычно количество частиц достигает нескольких миллионов в 1 см<sup>3</sup> воздуха. Погодные условия также оказывают влияние: восходящие и нисходящие потоки и турбулентное перемешивание воздуха рассеивают ядра, а в устойчивой атмосфере они концентрируются. Много частиц выпадает на землю с дождем и потоками воздуха, направленными вниз.

Скорость роста облачных капель на ядрах зависит от ряда причин. Наиболее важными являются размер, состав и концентрация ядер, скорость охлаждения воздуха, тип движения в облаках. Радиус облачных капель, как правило, достигает 0,005...0,01 мм. Только незначительная их часть имеет радиус более 0,02 мм. Вероятно, радиус совсем малого числа капель превышает 0,03 мм. Водяным каплям, растущим на гигантских гигроскопических частицах морской соли, потребовалось бы несколько часов, чтобы их радиус достиг 0,1 мм. В кучевых облаках капля имеет возможность расти меньше часа. В слоистых облаках, где восходящие потоки слабы, такие капли выпадали бы еще до того, как приобретут необходимые размеры. В действительности конденсация на первичных ядрах почти прекращается, когда радиус капель достигает 0,05 мм. Вот почему из немногих облаков выпадает дождь. Один из главных вопросов физики облаков состоит в следующем: каким образом очень мелкие облачные капли объединяются и образуют дожди, снегопады и град. Каплям дождя, в миллион раз превосходящим по объему капли обычных облаков, требуется около часа, чтобы они достигли земной поверхности.

Ответить на этот вопрос можно, принимая в расчет физический процесс превращения жидких капель в твердую фазу. Особенно важно уяснить, как жидкие облачные капли превращаются в твердые кристаллики льда. Так как капли воды замерзают медленнее, чем образуются при конденсации пара, процесс замерзания продолжается даже тогда, когда температура упала значительно ниже нуля. Иными словами, имеет место значительное их переохлаждение. Облака при температуре – 20 °C часто состоят из переохлажденных капель. При температуре около – 40 °C превращение воды в лед, как и конденсация пара, зависит от присутствия соответствующих ядер конденсации.

Осадки выпадают, когда капли воды или кристаллы льда становятся такими тяжелыми, что скорость их падения превосходит скорость движения воздуха вверх. Покинув облако, падающие ледяные кристаллы в течение какого-то времени продолжают расти во влажном воздухе. Однако, в конце концов, они, как и капли дождя, начинают испаряться. Достаточно тяжелые капли достигают поверхности Земли в виде осадков, остальные образуют висящие пучки или полосы падения осадков, напоминающие рваный занавес между Землей и облаками. Сколько времени будет висеть этот занавес, не испаряясь, зависит от размеров капель и относительной влажности в подоблачном слое. Английский метеоролог Б. Дж. Мейсон вычислил, что капли радиусом 0,01 мм (из таких капель состоят облака) в воздухе с влажностью 90 % при падении проходили путь, равный лишь 3 см, и затем испарялись (рис. 2.12) [1]. Капля радиусом 0,1 мм падала бы 150 м, а радиусом 1 мм — около 40 км при той же влажности воздуха. Так как облака обычно располагаются на высоте нескольких сотен метров над поверхностью Земли, то минимальный радиус капель, достигающих земной поверхности в виде осадков, составляет 0,1 мм. Морось — самый мелкий дождь — состоит из капель радиусом от 0,1 до 0,25 мм. Радиус капель дождя не может превышать 2,5 мм; такие капли обязательно деформируются воздухом и разрываются во время падения. Типичная дождевая капля имеет радиус около 1 мм и падает со скоростью, при которой гравитационное ускорение уравновешено трением о воздух (6,5 м/с). Снежинки, имеющие значительно большую поверхность, опускаются со скоростью примерно 1 м/с.



Рис. 2.12. Упрощенная схема Мейсона, описывающая процессы, при которых облачные капли и ледяные кристаллы в слоистых и кучево-дождевых облаках превращаются в осадки

Усредненные параметры некоторых типов дождей приведены в табл. 2.9 [11].

Тип дождя	Диаметр капли, мм	Содержание влаги, г/м <sup>3</sup>	<i>R</i> , мм/ч
Мелкий	0,20	0,093	0,25
Легкий	0,45	0,140	1,00
Умеренный	1,00	0,280	4,00
Сильный	1,50	0,830	15,00
Очень сильный	2,10	1,800	40,00
Ливень	3,50	5,400	100,00

Таблица 2.9. Параметры дождей

			Τ <sub>д</sub> ,	Ч		
Район	≤ 1	$1 < T_{\rm m} \leq 3$	> 3	≤ 1	$1 < T_{A} \leq 3$	> 3
-		Raver			<b>R</b> <sub>max</sub>	
Северо-запад ЕЧС	0,04	0,03	0,02	1,40	0,28	0,80
Северо-запад Украины	0,20	0,06	0,03	0,80	0,28	0,14
Северо-восток Украины	0,07	0,04	0,03	1,11	0,40	0,23
Юго-запад Украины	0,23	0,08	0,03	0,83	0,39	0,33
Юго-восток Украины	0,19	0,07	0,04	0,62	0,44	0,29
Черноморское побережье Кавказа						
(р-н Сочи)	0,05	0,04	0,04	0,93	0,41	0,20
Западная часть Северного Кавказа	0,05	0,03	0,13	0,67	0,16	0,78
Восточная часть Северного Кавказа	0,03	0,03	0,02	0,46	0,60	0,13
Западная зона Большого Кавказа	0,05	0,03	0,03	0,83	0,18	0,10
Западное Закавказье (в пределах						
Грузии)	0,05	0,03	0,04	0,81	0,36	0,29
Восточное Закавказье	0,06	0,05	0,04	1,35	0,58	0,53
Верхняя Волга (северо-западная						
часть)	0,16	0,07	0,03	0,56	0,46	0,19
Верхняя Волга (средняя часть)	0,15	0,07	0,03	0,78	0,61	0,17
Верхняя Волга (восточная часть)	0,18	0,07	0,02	0,85	0,64	0,10
Северный Урал	0,16	0,04	0,02	0,61	0,22	0,08
Средний Урал	0,17	0,06	0,02	0,82	0,22	0,26
Южный Урал (северная часть)	0,14	0,06	0,03	0,31	0,21	0,19
Южный Урал (южная часть)	0,21	0,07	0,03	0,62	0,21	0,15
Южный Казахстан	0,09	0,05	0,03	0,57	0,11	0,11
Забайкалье (западная часть)	0,17	0,06	0,02	0,55	0,23	0,15
Забайкалье (восточная часть)	0,15	0,06	0,03	0,45	0,22	0,13
Верховье р. Амур	0,12	0,17	0,21	1,60	2,30	2,25
Приморье (южная часть)	0,04	0,02	0,02	0,82	0,15	0,18
Хабаровский край (нижнее	,	-	ŕ	,	-	ŕ
течение р. Амур)	0,03	0,03	0,02	0,36	0,25	0,11
Хабаровский край (берег		,	,	,	,	,
Татарского пролива)	0,02	0,02	0,02	0,49	0,13	0,17
Восточная Сибирь (бассейн		-	-	ę	-	-
р. Индигирка)	0,09	0,05	0,02	0,37	0,17	0,10
Сахалин	0,12	0,02	0,04	0,35	0,14	0,20

*Таблица 2.10.* Средние ( $R_{aver}$ ) и максимальные ( $R_{max}$ ) значения средней интенсивности, мм/мин, дождей различной продолжительности  $T_{d}$ 

Примечание: ЕЧС – Европейская часть СССР.

Основными структурообразующими характеристиками жидких осадков являются интенсивность R (мгновенная, средняя  $R_{aver}$  и максимальная  $R_{max}$  за один дождь), их продолжительность T и количество Q. Каждая из этих характеристик может изменяться на земной поверхности в широких пределах, поскольку осадки как физическая величина имеют лишь одну, нижнюю, границу (нуль). Для каждого физико-географического района можно выделить наиболее характерные значения указанных признаков (табл. 2.10).



**Рис. 2.13.** Годовая интегральная функция распределения интенсивностей дождей, усредненных по следующим интервалам времени, минуты: 1 - 1; 2 - 2; 3 - 5; 4 - 10; 5 - 15; 6 - 20; 7 - 30; 8 - 60; 9 - 120; 10 - 240; 11 - 360

Параметр R может иметь разные значения в зависимости от времени усреднения измерений выпавших осадков. В качестве примера на рис. 2.13 представлены данные измерений интенсивностей дождей в Чехии со средней выборкой от 1 до 360 минут, проведенных в период 1992—2002 гг. [12]. Чаще всего приводят значения Rсо временем усреднения 1 или 5 мин.

Согласно Рекомендации МСЭ-Р *PN*.837 весь земной шар поделен на ряд дождевых климатических зон (табл. 2.11 и рис. 2.14), для которых определено среднее расчетное *R*.

Эмпирические кривые взаимосвязи основных характеристик дождей (Q,

*R<sub>aver</sub>*, *R<sub>max</sub>*) на территории бывшего СССР наиболее точно описываются степенной функцией [13]

$$y = ax^b$$
.

Вид кривой определяется параметрами *a* и *b*. Результаты аппроксимации, реализованные в виде уравнений регрессии каждого признака относительно всех других, для трех физико-географических районов представлены в табл. 2.12.

Повторяемость дождей с различной максимальной интенсивностью представлена в табл. 2.13. На рис. 2.15 показана зависимость количества событий выпадения дождя за год  $N_R$  от их продолжительности *t* при различной интенсивности осадков [14]. Данная зависимость может быть аппроксимирована следующим выражением:

$$N_{R} = 1,7 \cdot 10^{4} R^{-1,76} \exp\left[-\frac{(\ln t - 2)^{2}}{3,86 - 0,0409R}\right]$$

Процент времени, %	A	В	С	D	Ε	F	G	Η	J	K	L	М	Ν	Р	Q
1,0	< 0,1	0,5	0,7	2,1	0,6	1,7	3	2	8	1,5	2	4	5	12	24
0,3	0,8	2	2,8	4,5	2,4	4,5	7	4	13	4,2	7	11	15	34	49
0,1	2	3	5	8	6	8	12	10	20	12	15	22	35	65	72
0,03	5	6	9	13	12	15	20	18	28	23	33	40	65	105	96
0,01	8	12	15	19	22	28	30	32	35	42	60	63	95	145	115
0,003	14	21	26	29	41	54	45	55	45	70	105	95	140	200	142
0,001	22	32	42	42	70	78	65	83	55	100	150	120	180	250	170



**Рис. 2.14.** Дождевые климатические зоны Европы, Северной Африки и части Азии

Морось обычно выпадает из низких тонких облаков с рваным основанием, тогда как крупные капли радиусом до 2 мм — из облаков, связанных с теплым атмосферным фронтом. Самый сильный дождь выпадает из кучево-дождевых облаков толщиной не более нескольких километров. Это, как правило, кратковременный и интенсивный ливень, в результате активная жизнь таких облаков достаточно коротка. Когда слоистые облака поднимаются значительно выше уровня с температурой 0 °C, образуются ледяные кристаллики, которые соединяются в снежинки, в холодную погоду достигающие поверхности Земли. В теплую погоду они тают и выпадают в виде дождя. Часто в мощных потоках кучевых облаков ледяные частички соединяются и могут выпадать на землю или как снежная крупа, или как дождь.

*Таблица 2.11.* Интенсивность осадков *R*, мм/ч, в зависимости от дождевой климатической зоны

	$T_{A}$ ,	Вид уравнения												
Район	МИН	R <sub>aver</sub>	$=aQ^{b}$	R <sub>max</sub> :	$= aQ^{b}$	Q = a	R <sup>b</sup> aver	$R_{\rm max} =$	$aR^b_{aver}$	Q = a	$R^{b}_{\max}$	$R_{aver} =$	$aR_{\max}^{b}$	
	-	а	b	а	b	а	b	а	b	а	b	а	b	
Северо-запад	≤ 60	0,04	0,63	0,05	0,81	21,4	0,8	2,2	1,2	9,6	0,7	0,5	0,9	
ЕЧС	61180	0,01	0,78	0,03	1,00	54,3	0,7	4,2	1,0	10,5	0,3	0,1	0,5	
	> 180	0,01	0,53	0,02	0,9	77,7	1,0	10,2	1,3	21,2	0,8	0,1	0,4	
Северо-запад	≤ 60	0,05	0,72	0,10	0,8	13,5	0,5	1,6	0,8	9,63	0,6	0,3	0,8	
Украины	61180	0,01	0,88	0,03	1,0	54,7	0,8	4,7	1,1	10,7	0,4	0,1	0,5	
	> 180	0,01	0,60	0,02	0,5	175,3	0,8	3,5	1,0	19,2	0,3	0,1	0,4	
Черноморское	≤ 60	0,04	0,62	0,05	0,81	21,8	1,0	2,5	1,2	9,8	0,9	0,4	0,8	
побережье	61180	0,02	0,65	0,02	1,06	187,4	1,23	13,3	1,5	19,1	0,7	0,1	0,6	
Кавказа	> 180	0,01	0,53	0,01	1,01	81,4	1,26	33,6	1,6	40,65	0,7	0,1	0,5	
(р-н Сочи)														

*Таблица 2.12*. Значения параметров *a* и *b* для уравнений регрессии каждого признака дождя относительно другого

Таблица 2.13. Повторяемость (%) дождей с различной максимальной интенсивностью

				F	R, мм/	мин						
Район	0,05	0,06-0,10	0,11-0,25	0,26-0,50	0,51-0,75	$0,76{-}1,00$	1,01-2,00	2,01-3,00	3,01-4,00	4,01-5,00	<i>R</i> <sub>max</sub> , мм/мин	Год для R <sub>max</sub>
Северо-запад ЕЧС	25,6	26,7	24,1	10,9	4,1	2,6	3,8	1,1	0,4	0,7	4,95	1938
Прибалтика	10,1	28,7	31,4	17,0	5,1	5,4	1,5	0,8	_		2,18	1954
Валдай	50,2	11,7	17,4	11,7	3,0	3,0	2,5	0,5	—		2,13	1956
Подмосковье	15,7	9,7	20,1	20,1	9,0	8,2	13,4	3,0	0,8		3,50	1962
Северо-восток Украины	16,0	24,7	24,2	18,7	6,8	2,7	5,0	1,4	0,5		3,40	1951
Юго-восток Украины	3,2	8,5	36,2	18,1	11,7	12,7	5,8	3,2	1,2		3,10	1956
Закарпатье	_	10,4	22,1	30,5	10,4	11,0	9,8	5,2	0,6		3,30	1960
Сальская степь	8,0	15,2	25,0	21,4	6,3	8,0	12,5	3,6			2,60	1957
Казахстан (северо-запад)	_	17,1	40,0	20,0	5,7	5,7	11,5	_			3,90	1958
Казахстан (запад)	_	63	34,3	40,6	3,1	9,4	6,3	_			1,50	1954
Казахстан (Заилийский												
Алатау)	8,7	22,5	32,5	23,2	8,7	1,2	2,5	0,7			2,10	1958
Туркмения (запад)	21,2	29,7	21,8	10,6	4,3	2,1	8,7	2,1			2,17	1954
Приамурье	33,8	16,4	23,0	17,4	3,3	4,7	0,9	0,5			3,00	1954
Приморье (юг)	_	10,2	42,0	25,0	11,3	3,4	5,7	3,4			3,00	1958
Восточная Сибирь												
(бассейн р. Индигирка)	47,0	19,7	16,7	10,7	3,6	1,1	0,6	0,6			2,50	1962



**Рис. 2.15.** Зависимость количества событий выпадения дождя за год  $N_R$  от их продолжительности t при интенсивности осадков, не превышающей R, мм/ч: 1 - 50; 2 - 40; 3 - 30; 4 - 25; 5 - 20; 6 - 15; 7 - 10; 8 - 5 (точками обозначены экспериментальные данные)

Снежинки могут содержать до 100 ледяных кристаллов. Они соединяются от едва заметного движения воздуха в самой толще облаков, как правило, располагающихся по высоте значительно выше уровня замерзания зимой. Обычно ниже уровня с нулевой температурой снежинки быстро тают, но если воздух сухой, они сохраняются благодаря испарению и охлаждению даже тогда, когда температура у поверхности земли 3°С. Иногда при температуре 3...4 °С выпадает крупа. Если воздух очень сухой, отдельные снежинки могут достигать поверхности земли при температуре 4...7 °С. Чтобы поддержать процессы таяния и испарения, тающим снежинкам

и испаряющимся каплям необходимо определенное количество энергии, которую они получают из воздуха. Именно поэтому воздух, в котором они падают, охлаждается и увлекается каплями вниз. В результате температура может понизиться во всем слое, в котором наблюдается снегопад или дождь, и снежные хлопья, сопровождающие дождь и крупу, достигнут земли, не растаяв. В сухие и жаркие летние дни ливневые дожди сильно понижают температуру воздуха.

В кучево-дождевых облаках с развитыми воздушными потоками и высоким содержанием воды переохлажденные капли при температуре ниже –20 °С, соударяясь, смерзаются и образуют мелкие замерзшие комочки с частицами воздуха между отдельными капельками. Эти комочки называются снежной крупой и наблюдаются в основном зимой. Аналогичным образом образуется изморозь, которая представляет собой скопление ледяных кристаллов и воздуха на наветренной стороне различных препятствий, например, на ветвях деревьев, телеграфных столбах и электрических проводах, оказавшихся на пути переохлажденного тумана.

Град чаще всего выпадает летом в средних широтах, где наблюдается высокое содержание воды в облаках, а с хорошо прогретой земной поверхности поднимаются сильные потоки теплого воздуха. Эти два существенных условия необходимы для образования града.

Град не всегда имеет сферическую форму. Встречаются крупные градины в виде дисков или конусов, а иногда они имеют вид глыб с сосульками на вершине. Самые большие градины, когда-либо наблюдаемые, имели массу от 0,5 до 0,8 кг. Большой интерес представляет внутреннее строение градин, отдаленно напоминающее луковицу. На разрезе можно легко различить чередующиеся слои прозрачного и белого льда, окружающие ядро градины, которым часто служит замерзшая капля дождя. Облака, состоящие в основном из ледяных кристаллов, не способны создавать град, они с большей вероятностью производят снег или дождь.

## 2.5. Турбулентность в атмосфере

Движения воздуха в атмосфере почти всегда являются турбулентными. В отличие от ламинарных потоков, движения частиц в которых функционально связаны с внешними силами, индивидуальные элементы турбулентности (так называемые вихри) совершают движения по сложным случайным траекториям. Турбулентность порождает пространственные и временные пульсации не только скорости и направления ветра, но также температуры, влажности и других метеоэлементов [7]. Амплитуды пульсаций часто сопоставимы с фоновыми (крупномасштабными) их значениями. Это приводит к перемешиванию смежных объемов воздуха с интенсивностью приблизительно в 10<sup>4</sup>...10<sup>6</sup> раз большей, чем при молекулярной диффузии. Поэтому турбулентность играет определяющую роль в атмосферных процессах обмена импульсом, теплом, аэрозолями и др. Турбулентный обмен между атмосферой и подстилающей поверхностью обусловливает образование пограничного слоя атмосферы. Низкочастотная фракция турбулентности влияет на динамику крупномасштабных атмосферных процессов, а значит – на погоду.

Развитие турбулентности связано с потерей ламинарным потоком гидротермодинамической устойчивости [15, 16]. В русловых потоках определяющую роль играет гидродинамическая неустойчивость, степень которой зависит от отношения сил инерции к силам вязкости, т.е. от числа Рейнольдса Re = UL/v (L, U – характерные масштабы длины и скорости потока; v – коэффициент кинематической вязкости). Турбулентность возникает, если Re превышает некоторое критическое значение  $\text{Re}_{\text{кр}}$ , причем вначале появляются крупномасштабные, а затем постепенно все более мелкие пульсации.

В атмосферных потоках значение Re обычно превышает Re<sub>кр</sub> и поэтому течения являются турбулентными. Однако, для практических целей движения воздуха обычно считают турбулентными лишь тогда, когда средняя квадратическая амплитуда пульсаций превышает некоторое пороговое значение. Для скоростей воздуха пороговым обычно принимают значение, равное 0,05 или 0,1 м/с.

В атмосфере на развитие и затухание турбулентности, наряду с гидродинамическими факторами, влияет степень устойчивости вертикальной стратификации температуры (а значит, плотности) воздуха. Основным определяющим параметром в этом случае является безразмерная величина — число Ричардсона

$$\operatorname{Ri} = (g/T)(\gamma_a - \gamma)/(\partial u / \partial z)^2,$$

где  $\gamma = -\frac{\partial T}{\partial z}$ и  $\gamma_a$  — фактический и адиабатический вертикальные градиенты температуры воздуха; g — ускорение свободного падения; T — абсолютная темпера-

тура воздуха. Число Ri определяет относительный вклад в генерацию кинетической энергии турбулентности термических (числитель) и динамических (знаменатель) факторов.

Существует критическое значение числа Ri, такое, что при Ri < Ri<sub>кр</sub> турбулентность интенсифицируется, т.е. амплитуды пульсаций растут; при Ri > Ri<sub>кр</sub> турбулентность ослабевает. Согласно теоретическим и лабораторным оценкам значение Ri<sub>кр</sub> заключено в интервале от 0,25 до 1. Не исключено, что значения Ri<sub>кр</sub> для процессов развития и затухания турбулентности не одинаковы. Критическое значение числа Ri для турбулентности, вызывающей "болтанку" самолетов, близко к 4 [15]. Отметим, что, хотя уменьшение вероятности развития турбулентности с ростом Ri прослеживается весьма четко, по-видимому, все же нет такого значения Ri , при котором возможность хотя бы очагового развития турбулентности ясного неба исключалась полностью.

Специфической особенностью атмосферной турбулентности является ее многомасштабность, причем спектр размеров (длин волн) пульсаций охватывает диапазон от нескольких миллиметров до десятков километров. К макротурбулентным элементам иногда относят и такие громадные вихри, как циклоны и антициклоны.

Между индивидуальными турбулентными образованиями происходит сложное нелинейное взаимодействие, в процессе которого осуществляется обмен энергией и изменение их характеристик.

Турбулизация атмосферных потоков возникает из-за их деформации при обтекании неровностей подстилающей поверхности либо при потере гидротермодинамической устойчивости крупномасштабным потоком под действием повышенных значений вертикальных и (в несколько меньшей степени) горизонтальных градиентов температуры и скорости ветра.

Условия, благоприятствующие развитию турбулентности, чаще всего создаются вблизи атмосферных фронтов и в окрестности инверсионных слоев, например, тропопаузы.

Хотя в целом роль горизонтальных градиентов скорости ветра в интенсификации турбулентности заметно меньше, чем роль вертикальных градиентов, согласно результатам самолетных исследований случаи с "болтанкой" весьма часто наблюдаются в зонах с резким ослаблением скорости фонового потока. В теплое время года мощным источником развития турбулентности является атмосферная конвекция; мелкомасштабную конвекцию нередко называют термической турбулентностью [15, 17].

В свободной атмосфере основной причиной возникновения турбулентности является потеря устойчивости внутренних гравитационно-сдвиговых волн. Этот процесс начинается с быстрого увеличения амплитуд волн, после которого гребни "захлестываются", опрокидываются и преобразуются в систему крупных (так называемых роторных) вихрей (рис. 2.16). Эти вихри в дальнейшем (причем иногда очень быстро) измельчаются.



Рис. 2.16. Схема образования вихрей при потере устойчивости гравитационными волнами: 1 — волна; 2 — разрушающаяся волна; 3 — турбулентный вихрь

Разрушение волн может вызываться первичной или вторичной неустойчивостью [15, 18, 19]. Первичная неустойчивость (неустойчивость Кельвина–Гельмгольца) развивается, если в большей части волнового слоя Ri < Ri<sub>кр</sub>. При вторичной неустойчивости поток в среднем устойчив, а неустойчивые участки локализуются вблизи гребней волн. Такой

вид неустойчивости характерен в основном для слоев с сильно искривленными вертикальными профилями температуры и скорости ветра [12, 16], например, вблизи границ приподнятых инверсий, в том числе тропопаузы. Благодаря вторичной неустойчивости нередко формируются локальные турбулентные зоны (пятна), перемещающиеся вместе с потоком.

## 2.6. Выводы

1. Атмосфера по высоте представляет собой сложную слоистую структуру. Каждый слой имеет свои характерные параметры по давлению, температуре, влажности и турбулентным потокам.

2. Основная масса воздуха сосредоточена в слое высотой всего 30 км. Этот слой образуют тропосфера и нижняя часть стратосферы.

3. Параметры тропосферы и стратосферы имеют годовые, сезонные и суточные изменения.

4. Стратосфера характеризуется почти полным отсутствием водяных паров и постоянством направления ветров, а также наличием слоя озона, энергично поглощающего ультрафиолетовое солнечное излучение, вследствие чего падение температуры прекращается, а с высоты 30 км даже отмечается ее повышение.

5. На высотах 18...30 км и 75...95 км наблюдается падение скорости ветра (не более 25 м/с), что облегчает отработку устойчивого положения воздушного аппарата в точке подвеса.

6. Подавляющая масса водяных паров и осадков сосредоточена в нижней части тропосферы на высотах до 3...4 км.

7. В умеренных (средних) широтах максимальная высота появления облачности составляет 12...14 км. С приближением к экватору высота верхней кромки облаков (перистых) возрастает и на экваторе достигает 16...17 км.

8. Для конденсации пара в капли необходимо наличие аэрозолей.

9. В дожде размеры капель по высоте изменяются от крупных вверху (~ 0,5... 1 мм) до мелких внизу (0,05...0,25 мм);

10. Чем больше содержание влаги в облаках, тем они тяжелее и ближе к поверхности Земли и тем большие капли дождя при этом образуются.

Таким образом, наиболее благоприятными условиями для расположения аэроплатформы с беспроводным оборудованием обладает нижняя часть стратосферы на высотах 18...30 км. Поэтому при осуществлении связи между наземным абонентским терминалом и ретранслятором СВА радиоволны проходят последовательно два участка атмосферы: зону неустойчивых климатических условий и зону относительно стабильного состава и состояния.

Первый (приземный) участок характеризуется наличием большого количества водяного пара и разного рода осадков. Верхнюю границу первого участка, оказывающего сильное влияние на распространение радиоволн миллиметрового диапазона, определяет расположение слоисто-дождевых и кучево-дождевых облаков. Второй участок, который расположен над первым, характеризуется низким содержанием паров воды и оказывает незначительное влияние на распространение радиоволн.

Климатические условия на высоте 20 км:

Давление, гПа	5455
Весовая плотность, кг/м <sup>3</sup>	0,088
Температура, °С	-5595
Коэффициент вязкости, м <sup>2</sup> /с	16,2
Средняя скорость ветра, м/с	2025
Скорость звука, м/с	295
Средний поток внешнего облучения, $BT/M^2$	500.

#### Список литературы

1. Чандлер Т. Воздух вокруг нас. – Л.: Гидрометеоиздат, 1974. – 144 с.

2. Прохоренко И.Ф. Основы теории полета: В 3-х частях. Часть 1. Теория полета самолетов с поршневыми двигателями. – М.: Воениздат, 1956. – 348 с.

3. Логвинов К. Т. Метеорологические параметры стратосферы. – Л.: Гидрометеоиздат, 1970. – 236 с.

4. Данлоп С. Азбука звездного неба. - М.: Мир, 1990. - 238 с.

5. SAGE II - Satellite data products website, 2000 (www.sage2.larc.nasa.gov/data/cloud).

6. *Goldfarb L*. A climatological study of cirrus clouds by lidar at OHP // Proc. SPARC 2000, Nov. 2000, 2<sup>nd</sup> Assembly of the SPARC/WRCP project, Argentina. – P. 37–39.

7. *Атмосфера*: Справочные данные, модели) / Ю.С. Седунов, С.И. Авдюшин, Е.П. Борисенков и др. – Л.: Гидрометеоиздат, 1991. – 510 с.

8. Грин Х., Лейн В. Аэрозоли – пыли, дымы и туманы. – Л.: Химия, 1972. – 428 с.

9. Derr V.E. Remote sensing of the troposphere. - Washington: U.S. Govt. Printing Office, 1972. - 346 p.

10. Исимару А. Распространение и рассеяние волн в случайно-неоднородных средах: В 2-х томах. Том 1. – М.: Мир, 1981. – 280 с.

11. Колосов М.А., Арманд Н.А., Яковлев О.И. Распространение радиоволн при космической связи. – М.: Связь, 1969. – 156 с.

12. *Kvicera V., Grabner M., Hlavaty M.* Results of statistical processing of rain intensities in Prague from period 1992–2002 // Meeting and Joint Workshop with COST272 "Propagation Impairment Mitigation for Millimeter Wave Radio Systems", May 2003. – Noordwijk: ESTEC, 2003. – P. 5-013–5-016.

13. *Алибегова Ж.Д.* Пространственно-временная структура полей жидких осадков. – Л.: Гидрометеоиздат, 1985. – 236 с.

14. Paulson K.S., Gibbins C.J. Rain models for the prediction of fade durations at millimeter wavelengths // IEE Proc. – Microw. Antennas Propag. – 2000. – 147, N 6. – P. 431–436.

15. *Турбулентность* в свободной атмосфере / Н.К. Винниченко, Н.З. Пинус, С.М. Шметер, Г.Н. Шур. – Л.: Гидрометеоиздат, 1976. – 288 с.

16. *Монин А.С., Яглом А.М.* Статистическая гидромеханика. – М.: Наука, 1965, ч. І. – 639 с; 1967, ч. II. – 720 с.

17. Шметер С.М. Термодинамика и физика конвективных облаков. – Л.: Гидрометеоиздат, 1987. – 287 с.

18. *Турбулентность*, принципы и применения / Под ред. У. Фроста, Т. Моулдена. Пер. с англ. – М.: Мир, 1980. – 535 с.

19. Шакина Н. П. Динамика атмосферных фронтов и циклонов. – Л.: Гидрометеоиздат, 1985. – 263 с.

# ГЛАВА 3

# АЭРОПЛАТФОРМЫ ДЛЯ ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫХ СИСТЕМ

## 3.1. Концептуальные положения

Аэроплатформа для телекоммуникационных систем представляет собой летательный аппарат легче или тяжелее воздуха, который может достаточно долго перемещаться в воздушном пространстве, нести груз с телекоммуникационным оборудованием, обеспечивать его работоспособность и выполнять, по возможности, ориентирование антенных систем на поверхность Земли. В зависимости от рабочей высоты аэроплатформы можно разделить на три вида: низкоподнятые (до 7...8 км), среднеподнятые (8...12 км) и высокоподнятые, или высотные (стратосферные) [1].

Наибольший интерес представляют высотные аэроплатформы, расположенные на высотах более 14 км в зоне, свободной от путей гражданской авиации и используемой только истребительной и разведывательной авиацией (максимальная высота полетов *F*-15*A* "ИГЛ" составляет 18 км).

Воздушные потоки в стратосфере относительно постоянные, однако, существуют некоторые сезонные и территориальные перепады скорости и направления ветра. Поэтому ключевой проблемой при использовании высотных аэроплатформ является поддержка их стабильного положения в пространстве (зависание).

Среднеподнятые аэроплатформы работают в зоне интенсивного воздушного движения, что существенно сужает круг использования таких платформ, поскольку для них нужно выделять отдельные воздушные коридоры полетов. Положительным качеством среднеподнятых аэроплатформ есть то, что они могут быть созданы на базе серийно выпускаемых промышленностью современных летательных аппаратов, и к тому же высоты 8...12 км достаточно привлекательны для TCBA.

Низкоподнятые аэроплатформы — это наиболее дешевые аппараты, которые могут конкурировать в эффективности использования телекоммуникационного оборудования с высотными башнями (более 200 м). Наибольшим недостатком этих платформ является то, что воздушная зона их использования находится полностью в зонах погодных неурядиц, интенсивного движения специальных авиационных аппара-

тов (вертолеты, легкие самолеты и т.п.), а также особого контроля сил противовоздушной обороны и гражданской авиации.

В зависимости от способа соединений бортового телекоммуникационного оборудования с наземным можно выделить два вида аэроплатформ: привязные, если соединение реализуется через кабель, крепящийся к летательному аппарату, и свободноподъемные, не имеющие ограничивающего их движение привязного канатного вооружения.

Источником электроэнергии для телекоммуникационного оборудования могут служить бортовые топливная энергоустановка или солнечные батареи. Последние эффективны только для высокоподнятых платформ, расположенных в зоне высокого уровня солнечного излучения. Некоторые стратосферные аэроплатформы могут обеспечить энергией от своих солнечных батарей не только бортовое оборудование, но и аппаратуру, которая обеспечивает движение платформы. Это, в свою очередь, позволяет создать полностью автономную долголетающую аэроплатформу.

В данное время для телекоммуникационных целей используются аэроплатформы на базе аэростатов и самолетов. Рассмотрим эти решения более подробно.

## 3.2. Аэроплатформы на базе аэростатов

Аэростат — это летательный аппарат легче воздуха. Подъемная сила аэростата создается помещенным в оболочку газом (теплый воздух, водород, гелий), плотность которого меньше плотности воздуха. Различают аэростаты управляемые (дирижабли, моторизованные аэростаты с двигателями и воздушными винтами), неуправляемые (сферические аэростаты, или воздушные шары, стратостаты, радиозонды и т.п.) и привязные, или змейковые (рис. 3.1). Высоту полета управляемых и неуправляемых аэростатов изменяют, выбрасывая часть балласта (поднимание) или выпуская часть газа (опускание). Привязные аэростаты поднимают и опускают с помощью лебедки.



**Рис. 3.1.** Виды аэростатов: *а* – воздушный шар (*1* – оболочка; *2* – гондола с установленным оборудованием; *3* – парашютный клапан; *4* – такелаж); *б* – дирижабль (*1* – руль высоты; *2* – стабилизатор; *3* – руль направления; *4* – киль; *5* – гондола; *6* – корпус)

Международная авиационная федерация (МАФ), штаб-квартира которой находится в Париже, занимается авиационно-спортивной деятельностью, а также регистрацией рекордов в этой области, включая и космические. В соответствии со спортивным кодексом МАФ все летательные аппараты делятся на 16 классов, которые обозначаются прописными буквами латинского алфавита. Так, все воздушные шары (свободные аэростаты) относятся к классу A, дирижабли – к классу B, самолеты – к классу C и т.д.

Свободные аэростаты (класс A) делятся на пять подклассов, каждый из которых состоит из 15 категорий в зависимости от объема оболочки. Обозначение подкласса состоит из буквы, обозначающей класс, в данном случае A, и собственно подкласса, обозначаемого A, X, M, S и T.

К подклассу *AX* относятся свободные аэростаты, подъемная сила которых создается только подогреваемым воздухом. В оболочке нет других газов кроме воздуха и обычных продуктов горения. Собственно этот подкласс является подклассом монгольфьеров, или тепловых аэростатов (рис. 3.2, *a*).



К подклассу *АА* относятся свободные аэростаты, подъемная сила которых создается газом легче воздуха, без бортового подогревателя воздуха и наддува оболочки. Такие аэростаты принято называть газонаполненными, иногда в честь их изобретателя Жака Шарля – шарльерами (рис. 3.2, *б*).

К подклассу *AM* относятся аэростаты, в которых используются как газ легче воздуха, так и бортовой подогреватель воздуха без наддува оболочки. Эти аэроста-

Рис. 3.2. Свободные аэростаты подклассов: *а* – монгольфьеров (1783 г., объем шара 2200 м<sup>3</sup>, высота 15 м); *б* – шарльеров (1783 г., диаметр оболочки 9 м, газ наполнения – водород)

ты в честь их создателя Пилатра-де-Розье называют розьерами.

К подклассу AS относятся аэростаты, использующие газ легче воздуха и рассчитанные на наддув оболочки в такой степени, чтобы оказывать заметное влияние на характеристики аэростата. Примерами могут служить аэростаты, использующие в качестве балласта атмосферный воздух, который находится под низким давлением в специальной оболочке, подвешенной под гондолой аэростата. К подклассу *AT* относятся аэростаты, не попадающие в подклассы *AA*, *AX*, *AM* или *AS*.

В табл. 3.1 даны полные обозначения всех категорий свободных аэростатов в зависимости от объема оболочки.

Объем, м <sup>3</sup>	Обозначение				
250400	<i>AA</i> -2	<i>AX</i> -2	<i>AM</i> -2	<i>AS</i> -2	<i>AT</i> -2
400600	<i>AA</i> -3	<i>AX</i> -3	<i>AM</i> -3	<i>AS</i> -3	<i>AT</i> -3
600900	<i>AA</i> -4	<i>AX</i> -4	<i>AM</i> -4	<i>AS</i> -4	<i>AT</i> -4
9001200	AA-5	<i>AX</i> -5	<i>AM</i> -5	<i>AS</i> -5	<i>AT</i> -5
12001600	<i>AA</i> -6	<i>AX</i> -6	<i>AM</i> -6	<i>AS</i> -6	<i>AT</i> -6
16002200	<i>AA</i> -7	<i>AX</i> -7	<i>AM</i> -7	<i>AS</i> -7	<i>AT</i> -7
22003000	<i>AA</i> -8	<i>AX</i> -8	<i>AM</i> -8	<i>AS</i> -8	<i>AT</i> -8
30004000	<i>AA</i> -9	<i>AX</i> -9	<i>AM</i> -9	AS-9	<i>AT</i> -9
40006000	<i>AA</i> -10	<i>AX</i> -10	<i>AM</i> -10	<i>AS</i> -10	<i>AT</i> -10
60009000	<i>AA</i> -11	<i>AX</i> -11	<i>AM</i> -11	<i>AS</i> -11	<i>AT</i> -11
900012 000	<i>AA</i> -12	<i>AX</i> -12	<i>AM</i> -12	<i>AS</i> -12	<i>AT</i> -12
12 00016 000	<i>AA</i> -13	<i>AX</i> -13	<i>AM</i> -13	<i>AS</i> -13	<i>AT</i> -13
16 00022 000	<i>AA</i> -14	<i>AX</i> -14	<i>AM</i> -14	<i>AS</i> -14	<i>AT</i> -14
22 000 и более	AA-15	<i>AX</i> -15	<i>AM</i> -15	<i>AS</i> -15	<i>AT</i> -15

Таблица 3.1. Классификация аэростатов

Прежде чем перейти к рассмотрению собственно аэростатных платформ, остановимся на принципах полета аэростатов.

## 3.2.1. Основные принципы полета аэростатов

При заполнении оболочки газом, плотность которого меньше плотности воздуха, все ее элементы будут испытывать воздействие сил внутреннего и внешнего давления. Равнодействующей этих сил для каждого выделенного в оболочке вертикального столбика газа является направленная вверх аэростатическая подъемная сила данного элементарного объема газа. Суммируя эти подъемные силы при уменьшении поперечного сечения столбиков газа до нуля, т.е. при увеличении числа элементарных объемов газа до бесконечности, получаем направленную вверх равнодействующую сил аэростатического давления в оболочке, которая называется полной подъемной силой:

$$H = (\rho_{\rm B} - \rho_{\rm r})gV,$$

где  $\rho_{\rm B}$  – плотность воздуха окружающей среды, кг/м<sup>3</sup>;  $\rho_{\rm r}$  – плотность газа внутри оболочки, кг/м<sup>3</sup>; g = 9,8 м/с<sup>2</sup> – ускорение свободного падения; V – полный газовый

объем оболочки. Точка приложения полной подъемной силы называется центром подъемной силы.

Разность полной подъемной силы и взлетного веса P аэростата, определяемого суммой масс конструкции аэростата, груза и экипажа, называется свободной подъемной силой или сплавной силой  $\Phi = Y - P$ . Отрицательную сплавную силу иногда называют перегрузкой аэростата.

Для статически уравновешенного аэростата выполняется условие *Y* = *P*. Высота, на которой выполняется это условие, называется равновесной.

Отношение объема газа  $V_r$ , находящегося в оболочке, к ее полному газовому объему V называют степенью наполнения аэростата  $\chi = V_r/V$ .

### Подъемная сила аэростата

Как уже упоминалось, для наполнения оболочки аэростата могут быть использованы нагретый воздух и газы легче воздуха (водяной пар, метан, гелий и водород). Из уравнения Менделеева—Клапейрона можно получить взаимосвязь между плотностью, давлением и температурой газов:

$$\rho_{\rm B} = p_{\rm B} / (R_a T_{\rm B});$$
  
$$\rho_{\rm \Gamma} = p_{\rm \Gamma} / (R_{a \rm \Gamma} T_{\rm \Gamma}),$$

где  $p_{\rm B}$  и  $p_{\rm r}$  – давления окружающего воздуха и газа в оболочке, соответственно, Па;  $R_a$  и  $R_{a\rm r}$  – газовые постоянные сухого воздуха и газа оболочки, соответственно, Дж/кг-град;  $T_{\rm B}$  и  $T_{\rm r}$  – температуры наружного воздуха и газа внутри оболочки, °К.

Отсюда полную подъемную силу (силу Архимеда) теплового аэростата с учетом  $p_{\rm B} = \langle p_{\rm r} \rangle = p$  и  $R_{a\rm r} = R_a$  можно записать в следующем виде:

$$Y = (\rho_{\rm B} - \rho_{\rm r})Vg = Vpg(1/T_{\rm B} - 1/T_{\rm r})/R_a, \,\mathrm{H},$$

где V – объем газа в оболочке, м<sup>3</sup>.

Из полученной формулы видно, что с уменьшением давления подъемная сила аэростата уменьшается, а при уменьшении температуры наружного воздуха она возрастает.

Сравнить эффективность монгольфьеров с газовыми аэростатами можно по значению удельных подъемных сил кубического метра различных газов.

Удельная подъемная сила

$$y = Y / V = pg[1/(R_a T_B) - 1/(R_{ar} T_r)], H/M^3,$$

или

$$y' = y/g, \ \kappa \Gamma/M^3,$$

где значения газовых постоянных даны в табл. 3.2. Результаты расчета y' по данной формуле приведены в табл. 3.3 [2].

Воздух	Вода	Метан	Гелий	Водород
287	462	520	2079	4158

*Таблица 3.2.* Газовые постоянные, Дж/кг-град

*Таблица 3.3.* Значения удельной подъемной силы для различных газов при температуре наружного воздуха 15 °C и высоте над уровнем моря H = 0 м

Температура, °С	Удельная подъемная сила, кг/м <sup>3</sup>					
	воздух	вода	метан	гелий	водород	
20	0,021	_	0,559	1,057	1,140	
40	0,098	—	0,602	1,068	1,145	
60	0,165	—	0,639	1,077	1,150	
80	0,225	—	0,672	1,085	1,154	
100	0,279	0,636	0,702,	1,093	1,158	
120	0,327	0,666	0,728	1,099	1,161	
140	0,370	0,693	0,752	1,105	1,164	
160	0,410	0,718	0,774	1,111	1,167	
180	0,445	0,740	0,794	1,116	1,169	
200	0,478	0,760	0,812	1,120	1,172	

Из табл. 3.3 следует, что:

 в диапазоне температур от 80 до 120° удельная подъемная сила воздуха составляет 20...30% от подъемной силы самого легкого газа – водорода;

 подъемная сила воздуха с ростом температуры изменяется более интенсивно, чем других газов;

 пары воды обладают значительной подъемной силой, что может быть использовано в перспективных разработках тепловых аэростатов, когда в оболочку через специальные форсунки впрыскивается вода.

Распределение давления газа внутри оболочки аэростата отличается по высоте оболочки. Чтобы пояснить это важное явление, рассмотрим подробнее, какие силы действуют на оболочку воздушного шара, наполненного легким газом, например, водородом. Нижнюю часть оболочки воздушного шара оставляют открытой (рис. 3.3), следовательно давление водорода у нижнего отверстия равно давлению воздуха. Давление воздуха и давление водорода уменьшаются с высотой; значит, как давление воздуха, так и давление водорода на разных участках оболочки будут меньше, чем давление у нижнего отверстия. Поскольку давление более легкого водорода убывает с высотой медленнее, чем давление воздуха, на оболочки изнутри будет действовать большее давление, причем наибольшая разница давлений водорода и воздуха будет в верхней части оболочки. Следовательно, сила, действующая на купол оболочки изнутри и направленная снизу вверх, будет больше силы, действующей снаружи и на-



**Рис. 3.3.** Стрелки, идущие внутрь шара, изображают силы давления наружного воздуха на оболочку; стрелки, идущие наружу, — силы давления газа, наполняющего оболочку

правленной сверху вниз. Разность между этими силами и уравновесит вес шара (оболочки, гондолы и груза).

В начале полета шар наполнен водородом настолько, что выталкивающая сила превосходит силу тяжести. Вес вытесняемого воздуха больше веса шара и заполняющего его газа, поэтому шар летит вверх. Когда шар достигает слоев воздуха с меньшим давлением, водород расширяется в объеме и часть его может выйти через нижнее отверстие наружу. Таким образом, на высоте уменьшается и наружное давление воздуха, и давление водорода внутри шара; уменьшается и равнодействующая сил этих давлений (выталкивающая сила).

На некоторой высоте шар останавливается в равновесии – "вывешивается". Вес вытесняемого

воздуха на этой высоте равен весу шара с находящимся в нем газом. Чтобы опуститься на землю, следует выпустить из оболочки часть газа, уменьшив таким образом вытесняемый объем воздуха. Для этого в верхней части баллона имеется клапан, который можно открыть при помощи веревки из корзины шара. При открывании клапана газ, имеющий большее давление, чем окружающий воздух, выходит наружу. Клапан в нижней части оболочки не выпускал бы газ, так как давления водорода и воздуха здесь одинаковы.

Такой же процесс происходит и в тепловом аэростате. Слои теплого воздуха, который легче окружающего, подобны слоям воды. Каждый слой теплого воздуха давит на следующий, находящийся выше его, и чем ближе к куполу оболочки, тем выше давление.

Давление в любой точке внутри оболочки аэростата можно определить по формуле:

$$p_{\mu_{3}5} = yh_{B}, \Pi a,$$

где *h*<sub>в</sub> – высота, отсчитываемая от нижнего входного отверстия.

В экстремальном случае эксплуатации аэростата при температуре окружающего воздуха – 20 °С и температуре внутри оболочки 120 °С – именно эта температура, как правило, считается предельной для оболочек из полиамидных (капроновых) тканей – избыточное давление для классов *АХ*-7, *АХ*-8, у которых высота оболочки составляет 16...18 м, приблизительно равно 70 Па (7 мм вод.ст.). При обычных условиях, когда удельная подъемная сила меньше 0,25 кг/м<sup>3</sup> (2,45 H/м<sup>3</sup>), для этих аэростатов давление в верхней точке не превышает 45 Па (4,5 мм вод. ст.). В дирижаблях  $p_{из6}$  может достигать 200...400 Па.

#### Достижимая высота подъема аэростата

Статическое равновесие аэростата на максимальной высоте *H* определяется из равенства полной подъемной силы *Y* (сила Архимеда) и веса *P* аэростата:

$$Y(H) = P = m_{\rm A} g, \text{ KG-M-C}^{-2},$$

где  $m_{\rm A}$  – полная масса конструкции аэростата, кг, которая равна сумме  $m_{\rm r} + m_{\rm o6} + m_{\rm H}$ ;  $m_{\rm o6} = \rho_{\rm o6} \cdot V_{\rm o6}$  – масса материала оболочки объемом  $V_{\rm o6}$  и плотностью вещества  $\rho_{\rm o6}$ ;  $m_{\rm r} = \rho_{\rm r} \cdot V$  – масса газа в оболочке;  $m_{\rm H}$  – масса полезной нагрузки (сюда кроме самой полезной нагрузки отнесены такелажное оборудование аэростата, гондола и система оснащения и регулирования давления газа в оболочке).

Для оболочек аэростата в виде эллипсоида вращения и в виде сферы соответственно имеем:

$$V_{_{\rm ЭЛЛ}} = 4\pi a b^2 / 3$$

И

$$V_{\rm cch} = 4\pi r^3 / 3$$
,

где *а* и *b* – полуоси эллипсоида; r = a = b – радиус сферы.

Соответствующие площади поверхностей эллипсоида и сферы

$$S_{_{ЭЛЛ}} = 4\pi (2ab + b^2)/3$$
  
 $S_{ccb} = 4\pi r^2.$ 

Площади фигур можно выразить через их объемы:

$$S_{\text{элл}} = 2V_{\text{элл}} / b + 4\pi b^2 / 3;$$
$$S_{\text{cd}} = 4\pi [3V_{\text{cd}} / (4\pi)]^{2/3}.$$

Отсюда массы оболочек эллипсоида и сферы

$$\begin{split} m_{\text{об-элл}} &= 2\rho_{\text{об}} \cdot h_{\text{об}} [V_{\text{элл}}/b + 4\pi b^2/3];\\ m_{\text{об-сф}} &= \rho_{\text{об}} \cdot h_{\text{об}} \cdot 4\pi [3V_{\text{сф}}/(4\pi)]^{2/3}. \end{split}$$

Из уравнения состояния идеального газа можно выразить плотность одного газа через плотность другого:

$$\rho_{\rm r} = \rho_0 M_{\rm r} / M_{\rm B},$$

где М<sub>в</sub> и М<sub>г</sub> – молекулярные массы воздуха (29 кг/кмоль) и газа-наполнителя (для гелия 4 кг/кмоль).

Тогда статическое равновесие аэростата запишется в виде уравнения:

$$\frac{p_{\rm B}}{R_a T_{\rm B}} - \frac{p_{\rm \Gamma}}{R_{a \rm \Gamma} T_{\rm \Gamma}} - \frac{m_{\rm A}}{V} = 0 ,$$

или

$$p_{\rm B}/T_{\rm B} - p'_{\rm B}M_{\rm r}/(T_{\rm r}\cdot M_{\rm B}) - m_{\rm A}R_a/V = 0.$$

После подстановки вместо *m*<sub>A</sub> ее составных частей для оболочки в виде сферы получим:

$$p_{\rm B}/T_{\rm B} - p'_{\rm B}M_{\rm F}/(T_{\rm F}\cdot M_{\rm B}) - [p'_{\rm B}VM_{\rm F}/(M_{\rm B}R_{a}T_{\rm F}) + m_{\rm of} + m_{\rm H}]R_{a}/V = 0,$$

где  $p'_{\rm B}$  – давление воздуха внутри оболочки шара;  $m_{\rm of} = m_{\rm of-c\phi}$  – для сферы;  $m_{\rm of} = m_{\rm of-200}$  – для эллипсоида.

Таблица 3.4. Параметры атмосферы, принятые при расчете

Высота, км	Давление, Па	<i>T</i> , °K	Высота, км	Давление, Па	<i>T</i> , °K
0	101300	288	16	10100	217
2	79490	275	18	7400	216
4	61630	262	20	5400	215
6	47170	249	22	3900	216
8	35200	232	24	2880	218
10	25500	217	26	2100	222
12	19000	215	28	1600	226
14	13800	214	30	1150	230





**Рис.** 3.4. Зависимости требуемого объема оболочки V(4), ее радиуса r(2) (в случае сферической формы) и изменения масс нагрузки  $m_{\rm H}(1)$  и оболочки  $m_{\rm ob}(3)$  от высоты зависания аэростата при массе всей структуры 20 т

**Рис. 3.5.** Зависимости требуемого объема оболочки V(4), ее радиуса r(2) (в случае сферической формы) и изменения масс нагрузки  $m_{\rm H}$  (1) и оболочки  $m_{\rm o6}$  (3) от высоты зависания аэростата при массе всей структуры 40 т
В качестве примера рассмотрим аэростат, имеющий наполненную гелием оболочку толщиной 4 мм из современных сверхпрочных композиционных материалов с плотностью 100 кг/м<sup>3</sup>. Для такого аэростата оценим объем оболочки с газом, необходимый для достижения максимальной высоты H при двух заданных общих массах структур. Считаем, что давление и температура внутри оболочки и извне одинаковы, а в качестве атмосферных условий для расчета возьмем данные из табл. 3.4, полученные усреднением метеоданных из табл. 2.3–2.5. Результаты расчетов в виде графических зависимостей требуемого объема оболочки, ее радиуса (в случае сферической формы), а также изменения масс нагрузки  $m_{\rm H}$  и оболочки  $m_{\rm of}$  от высоты зависания аэростата при двух массах всей структуры аэростата 20 т и 40 т представлены на рис. 3.4 и 3.5.

#### Силы, действующие на аэростат

Аэростат в свободном полете всегда перемещается вместе с воздушной массой, поэтому динамическое воздействие на его оболочку отсутствует. При вертикальных маневрах, при попадании в сдвиг ветра, в термические или динамические конвективные потоки, а также при полетах на привязи на оболочку воздействует скоростной поток воздуха, вызывающий дополнительные силы, которые необходимо учитывать. Различные случаи обтекания оболочки показаны на рис. 3.6.

 $F_{r} = S_{r}C_{r}\rho_{B}v_{r}^{2}/2;$ 

Горизонтальная и вертикальная силы, действующие на оболочку, Н

$$F_{y} = S_{y}C_{y}\rho_{B}v_{y}^{2}/2,$$

$$V_{x} < 4 \text{ M/c}$$

$$V_{x} < 4 \text{ M/c}$$

$$V_{y} < 5...6 \text{ M/c}$$

$$V_{y} > 5...6 \text{ M/c}$$

$$V_{y} > 5...6 \text{ M/c}$$

где  $S_x$ ,  $S_y$  — площади поперечного сечения оболочки соответственно в горизонтальном и вертикальном направлениях,  $M^2$ ;  $v_x$ ,  $v_y$  — горизонтальная и вертикальная составляющие скорости набегающего воздуха, м/с.

Аэродинамические коэффициенты  $C_x$  и  $C_y$  для оболочек аэростатов классической формы (близкой к грушевидной) зависят от условий обтекания и приведены в табл. 3.5. Аэродинамические коэффициенты возрастают с увеличением высоты полета [3].

Значения $C_x$ , $C_y$	Условия
0,6	Обтекание невозмущенным воздухом и без деформации оболочки (рис. 3.6, <i>a</i> , <i>в</i> )
0,8	Обтекание турбулентным потоком без деформации оболочки (полет аэро- стата в неспокойной атмосфере, привязные подъемы на малых высотах)
0,81,1	Обтекание турбулентным потоком с образованием на оболочке "ложки" (рис. 3.6, <i>б</i> , <i>г</i> )

Таблица 3.5. Аэродинамические коэффициенты для оболочек классической формы

Наиболее простой случай – горизонтальный полет без воздействия на аэростат восходящих или нисходящих потоков – показан на рис. 3.7, *а*. При этом вес аэростата *Р* уравновешен полной подъемной силой:

$$Y = P$$
.

При наборе высоты или спуске с постоянной скоростью на аэростат дополнительно воздействует динамический напор воздуха. Аналогичное воздействие может испытывать шар и при горизонтальном полете в условиях вертикальной термической активности атмосферы.

Подъемная сила при равномерном подъеме (спуске) или горизонтальном полете в нисходящем (восходящем) потоке (рис. 3.7, *б*, *в*) по сравнению с обычным горизонтальным полетом должна быть больше на величину силы динамического воздействия воздуха на оболочку аэростата

$$Y = P + F_{v}$$

где  $F_v$  – сила воздействия на оболочку вертикального воздушного потока.



Рис. 3.7. Силы, действующие на аэростат в полете: a — горизонтальный полет;  $\delta$  — полет с равномерным набором высоты (скорость потока воздуха  $v_y$  направлена сверху вниз); a — спуск аэростата с замедлением (скорость потока воздуха направлена снизу вверх); e — полет аэростата на привязи



Рис. 3.8. Управление свободным аэростатом

Следует отметить, что управление своболным аэростатом достаточно ограничено: вверх - путем сбрасывания балласта (рис. 3.8, а), при движении вниз - стравливанием газа из оболочки (рис. 3.8, б). Тормозной канат (гайдроп) (рис. 3.8, в) придает шару устойчивость и обеспечивает мягкую посадку, когда для выпуска газа открывается выпускной сектор оболочки (рис. 3.8, г).

Часто аэростату приходится работать на при-

вязи, отрабатывая заказы рекламодателей или катая пассажиров. Несмотря на кажущуюся простоту, привязной полет в некоторых отношениях оказывается сложнее свободного. Это, в первую очередь, связано с воздействием на аэростат боковых порывов ветра и других факторов. Схема сил, действующих на аэростат при полете на привязи, показана на рис. 3.7, *г*.

Подъемная сила аэростата при полете на привязи должна быть больше общего веса аэростата на вертикальную проекцию реакции привязного фала:

$$Y = P + F_{x} \operatorname{tg} \alpha ,$$

где а – угол между фалом и поверхностью Земли.

При расчете силы  $F_x$ , связанной с боковым ветром, необходимо учитывать влияние скорости ветра на аэродинамический коэффициент  $C_x$  и на площадь поперечного сечения оболочки, которая при скоростях более 4 м/с начинает увеличиваться из-за возникающей деформации. Для аэростатов, например, класса *АХ*-7 силу  $F_x$  можно ориентировочно оценить с помощью выражения:

$$F_x = (11...20)v_x^2$$

где  $F_x$  – боковая сила, кг;  $v_x$  – скорость ветра, м/с.

Нижнее значение числового коэффициента относится к малым скоростям, а верхнее – к скоростям ветра более 4...5 м/с.

Отсюда следует, что подъемную силу аэростата необходимо увеличить на величину

$$\Delta Y = F_{\rm y} \, \mathrm{tg} \, \alpha$$
.

# 3.2.2. Свободные и привязные аэростаты

С момента появления первых аэростатов основными их потребителями стали военные ведомства, которые использовали аэростаты преимущественно для ведения разведывательной работы. Поэтому особое внимание уделялось оснащению аэростатов различными сигнальными устройствами. Так, еще до изобретения радио в 1870 г. Военным ведомством России был построен (полностью из российских материалов и на отечественных заводах) воздушный шар объемом 1500 м<sup>3</sup>, оснащенный телерафным аппаратом [4].

С появлением радио все исследования на аэростатах сопровождались, как правило, радиотехническими экспериментами, целью которых являлось определение возможностей осуществления радиосвязи с летательными аппаратами и наземными пунктами. Например, поднятие аэростатов часто сопровождалось трансляцией радиосигналов на ряд наземных приемных станций для изучения распространения радиоволн на больших высотах. Привязные аэростаты использовались для поднятия длинноволновых антенн (металлический привязной трос и был той антенной). Это было очень актуально в условиях Крайнего Севера, где не было никаких высот и башен, а радиосвязь была единственной возможностью общения с Большой Землей.

Наиболее доступным типом аэростатов является тепловой, у которого подъемная сила регулируется при помощи газовой горелки, установленной в корзине аэростата. Для управления процессом горения и полетом в тепловом аэростате непременно присутствует пилот. Таким образом, тепловые аэростаты ориентированы на непродолжительные полеты и небольшую грузоподъемность. Абсолютный рекорд по подъему на самом крупном тепловом аэростате серии *AX*-15 был установлен в 1988 г. и составил 19811 м. В табл. 3.6 приведены официальные мировые рекорды Международной федерации аэронавтики на высоту полета в классах AX-8 и AX-9.

Класс и категория аэростата	Высота, м	Дата рекорда	Пилот (пилоты)		
<i>AX</i> -01	2308	28.02.95	Gonter SCHABUS (Австрия)		
<i>AX</i> -02	4371	15.03.98	Oscar LINDSTRHM (Швеция)		
<i>AX</i> -03	6165	15.02.86	Coy FOSTER (США)		
<i>AX</i> -04	8994	23.02.86	Coy FOSTER (США)		
<i>AX</i> -05	9540	08.12.79	Carol R. DAVIS (CIIIA)		
<i>AX</i> -06	12 326	12.06.96	Josef STARKBAUM (Австрия)		
<i>AX</i> -07	14018	08.07.95	Josef STARKBAUM (Австрия)		
<i>AX</i> -08	15011	21.07.98	Josef STARKBAUM (Австрия)		
<i>AX</i> -09 <i>AX</i> -13	16154	01.08.79	Chauncey M. DUNN (CША)		
<i>AX</i> - 14, <i>AX</i> - 15	19811	06.06.88	Per Axel LINDSTRAND (Великобритания)		

Таблица 3.6. Рекорды высот подъема на тепловых аэростатах

Для поднятия на большие высоты используются так называемые стратостаты – это аэростаты большого объема (порядка 100 тыс. м<sup>3</sup>), имеющие герметичную гондолу регенерационного типа (для экипажа, оборудования, балласта) и шарообразную оболочку размером более 30 м.

Когда-то полеты на стратостатах были единственной возможностью для человека приблизиться к нижней границе открытого космоса. Путешествия по стратосфере имели, помимо чисто спортивного интереса, и огромное научное значение. Добывались ранее недоступные данные о верхних слоях атмосферы.

Максимальная высота пилотируемых полетов на стратостатах постепенно возрастала. 27 мая 1931 г. бельгийцы Огюст Пикар и Пауль Кипфер достигли высоты 15780 м, а 18 августа 1932 г. на том же стратостате (правда, несколько усовершенствованном) О. Пикар и его ассистент М. Козине поднялись на 590 м выше. 30 сентября 1933 г. советские стратонавты Г.А. Прокофьев, К.Д. Годунов и Э.К. Бирнбаум на стратостате СССР-1 поднялись на 19000 м над уровнем моря (рис. 3.9), а ровно через 4 месяца П.Ф. Федосеенко, А.Б. Васенко и И.Д. Усыскин на стратостате Осоавиахим-1 достигли высоты 22000 м. Далее, 11 ноября 1935 г. американские исследователи А. Стивенс и О. Андерсон на Эксплорере-2 подняли планку высоты до 22066 м, а в мае 1961 г. два офицера ВМС США капитан М. Росс и лейтенант В.А. Пратер-младший покорили высоту 34668 м.

Неудачи и катастрофы, сопутствующие пилотируемым полетам в стратосферу, а также развитие авиакосмической техники привели к отказу от таких полетов. Научную составляющую взяли на себя автоматические зонды. А для установления различных рекордов человек стал использовать реактивные самолеты. Однако, в последнее время вновь возрождается интерес к полетам на стратосферных гондолах.



**Рис. 3.9.** Общий вид гондолы стратостата СССР-1. Амортизатор из ивовых прутьев при посадке на большой скорости сминается, ослабляя удар

По крайней мере, это попытались доказать в сентябре 2003 г. британцы Колин Прескот и Энди Эльсон. Они планировали достичь высоты 40 км и установить новый мировой рекорд высоты полета на воздушном шаре продолжительностью 11 ч. Для этого был построен самый крупный в истории гелиевый стратостат *QinetiQ* 1 (рис. 3.10). Он в 400 раз крупнее обычного воздушного шара и выше, чем знаменитая нью-йоркская башня Эмпайр Стейт (381 м). Поскольку гондола открытая, то пилоты были одеты в космические скафандры (рис. 3.11).

Помимо стратонавтов воздушный шар должен был поднять и экспериментальный беспилотный самолет на солнечных батареях. Прескот и Эльсон должны были запустить его на высоте 30 км. Однако, как писали газеты, "рекорд высоты "заглох" на 15 метрах" [5]. При старте, когда высота полиэтиленовой оболочки стратостата *QinetiQ* 1 достигла 15 м, произошла утечка газа и шар сдулся. Полет отложили на неопределенный срок.

Таким образом, для реализации телекоммуникационных аэроплатформ лучше всего подходят беспилотные аэростаты, способные не только подниматься на большие высоты, но и находиться там продолжительное время. Так, беспилотный исследовательский аэростат *NASA* (*National Aeronautics and Space Administration*), предназначенный для проведения солнечных и гелиосферных исследований по программе *LEE* (*Low Energy Electrons*), 25 августа 2002 г. вблизи г. Линн-Лэйк в канадской провинции Манитоба достиг высоты полета 49 км при общей массе полезной нагрузки 690 кг [6]. При объеме 1,7 млн м<sup>3</sup> он стал крупнейшим аэростатом в мире из числа тех, которым удалось подняться в воздух (рис. 3.12). Эксперимент показал, что аэростат способен не только подняться на исключительно большую высоту, но и доставить туда существенную полезную нагрузку.



**Рис. 3.10.** Стратостат *QinetiQ* 1, заполненный гелием



Рис. 3.11. Открытая гондола с двумя пилотами в скафандрах стратостата *QinetiQ* 1



**Рис. 3.12.** Подготовка к запуску аэростата *NASA* (источник – *www.sciencedaily.com*)

В конструкциях исследовательских аэростатов *NASA* используется сверхтонкий полиэтилен, по толщине сравнимый с пластиковой пищевой пленкой, используемой для упаковки бутербродов. Крупнейший стандартный аэростат *NASA* имеет объем 1,13 млн м<sup>3</sup> и может подниматься на высоту около 39,6 км. Комплект включает в себя сам аэростат, парашютную систему и платформу с научной аппаратурой.

Полет на этом аэростате стал шестым в серии исследований космического излучения при помощи аппаратуры программы *LEE*, а также прибора *AESOP* (*Anti* – *Electron Sub Orbital Payload*). 13 августа размещенные на аэростате приборы поднялись на высоту 41 км. Общее время полета составило 23 ч 14 мин. После завершения эксперимента по команде с земли платформа с приборами на парашюте спустилась на Землю и уже через два часа была обнаружена группой обеспечения. После восстановления прибор *LEE* вновь поднялся в воздух 25 августа.

Эксперимент *LEE* проводится под руководством доктора Пола Эвенсона (*Paul Evenson*) из университета штата Делавэр, г. Ньюарк (*University of Delaware, Newark*). Аппаратура *LEE* и *AESOP* поднималась в воздух с помощью аэростатов в 1997–2000 годах.



**Рис. 3.13.** Аэростат *StratCon* корпорации *Global Aerospace* (источник — *www.gaerospace.com*)

Корпорация Global Aerospace в Южной Калифорнии (США) (www.gaerospace.com) развивает концепцию стратосферных баллонов из сверхтонкого полиэтилена под избыточным давлением StratCon (Stratospheric Constellations, другое название — Strato Sail) для создания исследовательских и телекоммуникационных аэростатов, которые должны в большом количестве находиться в верхнем слое атмосферы Земли на высотах порядка 35 км (рис. 3.13). Данная конструкция аэростата базируется на представленном выше аэростате NASA и в сво-

ем составе содержит собственно баллон с газом и подвешенное на длинном порядка десяти километров тросе оборудование (рис. 3.14). Интересное решение в данной конструкции имеет модуль питания, который представляет собой решетку солнечных батарей общей мощностью 2 кВт, расположенных одна над другой под гондолой аэростата (рис. 3.15). Прототип такой решетки питания показан на рис. 3.16, а его параметры следующие:

Размер системной ячейки, м	2×2×0,5
Генерируемая мощность, Вт	2000
Постоянное напряжение, В	50150
Мощность системы, которая расходуется ночью, Вт	1020
Коррекция положения, °/с	1
Время разворачивания и начала действия, мин	30
Время складывания, мин	30
Температура максимальная/рабочая, °С	-90°/-50°





**Рис. 3.14.** Структура аэростатной системы *StratCon* 

Рис. 3.15. Структура системы питания решетки солнечных батарей в развернутом виде: *1* – гондола; *2* – кабели наклона; *3* – элемент решетки; *4* – кабели питания; *5* – защитная пластина





Рис. 3.16. Прототип ячейки системы питания решетки солнечных батарей: a – отдельный элемент решетки 2×2 м мощностью 400 Вт;  $\delta$  – ячейка в сложенном виде; s – тест позиционирования основы, на которую будет крепиться элемент решетки (источник – www.gaerospace.com)





Рис. 3.17. Конструкция системы аэростат-парашют *АНАВ*: 1 – радиоантенна; 2 – баллон с гелием; 3 – парашют; 4 – модуль управления; 5 – модуль полезной нагрузки; 6 – *GPS*-антенна



**Рис. 3.19.** Схема полета привязного аэростата: *1* – наземная система с лебедкой; *2* – ветер; *3* – трос; *4* – аэростат; *5* – связное или мониторинговое оборудование

Рис. 3.18. Стадии полета АНАВ: 1 – старт; 2 – подъем; 3 – разрыв оболочки; 4 – опускание; 5 – возврат на землю

Максимально выдерживаемый удар о землю при приземлении решетки солнечных батарей в сложенном виде составляет 10 g.

В то же время Университетская школа инженерии и прикладной науки в Вашингтоне (Washington University School of Engineering and Applied Science) предложила экспериментальную высокоподнятую платформу (рис. 3.17) низкой стоимости на основе системы аэростат—парашют AHAB (ARIA High Altitude Balloon). Гелиевый баллон обеспечивает поднятие груза массой 4 кг на высоты порядка 27 км. Стадии полета AHAB показаны на рис. 3.18.

Наиболее устойчивое положение в пространстве может сохранять привязной аэростат, у которого энергетическое обеспечение осуществляется по кабелю с Земли и (или) энергетической установкой на борту аэростата. На рис. 3.19 приведена схема использования привязного аэростата. В работах [7—9] для различных вариантов привязных аэростатов были рассчитаны баллистические, аэродинамические и массо-геометрические модели. Баллистические расчеты проводились путем интегрирования уравнений движения методом Эйлера с шагом интегрирования 0,02 с при помощи программы СПЛАТ (Стратосферная ПЛАТформа). Все модели сравнивались между собой по критерию массовой эффективности.

На рис. 3.20 показаны результаты расчетов для привязного аэростата с полезной нагрузкой 1000 кг. При расчетах полагалось, что аэростат общей массой 5,4 т, наполненный гелием, имеет баллонет объемом 71 000 м<sup>3</sup>, массой 1,47 т и диаметром 50 м. Аэростат крепится канатом длиной 28,3 км, диаметром 9 мм и массой 2,68 т. Питание мощностью 2 кВт подается на аэростат по канату.

Для такого привязного аэростата в качестве несущего газа предполагается использовать водород [10]. Для получения водорода на борту аэростата можно использовать два способа: глубокое охлаждение; электролиз.

Получение водорода путем глубокого охлаждения осуществляется при охлаждении газа до -190 °C. При этой температуре конденсируются все другие составные части, и только водород, который конденсируется при -253 °C остается в газообразном состоянии. При методе электролиза водных растворов требуется около 7 кВт·ч электроэнергии для выработки 1 м<sup>3</sup> водорода. Электроэнергию для электролизеров можно преобразовывать из солнечной энергии или передавать ее посредством кабеля с Земли (рис. 3.21).



**Рис. 3.20.** Временные зависимости высоты подъема H(3), дальности полета X(2), лобового сопротивления Db(1), угла траектории полета Q(4), скорости подъема V(5) привязного аэростата с полезной нагрузкой 1000 кг



Рис. 3.21. Использование энергоаккумулирующих веществ на борту аэростата при помощи преобразования солнечной энергии или энергетического кабеля

Перспективным считается метод получения водорода из гидридных аккумуляторов, которые состоят из гидридных патронов, наполненных металлогидридным порошком. Основу порошка составляет лантан-никелевый гидрид. При его нагреве выделяется водород, а при увеличении давления молекулы материала интенсивно поглощают водород (каждая молекула сплава удерживает шесть атомов водорода). Разместив на борту аэростата установку, можно значительно повысить автономность полета. Водород используется как для подпитки оболочки, так и для получения электроэнергии, а также в качестве топлива двигателей аэростата. Подобные аэростаты могут стать самыми экологически чистыми аппаратами. Применение водорода в качестве топлива удобно также тем, что при его сгорании не изменяется масса аэростата. 1 л водорода, полученный из 150 г металлогидридного порошка, имеет ту же теплоту сгорания, что и 2,5 л керосина. Можно также создать гелиево-водородный аэростат, в котором внутри гелиевой оболочки будут располагаться водородные отсеки.

Привязной аэростат является частью аэростатного комплекса. Кроме самого аэростата комплекс содержит кабель-трос, полезный груз и комплекс наземного обслуживания. Привязной аэростат представляет собой платформу-носитель полезного груза. Кабель-трос удерживает аэростат во время подъема, спуска и стоянки на рабочей высоте, обеспечивая электроснабжение бортовых систем и полезного груза, а также отвод молнии и статического электричества. Наземный комплекс обслуживания гарантирует нормальное функционирование аэростата на рабочей высоте, его подъем и спуск, наземное обслуживание на всех этапах работы, а также обслуживание полезного груза.

Комплекс наземного обслуживания содержит в себе удерживающее устройство, оснащенное аэростатной лебедкой, средствами газо- и воздухораздела, профилактического обслуживания, энергоснабжения, управления, радиосвязи, а также другими системами и оборудованием.

Привязной аэростат состоит из оболочки с баллонетом, обтекателя полезного груза с такелажем и воздушным отсеком в хвостовой части аэростата, носового усиления, оперения, такелажа, комбинированных (воздушных и газовых) предупредительных клапанов, пневмоклапана, шлангов подведения воздуха, системы воздухо-

пополнения (включая систему поддержки избыточного давления в баллонете, оперении и обтекателе, регулирующих и обратных клапанов в системе поддержки избыточного давления), пилотажно-навигационного оборудования, блоков аварийного энергоснабжения, молниеотвода.

На базе привязных аэростатов в настоящее время создан ряд низкоподнятых аэроплатформ. Рассмотрим некоторые из них.

После известного пожара на Останкинской телебашне – когда в России не оказалось аэростатных систем, способных компенсировать ущерб и поднять передатчики, хотя бы на какое-то время – была разработана беспроводная аэростатная радиосеть (БАРС). Ее создали конструкторы из Российского Воздухоплавательного Общества совместно с Институтом проблем передачи информации РАН. 14 сентября 2001 г. был произведен опытный запуск аэростатного комплекса БАРС на территории РНЦ "Курчатовский институт" (рис. 3.22). Комплекс продемонстрировал высокую работоспособность, включая причальное устройство аэростата, базовую радиомодемную станцию и привязной аэростат [11]. Объем оболочки воздухоплавательного носителя составил 400 м<sup>3</sup>, а его полезная нагрузка – 120 кг. Рабочая высота – 1200 м. В настоящее время такой ретранслятор создан. Его заказчики представляют как оборонное ведомство, так и гражданские институты.

Сейчас уже имеется более совершенная модификация системы *Au*-17 производства НПО "РосАэроСистемы" (Россия) (рис. 3.23), лежащей в основе комплекса БАРС (*www.rosaerosystems.pbo.ru*). Она получила название "РЫСЬ". Ее баллонет, занимающий 25 % объема, позволит выводить полезную нагрузку на высоту до 2 км и в течение 20 дней обеспечивать достаточно устойчивое положение на заданной высоте при скорости ветра до 25 м/с.



Рис. 3.22. БАРС, подготовка к запуску [11]



Рис. 3.23. Две модификации привязного аэростата *Au*-17



Рис. 3.24. Привязной аэростат Пума [11]

Другие российские компании Авгуръ и РосАэроСистемы разработали аэростаты Пума и Ягуар [12] (рис. 3.24), технические характеристики которых представлены в табл. 3.7.

Вышеуказанные привязные аэростаты оснащены современным радиолокационным оборудованием и позволяют контролировать территорию диаметром до 200 км. Наиболее часто привязные аэростаты применяются с целью: борьбы с контрабандой и пиратством; выявления ракет на малых высотах; охраны границ.

Таблица. 3.7. Технические данные привязных аэростатов Ягуар и Пума

Тип аэростата	Ягуар	Пума
Объем. м <sup>3</sup>	8900	11 809
Объем газа (при нормальных условиях), м <sup>3</sup>	90006714	90006714
Длина, м	55.2	60.7
Высота, м	32,5	35,8
Расстояние между нижними стабилизаторами, м	28,8	32,0
Максимальная скорость ветра, м/с:	,	,
– на удерживающем устройстве	30	46
– на рабочей высоте	25	30
Диапазон температур, °С	От +5 до +55	От -50 до +50
Рабочая высота, км	14	25
Продолжительность непрерывного полета, дней,		
не более	30	25
Несущий газ	Гелий	Гелий
Полезная нагрузка, кг, не более	1700	2200
Скорость подъема/спуска, м/мин:		
– номинальная	90	100
– максимальная	180	240
Передача данных	По радиоканалу	По радиоканалу
Электропитание	По кабель-тросу	По кабель-тросу
Передаваемая мощность, кВт	20	32,5
Максимальное потребление мощности аэростатным		
оборудованием, кВт:		
<ul> <li>на рабочей высоте</li> </ul>	4	4,5
– во время спуска	8	9
Система поддержания давления	Автоматическая	Автоматическая

Примечание: Скорость ветра более 33 м/с соответствует тропическому урагану, это высший (двенадцатый) балл по шкале Бофорта.

Кроме радиолокационного оборудования привязные аэростаты несут на борту разнообразную аппаратуру связи. Обтекатель умещает цифровые передатчики голосовых данных, телевизионного изображения и радиоволн на FM частотах, обеспечивая связь любого типа (телефонную, пейджинговую и т.п.).

Широкую известность получили привязные аэростаты американской компании TCOM, обслуживающей главным образом Военно-морские силы США. Компанией разработана линейка моделей с объемом баллонета от нескольких тысяч до десятков тысяч кубометров. Параметры некоторых из них представлены в табл. 3.8. Последней разработкой компании TCOM был аэростат 71M (рис. 3.25), который может в течение 30 дней непрерывного полета находиться на высоте 5...6 км и потреблять при этом своей полезной нагрузкой мощность 22 кВт.

Название аппарата	Размер, м			Объем оболочки.	Рабочая высота.	Грузо- полъем-	Время полета.
	Длина	Ширина	Высота	м <sup>3</sup>	KM	ность, т	дней
<i>Au</i> -17	17,8	7,8	7,8	1000	1	_	60
31 <i>M TCOM</i>	31	10,4	10,4	1600	1,2	0,2	15
Ягуар	55,2	32,5	32,5	8900	4	1,7	25
365 TCOM	60	17,4	17,4	12000	4,5	1,2	25
420K Lockheed	60	_	_	11890	4,8	2	30
Пума	60,7	36	36	11809	5	2,2	30
595K Lockheed	70	_	_	16850	6	2	30
71 <i>M TCOM</i>	71	21	21	16000	6	1,6	30

Таблица 3.8. Характеристики аэроплатформ на базе привязных аэростатов



Рис. 3.25. Привязной аэростат 71*M* : *a* – в полете; *б* – возле причальной мачты (источник – www.tcomlp.com)



**Рис. 3.26.** Привязной аэростат *Lockheed Martin NE&SS-Akron* 420*K* 

Для целей наблюдения (разведки) и поддержания необходимых телекоммуникаций служит серия привязных аэростатов конгломерата *Lockheed Martin Naval Electronics & Surveillance Systems-Akron*: 56 K, 275 K, 420 K и 595 K (число спереди соответствует объему аэростата в тысячах футов). Параметры некоторых аэростатов сведены в табл. 3.8, а внешний вид одного из них 420 K, который получил наибольшее распространение, представлен на рис. 3.26.

Следует отметить, что при работе с привязными аэростатами нужно тщательно контролировать существующую скорость ветра, чтобы она не превысила допустимой для конкретного аэростата и не привела к разрыву его такелажа. Разрыв и падение удерживающего троса может привести к тяжелым последствиям в районе его падения.



# 3.2.3. Дирижабли

Дирижабль — это управляемый летательный аппарат (аэростат) удлиненной формы легче воздуха (рис. 3.1,  $\delta$ ). Основными частями дирижабля являются: корпус (оболочка), заполняемый водородом или гелием, двигатели с воздушными винтами и системы, обеспечивающие их действие, оперение — стабилизаторы, кили, рули высоты и управления, гондола (одна или несколько), причально-швартовые устройства. Дирижабли явились дальнейшим развитием аэростатов, способных к самостоятельному движению в воздушной массе. Эволюция воздухоплавательных аппаратов демонстрируется на рис. 3.27.

Рис. 3.27. Эволюция воздухоплавательных аппаратов (сверху вниз): Шар Монгольфье (1783 г.); мягкий дирижабль Парсеваля (1906 г.); полужесткий дирижабль Лебоди (1902 г.); жесткий дирижабль Цеппелина *LZ*-1 (Германия, 1900 г.); дирижабль *R*-101 (Англія, 1930 г.); дирижабль *ZRS*-5 "*Macon*" (США, 1933 г.); дирижабль Цеппелина *LZ*-129 "Гиндебург" (Германия, 1937 г.); корабль Титаник (последний дан для сравнения габаритов)

Прежде чем перейти к рассмотрению конструкций дирижаблей остановимся на основных принципах его полета в статическом равновесии.

#### Некоторые особенности установившегося прямолинейного полета



Рис. 3.28. Положения статически уравновешенного дирижабля: a — собственно статически уравновешенный дирижабль;  $\delta$  — изменение положения продольной оси статически уравновешенного дирижабля; e — статически уравновешенный дирижабль при отклонении в полете руля высоты

торого составляет V = 100000 м<sup>3</sup>, если к его оперению приложить силу  $\Delta p = 250$  Н на расстоянии l = 100 м от главной вертикальной оси (рис. 3.28,  $\delta$ ).

Примем удельную подъемную силу газа равной 10 Н/м<sup>3</sup>. Для дирижабля выбранных размеров можно задать a = 10 м. Угол поворота продольной оси найден из условия  $\Delta pl = Pd = Pa \sin \theta$ , откуда  $\theta = \Delta pl/(10Va) = 0,0025$  рад  $= 0,14^{\circ}$ . Следовательно, сила  $\Delta p = 250$  Н при заданных условиях практически не изменит исходного положения продольной оси дирижабля ( $\theta = 0$ ). Однако, даже малая перегрузка  $\Delta p$ нарушает статическое равновесие дирижабля, находящегося на равновесной высоте ( $P + \Delta p > Y$ ), и он начинает снижаться.

Рассмотрим статически уравновешенный дирижабль с наполненной газовой оболочкой, находящийся с неработающими двигателями в неподвижном воздухе. На него будут действовать лишь две силы: полная подъемная сила Y и его вес P (рис. 3.28, a). Центр подъемной силы O находится в центре газового объема оболочки. Вес P приложен в центре масс M дирижабля. Точки приложения обеих сил расположены на одной вертикали, называемой главной вертикалью дирижабля. Расстояние OM = a между центрами подъемной силы и масс называется метацентрической высотой.

При нормальной центровке дирижабля его продольная ось перпендикулярна главной вертикальной оси. Произведение *Ya* или *Pa* называется модулем статической пары. Значение этого модуля определяет степень статической устойчивости дирижабля. Чем оно больше, тем труднее изменить исходное положение продольной оси дирижабля.

Для иллюстрации согласно [13] оценим, насколько изменится положение продольной оси статически уравновешенного дирижабля, газовый объем которого составляет  $V = 100000 \text{ м}^3$ , если к на расстоянии l = 100 м от главной вертиТаким образом, статически уравновешенный дирижабль с неработающими двигателями обладает следующими основными свойствами: высокой чувствительностью к нарушению равновесия под воздействием дополнительных сил и малым изменением положения своей продольной оси под воздействием тех же сил. Именно эти свойства в значительной мере обусловливают поведение управляемого аэростата в полете.

Теперь рассмотрим установившийся прямолинейный полет дирижабля. Пусть статически уравновешенный дирижабль (Y = P) в установившемся горизонтальном полете имеет скорость *v*. При этом все воздействующие на дирижабль аэродинамические силы уравновешены тягой двигателя, рули находятся в нейтральном положении.

При отклонении установленного в кормовой части руля высоты вверх на нем возникают аэродинамические силы, равнодействующая которых направлена вниз. Она создает относительно центра масс момент, поднимающий нос дирижабля. Поэтому отклонение руля высоты вверх еще называют установкой "на подъем". Но оказывается, что дирижабль при этом будет набирать высоту, только начиная с определенной скорости (называемой критической инверсионной). При меньших скоростях полета вместо ожидаемого подъема будет иметь место снижение. Такое поведение дирижабля непосредственно связано с рассмотренными выше свойствами.

Для больших дирижаблей значение критической инверсионной скорости составляет примерно 40 км/ч, для малых – 20...30 км/ч.

При отклонении руля высоты вверх на угол  $\delta$  вертикальная составляющая  $\Delta Y_p$  равнодействующей возникающих аэродинамических сил приведет к нарушению статического равновесия дирижабля и появлению направленной вертикально вниз составляющей скорости  $\Delta \mathbf{v}$  (рис. 3.28, *в*). Положение равнодействующей векторов скорости  $\mathbf{v}$  и  $\Delta \mathbf{v}$  определит новое направление движения дирижабля со скоростью v' под углом  $\alpha$  к прежнему. Изменение величины и направления скорости вызовет дополнительную силу аэродинамического сопротивления, приложенную к корпусу. Вертикальная составляющая  $\Delta Y_k$  этой силы будет направлена вверх.

Следует отметить, что рассматриваются лишь положения до и после прекращения действия возмущения без исследования участка неустановившегося движения. Прекращение действия возмущения наступит лишь при равновесии всех сил и моментов, действующих на дирижабль, т.е. после того, как пара сил  $\Delta Y_p$  и  $\Delta Y_k$  повернет дирижабль вокруг центра масс против часовой стрелки на угол  $\theta$ . (Поскольку горизонтальные составляющие равнодействующих аэродинамических сил на руле высоты и корпусе дирижабля, а также создаваемые ими моменты существенно меньше вертикальных сил и их моментов, и они практически не влияют на конечное состояние равновесия, для простоты они здесь не рассматриваются).

При малых углах б и  $\alpha$  можно записать  $\Delta Y_p = K_y^p \delta v^2$ ;  $\Delta Y_{\kappa} = K_y^{\kappa} \alpha v^2$ , где  $K_y^p$ и  $K_y^{\kappa}$  – постоянные коэффициенты для руля и корпуса дирижабля, т.е. возникающие на руле и корпусе аэродинамические силы пропорциональны квадрату скорости полета *v*. Поскольку вертикальная составляющая скорости незначительно изменяет абсолютную величину скорости полета, можно считать v' = v.

В конечном состоянии равновесия дирижабля выполняется условие  $|\Delta Y_p| = |\Delta Y_{\kappa}|$  или  $K_y^p \delta v^2 = K_y^{\kappa} \alpha v^2$ , откуда следует, что для статически уравновешенного дирижабля независимо от скорости его полета отношение

$$\delta / \alpha = K_v^{\kappa} / K_v^{p} = \text{const}$$

Величина этого отношения определяется только конструктивными параметрами конкретного дирижабля.

### Конструкции дирижаблей, их достоинства и недостатки

Различают дирижабли мягкой, полужесткой, жесткой и комбинированной систем [4, 14–15].

Основное отличие дирижаблей нежесткой и полужесткой систем от жестких состоит в том, что у первых корпус изготавливается из ткани с малой газопроницаемостью, которая непосредственно наполняется газом и является для него оболочкой. У жестких дирижаблей корпус образует пространственное жесткое сооружение, так называемый каркас, из дюралевых, стальных или деревянных силовых элементов, обтянутых снаружи тканью. При этом газ содержится в специальных отдельных газовых баллонах (называемых также газовыми мешками, газовыми камерами или газовместилищами), выполненных из ткани с малой газопроницаемостью.

В мягких дирижаблях крепление всех жестких элементов конструкций – гондолы, киля, горизонтальных стабилизаторов – осуществляется с помощью пришитых или приклееных к оболочке лап и соединенных с ними строп. Распределение нагрузки по оболочке обеспечивается рассредоточением лап подвески и крепежа вдоль всей ее длины.

Постоянство в полете внешней формы мягкого дирижабля (при изменении условий окружающей среды и воздействии сил аэродинамического сопротивления) обеспечивается путем поддержания внутри оболочки некоторого постоянного перепада давления. Для этой цели предназначены баллонеты — мягкие емкости, расположенные внутри оболочки, в которые нагнетается воздух. Наличие перепада давления существенно повышает жесткость оболочки как в продольном, так и в поперечном направлениях. Баллонеты наполняются воздухом с помощью вентиляторов, имеющих привод от бортового источника энергии, либо с помощью воздухоулавливателя, установленного за воздушным винтом. При наполненной оболочке баллонеты полностью освобождаются от воздуха. Если давление газа продолжает расти, открываются газовые предохранительные клапаны, отрегулированные на несколько больший перепад давления, чем предохранительные клапаны баллонетов, и часть газа выпускается за борт. Это предотвращает превышение расчетного перепада дав-

ления газа, грозящего разрушением оболочки. Обычно перепад давления, при котором срабатывают предохранительные клапаны, составляет 200...400 Па.

В качестве примера на рис. 3.29 и 3.30 представлен французский дирижабль мягкой системы "Клеман-Байяр" [4, 13]. Оболочка этого дирижабля с каплевидными стабилизаторами на корме имеет хорошую обтекаемую форму. Баллонет разделен



Рис. 3.29. Внешний вид французского мягкого дирижабля "Клеман-Байяр", 1908 г. [13]

вертикальной перегородкой на два отсека, в каждый из которых воздух от вентилятора можно подавать независимо. Руль высоты состоит из трех расположенных друг над другом плоскостей общей площадью 16 м<sup>2</sup> и располагается над гондолой в ее передней части. В кормовой части гондолы находится двойной руль направления. Основные параметры дирижабля "Клеман-Байяр" приведены в табл. 3.9.



Рис. 3.30. Схема мягкого дирижабля "Клеман-Байяр": 1 – оболочка; 2 – разрывное полотно; 3 – хвостовое оперение; 4 – разделенный на части баллонет; 5 – стропы подвески; 6 – тросы для баланса; 7 – воздушный клапан; 8 – рукав от баллонета; 9 – стабилизатор (руль высоты); 10 – воздушный винт; 11 – мотор; 12 – вентилятор; 13 – стропы подвески; 14 – воздушный клапан; 15 – костыль посадочный; 16 – тросы для баланса; 17 – руль направления; 18 – клапан для газа [4]

В полете для набора высоты задний баллонет наполняют воздухом в большей степени, чем передний, а для спуска — наоборот. В баллонетах и оболочке предусмотрены воздушные и газовые предохранительные клапаны. Кроме того, имеются еще маневровые газовые клапаны, предназначенные для статического управления высотой полета путем выпуска части газа. Для быстрого выпуска газа в случае аварийной ситуации, возникшей во время спуска, в верхней части оболочки предусмотрены разрывные полотнища, от которых в гондолу идут управляющие тросы. В кормовой и носовой частях оболочки к ней посредством лап крепятся поясные тросы, служащие для удержания дирижабля на земле.

Название	Размер, м			Объем	Рабочая	Грузо-	Крейсер-	Время
аппарата	Длина	Ши-	Вы-	оболоч-	высота,	подъем-	ская ско-	полета,
amapara		рина	сота	ки, м <sup>3</sup>	KM	ность, т	рость, км/ч	дней
Клеман-Байяр	60,5	10,5	10,5	3500	2	1,2	40	-
<i>N-1</i> "Норвегия"	106	19,5	19,5	18500	3,5	8,7	100	_
<i>LZ</i> -126	200	27,6	27,6	74160	6,6	35	120	_
Skyship 600B	61	19	20	7200	2,2	1	75	_
ДПД-5000	127	28	28	50150	3	15,2	110	4
Skyship 5000	129	32	46	70750	2,5	30	130	_
Прототип SPF	67,8	17,5	20,9	10660	4	_	_	_
Беркут	290	58	58	500000	20	1	_	180
Stratellite	80	80	80	268000	21	2	_	_
Sky Station	157	62	62	-	21	1	125	1800
Strat Sat	200	48	48	269000	20	1	150	1800
SPF	250	40	40	250000	20	1,5	_	1800
HAA	152,4	48,7	48,7	185000	21	1,8	110	1800

Таблица 3.9. Характеристики аэроплатформ на базе дирижаблей

Можно отметить такие преимущества мягких дирижаблей: наибольшая массовая отдача при одинаковых газовых объемах; относительная простота конструкции и, соответственно, более низкая стоимость; возможность быстрой разборки и удобство транспортировки; наиболее простое обеспечение технического обслуживания и длительной стоянки.

Недостатками мягких дирижаблей являются: сложность создания дирижаблей большой грузоподъемности (50 т и более), обусловленная проблемами обеспечения неизменяемости формы мягких оболочек большого объема и равномерности распределения нагрузок по оболочке; ограничение скорости полета, связанное с деформацией мягкой оболочки при больших аэродинамических нагрузках, и высотности, обусловленное необходимостью устройства баллонетов больших объемов; размещение всех жестких элементов в гондоле, приводящее к понижению центра масс дирижабля и ухудшению его характеристик управляемости.

В дирижаблях полужесткой системы наряду с баллонетами, которые наполняются воздухом либо посредством вентиляторов, либо от скоростного напора набегающего потока через установленный в носовой части дирижабля воздухозаборник, неизменность формы обеспечивает также жесткая килевая ферма, подвешенная снизу к оболочке. Ферма, проходящая обычно от носа дирижабля до кормы, существенно повышает жесткость оболочки в продольном направлении. Спереди эта ферма переходит в носовое усиление, которое повышает сопротивляемость оболочки аэродинамическим нагрузкам, действующим на ее носовую часть. В хвостовой части дирижабля к килевой ферме иногда стыкуется кормовое усиление.

В полужестком дирижабле все жесткие элементы конструкции крепятся к килевой ферме, часть которых устанавливается внутри самой фермы. Она изготавливается из стальных или дюралюминиевых труб и служит для размещения в ней горючего, балласта и прочего снаряжения, а также в качестве хода сообщения вдоль всего дирижабля. К килевой ферме крепятся мотогондолы и гондола управления.

Дирижабль полужесткой системы итальянского инженера Умберто Нобиле *N*-1 "Норвегия" представлен на рис. 3.31, 3.32, а его основные параметры приведены в табл. 3.9. Этот воздушный корабль объемом 18500 м<sup>3</sup> стал самым совершенным

на то время (1924 г.) итальянским полужестким дирижаблем [4, 16]. От всех ранее построенных дирижаблей его отличало применение призматического, а не плоскостного каркасирования нижней части оболочки (рис. 3.33, *а*). Нижняя подвесная арматура треугольного сечения принимает на себя не



Рис. 3.31. Итальянский полужесткий дирижабль Умберто Нобиле *N*-1, 1924 г. [16]



Рис. 3.32. Общий вид дирижабля *N*-1: 1 – оболочка; 2 – диафрагма; 3 – газовая область; 4 – баллонет; 5 – воздухозаборник для баллонета; 6 – газовый автоматический клапан; 7 – подвеска; 8 – металлическая арматура; 9, 11 – стальные тросы; 10 – центральная часть киля; 13, 14 – шпангоуты; 15 – трубы; 16 – киль; 17 – руль высоты; 18 – руль направления; 19 – носовое кольцо; 20 – гондола управления; 21 – мотогондола кормовая; 22 – мотогондола правая; 23 – воздушный винт; 26 – мотогондола левая; А, Б, В, Г – точки крепления тросов [4]



Рис. 3.33. Элементы конструкции дирижабля *N*-1: *a* – схема носовой части; *б* – три вида мотогондолы дирижабля [4]

только сжимающие усилия, но также и все вертикальные срезывающие силы и изгибающие моменты.

Дирижабль содержал три моторных гондолы, две из которых располагались по обеим сторонам киля и одна — непосредственно под килем (рис. 3.33, б). Моторные гондолы построены из дюралюминиевых профилей, обшитых листами из того же металла толщиной 0,5 мм. Дирижабль был оснащен моторами "Майбах" мощностью по 250 л.с.

Полужестким дирижаблям в той или иной мере присущи преимущества и недостатки дирижаблей мягкой и жесткой систем. В некоторых отношениях эти дирижабли обладают преимуществами обеих систем (мягкой и жесткой) в большей степени, чем их недостатками. Так, в полужесткой системе Нобиле, обеспечивающей достаточную жесткость оболочки, конструкция имеет высокую степень податливости, что особенно важно, например, при грубой посадке.

Корпус дирижабля жесткой системы представляет собой жесткий каркас из поперечных и продольных силовых элементов, обтянутый снаружи тканью. Несущий газ содержится в отдельных газовых баллонах, находящихся внутри корпуса. Так как наружная обтяжка предназначена только для обеспечения аэродинамической обтекаемости жесткого дирижабля, к ней не предъявляется требование малой газопроницаемости.

В жестком дирижабле имеется возможность размещения практически всех агрегатов и жестких элементов внутри корпуса. Это позволяет равномерно распределить массовые нагрузки дирижабля и придать ему наиболее обтекаемую форму с минимальным количеством надстроек и частей, выступающих за обводы корпуса.

В дирижаблях жесткой системы постоянство внешней формы обеспечивает жесткий каркас, поэтому баллонеты для них не предусмотрены. Однако, при расчете требуемого объема и размещении газовых баллонов учитывают возможное при изменении условий окружающей среды расширение газа. В жестких дирижаблях сверхдавление газа может быть значительно меньшим, чем в полужестких. Здесь необходимость в поддержании сверхдавления отсутствует, так как неизменяемость внешней формы обеспечивается наличием каркаса. В них нет баллонетов для воздуха, но зато газовые баллоны внутри каркаса могут увеличивать или уменьшать свой объем в зависимости от изменения объема содержащегося в них газа. Обтягивающая каркас жесткого дирижабля ткань не обязана сохранять газ, как это требуется от тканей оболочек нежестких и полужестких дирижаблей, поэтому обтяжка жесткого воздушного корабля может быть значительно более легкой по сравнению с тканью, идущей на изготовление оболочек дирижаблей других систем.

На рис. 3.34 и 3.35 показаны соответственно внешний вид и типовая схема дирижабля жесткой системы LZ-126 (ZR-3 "Лос-Анджелес"), а его основные параметры приведены в табл. 3.9 [4, 17]. Основу дирижабля составляет жесткий каркас, воспринимающий все аэростатические, аэродинамические, весовые и инерционные нагрузки. Каркас состоит из ряда шпангоутов – поперечных ферм в форме правильного многоугольника, соединенных по вершинам продольными силовыми балками – стрингерами.



**Рис. 3.34.** Внешний вид дирижабля *ZR*-3 "Лос-Анжелес" (он же *LZ*-126), 1926 г. [17]

Шпангоуты подразделяются на главные, которые воспринимают основную долю сосредоточенных нагрузок, и вспомогательные. Для повышения жесткости каркаса все вершины главных шпангоутов расчаливаются хордовыми и ра-

диальными (проходящими через центр шпангоута) тросами. Диагональными тросовыми расчалками подкрепляются также клетки, образованные соседними шпангоутами и стрингерами. Каркас обтянут мягкой обшивкой. Несущий газ содержится в изолированных газовых баллонах, расположенных между главными шпангоутами. Аэростатическая подъемная сила газа передается на каркас посредством сети, охватывающей газовые баллоны. Каждый газовый баллон снабжен автоматическим предохранительным клапаном. Непосредственно к каркасу крепятся гондолы, двигатели, горизонтальные и вертикальные стабилизаторы с рулями высоты и направления, а также другие жесткие элементы. В нижней части корпуса расположен коридор, служащий для прохода из гондолы управления в служебные помещения дирижабля. Коридор обеспечивает также возможность подхода ко всем жизненно важным агрегатам и системам дирижабля с целью их осмотра, а при необходимости — и ремонта в полете.

Преимущества дирижаблей жесткой системы (типа "цеппелин"): неизменяемость формы без постоянного поддержания повышенного давления несущего газа в газовместилище; практически неограниченные грузоподъемность, дальность и продолжительность полета; наиболее широкие возможности в части размещения обору-



дования, агрегатов и других жестких элементов, позволяющие создать равнонагруженную конструкцию, достичь хороших характеристик устойчивости и управляемости дирижабля и придать ему форму, обеспечивающую малое аэродинамическое сопротивление; доступность для осмотра и ремонта в полете элементов конструкции, в том числе газовых баллонов; прочная конструкция носовой части, позволяющая эксплуатировать дирижабль при высоких скоростях и обеспечивающая безопасную стоянку дирижабля на мачте; широкий диапазон применения.

Среди недостатков дирижаблей жесткой системы следует отметить наиболее высокие сложность конструкции и стоимость; наиболее сложное обеспечение технического обслуживания и длительной стоянки; большую уязвимость при столкновении с препятствиями, а также в случае полета в зоне с высокой турбулентностью.

Комбинированные аэростатические летательные аппараты используют для управления по вертикали динамический способ создания подъемной силы с помощью воздушных винтов или расположенных под определенным углом к набегающему потоку воздуха аэродинамических несущих поверхностей.

Американская фирма Аэреон корпорэйшн занимается разработкой проектов комбинированных аэростатических аппаратов различной грузоподъемности по программе "Дайнершип" [13, 18]. Все эти проекты объединяет единая концепция корпуса, представляющего собой несущее тело треугольной формы, большая часть объема которого заполнена гелием. Однако, аэростатической подъемной силы недостаточно для взлета загруженного аппарата, и он взлетает, как самолет, но на значительно меньшей скорости отрыва. Преимущество аппаратов этого типа состоит прежде всего в их гораздо меньших габаритах (при одинаковой грузоподъемности) по сравнению с габаритами дирижаблей классической сигарообразной формы. Максимальная



Рис. 3.36. Проект комбинированного аэростатического летательного аппарата *Aereon*-340, США [13]

грузоподъемность аппаратов этого семейства составляет 1000 т. Однако, наиболее известен проект аппарата Aereon-340 (рис. 3.36) грузоподъемностью 125 т. Он имеет длину 103 м и ширину 78 м. Силовая установка состоит из расположенных в кормовой части четырех газотурбинных двигателей "Тупе" мощностью 4045 кВт фирмы Роллс Ройс. каждый Аэростатическая подъемная сила уравновешивает конструкцию самого аппарата. Полезная нагрузка уравновешивается динамической подъемной силой несущего корпуса. Для взлета достаточно взлетно-посадочной полосы дли-



Рис. 3.37. Сравнение габаритов летательных аппаратов одинаковой грузоподъемности: *1* – дирижабль; *2* – *Aereon*; *3* – самолет (размеры в м) [18]

ной 900 м. Для такого аппарата, возможно, не потребуется система балластировки для компенсации массы израсходованного в полете топлива. Выдерживание высоты полета и балансировка аппарата будут обеспечиваться изменением аэродинамической подъемной силы корпуса. С максимальной нагрузкой *Aereon*-340 сможет выполнять полет со скоростью 240 км/ч, дальность при этом составит 4000 км.

Восьмиметровый *Aereon*-26, созданный для проверки идеи "несущего тела" (не заполняемый гелием),

уже летает. Фирма разрабатывает два проекта гигантов: один длиной 180 м, рассчитанный на перевозку грузов весом 1000 т, и другой длиной 300 м грузоподъемностью 3000 т. Как утверждает компания, стоимость перевозок на таких летательных аппаратах будет близка к железнодорожной.

Сравнение габаритов летательных аппаратов одинаковой грузоподъемности с *Aereon* показано на рис. 3.37.

### Современные конструкции

В конструкциях современных дирижаблей реализованы основные концепции современного дирижаблестроения: возможность взлета и посадки как вертикально, так и с укороченным разбегом, полет без затраты подъемного газа, управление вектором тяги воздушных винтов в вертикальной плоскости, возможность базирования как на наземных аэродромах, так и на гидродромах и подготовленных естественных площадках, применение дополнительного рулевого двигателя, использование современных материалов и бортового оборудования. Все это делает дирижабли наиболее привлекательными для использования в качестве аэроплатформ для телекоммуникационных систем. Но у них, как и у всех а эростатов, есть один существенный недостаток, который препятствует их быстрому внедрению. Это – необходимость увеличения объема аэростата для его подъема на большие высоты, что тянет за собой из-за соответствующего роста парусности оболочки дирижабля потребность в увеличении мощностей его двигателей для обеспечения удержания аппарата в определенной точке пространства. Поэтому на небольших высотах до 6...7 км дирижабли с объемом оболочки до 80000 м<sup>3</sup> демонстрируют действительно впечатляющие результаты как транспортные и патрульные средства. Но с подъемом в стратосферу при увеличении объемов оболочек до сотен тысяч кубических метров эффективность движущих силовых установок дирижаблей снижается.



Рис. 3.38. Дирижабль Skyship 600 В: вид сбоку (а) и спереди (б) (источник – www.skymediaairships.com)

На высотах до 5 км для потребностей патрулирования и поддержки специальной связи в заданных зонах используют в основном дирижабли полужесткой системы. Примером таких аэроплатформ могут быть дирижабли ДПД-5000 (НВО РосАэроСистемы, Россия), *Skyship* 600*B* (*Global Skyship Industries, Inc.*) и *Skyship* 5000 (*Airship Heritage Trust*, Великобритания) [5–7], основные характеристики которых приведены в табл. 3.9, а на рис. 3.38 представлены изображения *Skyship* 600*B*.

Стоит отметить, что дирижабли серии *Skyship* 600 летают в разных странах мира: США, Великобритании, Саудовской Аравии. Их заслуженно считают самыми популярными системами в мире. Последняя модификация этого воздушного судна, известная как *Skyship* 600*B*, используется в Германии. Она была приобретена немецкой компанией *Cargolifter* для коммерческих целей. В течение более чем 5-летней эксплуатации 61-метровый сигарообразный дирижабль демонстрирует чудеса выносливости и надежности. Высокая рентабельность эксплуатации этого туристического "баллона", где цена билета на 1-часовой полет составляет 300 евро, обеспечивает стабильный приток средств. В гондоле *Skyship* 600*B* свободно размещается 12 человек. Благодаря двум двигателям *Porsche* 930 по 255 л.с. аппарат легко развивает скорость. Кроме профилактических предполетных осмотров, *SkyShip* 600 *B* не нуждается ни в капитальном ремонте, ни в перестройке.

Типовую конструкцию дирижаблей этого класса можно рассмотреть на примере российского дирижабля ДПД-5000 (рис. 3.39). В состав его конструкции входят основные средства наземного обслуживания и причальный комплекс. Оболочка дирижабля имеет трехдольную форму, образованную системой внутренних катенарных поясов. Она выполнена из многослойной ткани на синтетической основе с покрытием на основе двуокиси титана. Материал оболочки радиопрозрачный.

Газовый объем оболочки разделен на три отсека двумя диафрагмами. В носовом и кормовом отсеках размещены баллонетные группы — по три баллонета в каждом. На передней диафрагме установлена шахта для выхода на верхнюю часть оболочки. Также предусмотрена возможность выхода в переднюю и заднюю группы баллонетов и в газовый объем. Жесткость конструкции обеспечивается с помощью



Рис. 3.39. Дальний патрульный дирижабль ДПД-5000: *а* – внешний вид; *б* – схема (источник – *www.rosaerosystems.pbo.ru*)

килевой фермы, изготовленной из авиационных сплавов. Носовое усиление дирижабля имеет причальный узел, который позволяет осуществлять швартование к причальным мачтам любого типа. Для стоянки дирижабля в полевых условиях на передвижных причальных мачтах предусмотрен подбрюшный узел крепления. Оперение дирижабля X-образное.

Силовая установка состоит из двух маршевых дизельных двигателей и рулевого двигателя. Конструкция установки дает возможность изменять направление вектора тяги маршевых двигателей. Установка кольцевых обтекателей винтов позволяет существенно снизить уровень шума.

В конструкции дирижабля применена система конденсирования воды из выхлопных газов для пополнения бортового балласта. Рулевой двигатель служит для управления дирижаблем в режиме зависания.

Бортовое оборудование дирижабля представлено аппаратурой радиосвязи, навигационным, пилотажным и дублирующими комплексами, состав которых определен требованиями уверенного круглосуточного пилотирования в сложных погодных условиях. Применение бортового компьютера позволяет облегчить и упростить пилотирование, увеличить надежность за счет дублирования гидравлической системы управления, снизить усталость пилотов при продолжительных патрульных полетах. Надо отметить, что конструкция дирижабля допускает размещение антенны до 30 м в диаметре.

Дальний патрульный дирижабль ДПД-5000 предназначен для выполнения продолжительных полетов. Дирижабль может применяться для: дальнего радиолокационного розыска; ледового и морского мониторинга или с целью навигационной проводки судов; поиска и спасения экипажей, пассажиров и самолетов, попавших в аварию; экологического мониторинга в разных районах Мирового океана и на суше; борьбы с загрязнением акваторий; ретрансляции разных видов связи; патрулирования; перевозки на внешней подвеске крупногабаритных неразборных грузов.

Тактико-технические характеристики дирижабля ДПД-5000 следующие:

Объем оболочки, м <sup>3</sup> :	
общий	50150
газового объема	37450
воздушного объема баллонетов	12530
Удлинение оболочки	4,5
Диаметр оболочки, м	28,2
Длина оболочки, м	126,8
Строительная высота дирижабля, м	32
Площадь оперения, м <sup>2</sup>	352
Относительная площадь оперения	0,35
Масса конструкции дирижабля, кг	22250
Масса полезной нагрузки, кг	15200
Максимальный допустимый взлетный вес, кг	43200
Максимальная динамическая подъемная сила, кг	5750
Крейсерская скорость, км/ч	110
Максимальная скорость, км/ч	150
Время кругового разворота	
в режиме зависания, с, не более	90
Мощность маршевого двигателя, л.с.	2×2070
Мощность рулевого двигателя, л.с.	120
Продолжительность полета, ч, при:	
крейсерской скорости	98
максимальной скорости	20
Дальность полета с крейсерской скоростью, км	8700
Перегоночная дальность полета, км	10000
Практический потолок, м	3200
Рабочая высота полета, м, не более	1500
Экипаж, человек	12
Стартовая команда, человек	14.

В настоящее время насущная потребность в стратосферных аэростатах для TCBA обусловливает необходимость создания специальных дирижаблей большого объема. Так, наиболее известным на данное время стратосферным дирижаблем является *Sky Station* американской компании *Sky Station International* [19], характеристики которого представлены в табл. 3.9, а его внешний вид – на рис. 3.40. Предложенная стратостатная платформа представляет собой большой гелиевый дирижабль с аэродинамической каплеподобной формой оболочки. Снизу к дирижаблю подвешивается специальное оборудование для предоставления телекоммуникационных услуг. Платформа, которая поднимается на стационарную высоту над большим центром (город или промышленная зона), способна обслужить территорию площадью свыше 19 тыс. км<sup>2</sup>. Питание оборудования осуществляется от солнечных батарей, элементы которых специальным способом наносятся непосредственно на



**Рис. 3.40.** Дирижабль *Sky Station* (источник – *www.skystation.com*)



**Рис. 3.41.** Дирижабль *StratSat* (источник – *www.airship.com*)

оболочку платформы. Для стабилизации аппарата в пространстве над конкретным объектом должны использоваться специальные ионные двигатели, которые применяют в качестве рабочего тела воздух. Плановый срок службы платформы составляет 10...12 лет. Отметим, что разработка данного дирижабля началась еще в 1996 г., но несмотря на принятие специальных государственных регламентирующих документов относительно ее развертывания, на данное время информация относительно внедрения проекта отсутствует.

Британская компания Advanced Technology Group предлагает для использования в TCBA дирижабли своей разработки StratSat, характеристики которых приведены в табл. 3.9, а внешний вид представлен на рис. 3.41. Предполагается, что длина оболочки геостационарной телекоммуникационной платформы StratSat составит 200 м, высота — почти 50 м. Для изготовления аппарата будет использована ткань из углеродистых волокон, разработанная NASA.

Дирижабль займет стационарную позицию у границы стратосферы на высоте 20 км и сможет оставаться там на протяжении 5 лет. Управлять им будут с Земли при помощи многоканальной системы радиосвязи. Аппарат сможет удерживаться в нужном положении с помощью 200-метровой оболочки, снабженной двигателем мощностью 450 л.с., который будет расположен в задней части около X-образного хвостового оперения. Согласно проекту, в верхней части баллонета поверх оболочки будут размещены солнечные батареи, предназначенные для обеспечения перманентной работоспособности платформы. Энергия, аккумулированная в течение 14 часов, будет питать все системы, что, в первую очередь, важно для ночного времени.

Канадская компания 21st Century Airships Inc. предлагает малый дирижабль мягкой системы Stratellite сферической формы, наполненный негорючим гелием (рис. 3.42). Днем такой дирижабль будет двигаться при помощи электродвигателей, питаемых от солнечных батарей, а ночью будут включаться дизельные минидвигатели. Сфера диаметром 80 м (260 футов) будет подниматься на рабочую высоту порядка 21 км за 38 часов с оборудованием массой до 2 т.



**Рис. 3.42.** Прототип *Stratellite* 40 м в диаметре, поднимающийся на высоту 3 км (источник – *www.21centuryairships.com*)



**Рис. 3.43.** Дирижабль *HALE* (источник – *www.lindstrand.co.uk*)

Проект известного воздухоплавателя из Великобритании Пера Линдстранда (*Per* Lindstrand) HALE (High Altitude Long Endurance (Aerostatic Platforms)) осуществляется при тесном сотрудничестве с Европейским космическим агентством и рядом известных университетов (рис. 3.43) [20].



**Рис. 3.44.** Стратосферная платформа *SPF* (Япония): a – вид стратосферного дирижабля в конце разработки;  $\delta$  – вид прототипа дирижабля "*Station-keeping flight test*" на 31.05.2004 г. (источник – www.jaxa.jp)

Грузоподъемность будущего дирижабля составит 600 кг. Двухлопастный винт диаметром до 20 м будет работать на энергии солнечных батарей мощностью 400 кВт. Интересно, что электричество, вырабатываемое в этих батареях, должно обеспечивать разложение воды на водород и кислород, которые под давлением предполагается закачивать в баллоны. В ночное время эти составляющие будут сгорать в двигателе, пополняя запасы воды на борту.

Японская национальная космическая лабортория (*National Aerospace Laboratory of Japan*) совместно с институтом космических технологий и аэронавтики *JAXA* (*Institute of Space Technology and Aeronautics*) проводят разработку стратосферного дирижабля SPF (*Stratosperic Platform Airship System*) путем поэтапного создания серии однотипных дирижаблей со все возрастающим объемом (рис. 3.44). Сейчас проводятся эксперименты на действующем дирижабле длиной 68 м и массой 6400 кг (табл. 3.9 и рис. 3.45). Уже изготовляется аппарат длиной 150 м и планируется создание дирижабля длиной 200 м.

Дирижабли этого комплекса имеют полужесткие сигарообразные оболочки, заполненные гелием. Для удержания дирижабля на требуемой высоте внутри корпуса каждого аппарата будут располагаться по два воздушных баллонета. Для балансирования полезной нагрузки и подъемной силы к нижнему жесткому килю, прикрепленному непосредственно к оболочке, будут присоединены катенарные диафрагмы. Винты установлены на носу и в хвосте дирижабля. Фотоэлектрическая подсистема, состоящая из солнечных и регенеративных топливных элементов, должна обеспечивать круглосуточное снабжение каждого дирижабля электричеством. В настоящее время прототип *SPF* проходит испытание на полигоне *Taikicho* на острове *Hokkaido* (рис. 3.46–3.48).



**Рис. 3.45.** Схемное представление прототипа *SPF*: a – три вида дирижабля;  $\delta$  – гондола дирижабля (1 – устройство измерения скорости; 2 – приемопередатчик для формирования служебного радиоканала; 3 – телекоммуникационное оборудование; 4 – инженерный бокс) (источник – www.ista.jaxa.jp)



Рис. 3.46. Схема процесса испытания дирижабля по определению его возможностей в отношении движения и позиционирования: 1 - эллинг; 2 - автомобиль для перемещения дирижабля; <math>3 - оборудование управления полетом; <math>4 - процедура подъема/спуска; <math>5 - взлетная полоса; 6 - антенны систем телеметрии и управления; <math>7 - антенны аварийных систем связи и мониторинга; <math>8 - площадь над морем, где происходят полеты; <math>9 - место пространственного позиционирования дирижабля (источник - www.ista.jaxa.jp)



Рис. 3.47. Расположение на карте испытательного комплекса на *Hokkaido*: 1 – сам испытательный комплекс; 2 – площадь полетов дирижабля; 3 – Тихий океан (источник – www.ista.jaxa.jp)



**Рис. 3.48.** Вид испытательного комплекса на *Hokkaido:* 1 – взлетная площадка; 2 – доплеровская радиолокационная станция; 3 –эллинг; 4 – место управления полетами; 5 – метеорологический доплеровский локатор (источник – www.ista.jaxa.jp)



Рис. 3.49. Высотная телекоммуникационная платформа Беркут [11]

Среди перспективных разработок российских воздухоплавателей особенно интересен проект стратосферного дирижабля, выполняющего роль телекоммуникационной платформы, под названием Беркут (рис. 3.49) [11]. Его с 2002 г. реализует Воздухоплавательный центр Авгуръ.

Характеристики высотного дирижабля Беркут следующие:

Объем оболочки, м <sup>3</sup>	500 000
Длина, м	290
Максимальный диаметр, м	58
Максимальная мощность двигателя, кВт	7×80
Пропеллеры (диаметром по 7 м)	7×3-лопастные
Ежедневный средний энергоресурс, кВт	300
Полезная нагрузка, кг	1000
Энергоресурс для обеспечения полезной нагрузки, кВт	10
Площадь солнечных батарей, м <sup>2</sup>	11 000
Емкость топливно-энергетических элементов	
(CWR), кВт·ч/кг	0,25

Масса топливно-энергоемких элементов, кг	16 800
Общее энергопотребление для 14-часового полета	
при мощности энергозатрат 300 кВт, кВт.ч	4200
Рабочая высота, км	20
Продолжительность полета, мес	6
Общая масса, кг	42 000
Максимальная скорость ветра при запуске (швартовке), м/с .	5.

Работая на высоте 20 км, телекоммуникационная платформа Беркут сможет в течение шести месяцев в беспилотном режиме осуществлять высококачественную передачу сигнала, обеспечивая покрытие площади от 200000 до 500000 км<sup>2</sup>. Это вполне сопоставимо с аналогичными проектами на Западе.

Специального внимания заслуживает пневмоэллинг для этого дирижабля (рис. 3.50). По сути это мобильный порт, который позволит стратосферным дири-



Рис. 3.50. Мобильный пневмоэллинг (*a*) для дирижабля Беркут и схема его работы (*б*)

жаблям стартовать и швартоваться в условиях неразвитой инфраструктуры или в удаленной от экономических регионов местности. Учитывая, что с помощью целой серии подобных высотных платформ можно обеспечить полный охват всей территории России и ряда сопредельных областей, подобная разработка должна найти применение как для гражданских, так и для военных целей.

Комплекс Беркут в перспективе может стать одним из звеньев глобальной программы по развитию телекоммуникаций.

Корпорация Lockheed Martin Naval Electronics & Surveillance Systems-Akron и ее подразделение Lockheed Martin с рядом партнеров, в частности, Stratcom International, развивает оборонную концепцию на основе высотного беспилотного транспортного средства легче воздуха (Unmanned Lighter-than-Air Vehicle). В ее основе лежит создание гигантского дирижабля, на строительство прототипа которого США уже потратили более \$ 40 млн. Данный проект известен под названиями: "Высотное воздушное судно" (High Altitude Airship – НАА) и "Стратосферная платформенная система" (Stratospheric Platform System - SPS).

Создание *НАА* должно происходить в четыре этапа. Начальный период разработки воздушного корабля составил проектную фазу — этап № 1. 29 сентября 2003 г., опять-таки, *Lockheed Martin* выиграла объявленный Пентагоном конкурс на фазу № 2 и заключила контракт уже на \$40 млн на период с октября 2003 г. по июнь 2004 г. Этап № 3 запланирован на период с июня 2004 г. по июль 2006 г., а временной промежуток август 2006 г.–июль 2008 г. будет составлять этап № 4. При этом общее финансирование составит \$101 млн.

Длина и диаметр наполненного гелием дирижабля Lockheed Martin соответственно составляют 152,4 м и 48,7 м, а его объем равен 1,5 млн м<sup>3</sup>. Максимальная скорость аэростата составляет 128,7 км/час, высота полета – около 20 км (предел 21,33 км), а длительность полета – не менее 6 месяцев. Дирижабль способен нести 1814 кг полезного груза. Внешний вид прототипа *НАА* представлен на рис. 3.51, а на рис. 3.52 показано сравнение его габаритов с габаритами разрабатываемых аэростатов Lockheed Martin.



**Рис. 3.51.** Прототип *НАА* (источник – *www.globalsecurity.org*)

**Рис. 3.52.** Сравнение габаритов аэростатов *Lockheed Martin* (снизу вверх): *GZ*-22, 420*K*, *ZPG*-3*W*, прототип *HAA*, *USS Akron* (цифрами указаны объемы аэростатов)

Воздушный корабль будет получать достаточное количество электроэнергии благодаря тонкой пленке из фотогальванических элементов, собирающих солнечную энергию. Мощности 10 кВт хватит на то, чтобы привести в действие четыре двигателя с двухлопастными пропеллерами.

Солнечные батареи расположены на верхней части оболочки, на крыльях и хвосте корабля. Первый опытный образец будет запасать на ночь электроэнергию в аккумуляторах, но в дальнейшем их заменят легкие топливные элементы (рис. 3.53).

В Lockheed Martin утверждают, что известная проблема, связанная с утечкой гелия, будет решена — "деградация будет минимизирована в соответствии с проектом". Известно, что с Земли его подкачивать не будут — все должно происходить на высоте.



Под строительство НАА уже выделен подходящий ангар на базе Акрон в штате Огайо (Akron, Ohio). Размеры этого помещения: длина 358 м, ширина 100 м, высота – с 22-этажный дом (рис. 3.54, 3.55).

Рис. 3.53. Структурная схема замкнутого энергетического цикла НАА

Компания Sanswire Technologies, Inc. в ка-

честве аэроплатформы для телекоммуникационных приложений разрабатывает дирижабль *Stratellite* (рис. 3.56). Дирижабль, по заявлениям компании, должен иметь длину 75 м, ширину 44 м, высоту 26,5 м, объем 36 800 м<sup>3</sup> и полезную нагрузку 1,36 т. При этом *Stratellite* должен достигать высот зависания до 20 км и обеспечивать непрерывный полет в течение 18 месяцев. Рабочий газ — гелий.



Рис. 3.54. Снижение дирижабля для захода в свой эллинг (источник – www.lockheed martin.com)



**Рис. 3.55**. Положение двух дирижаблей *НАА* в одном эллинге (*a*) и трехмерное изображение эллинга (*б*) (источник – *www.lockheed martin.com*)


**Рис. 3.56.** Дирижабль *Stratellite* (источник – *www.sanswire.com*)



**Рис. 3.57.** 53×2-метровый *Ascender* готов к полету на 30-километровую высоту (источник – *www.jpaerospace.com*)

Калифорнийская компания *JP Aerospace* утверждает, что наполненные гелием воздушные шары способны достигать высот 40...60 км и находиться там месяцами наподобие орбитальных космических станций, принимая сменные экипажи с Земли.

В настоящее время JP Aerospace создает гигантский беспилотный V-образный воздушный корабль Ascender (рис. 3.57). Заполненный гелием аппарат с дистанционным управлением, оснащенный воздушными винтами, должен достичь расчетной высоты 30,5 км. Он должен продемонстрировать способность реагировать на команды с Земли, зависать над заданной точкой, компенсируя с помощью моторов действие ветра, а также проходить путь между произвольно заданными пунктами на земной поверхности. Работы проводятся, в первую очередь, для американских BBC, которые смотрят на высотные аэростаты как на перспективные средства разведки и ретрансляционные станции связи. Стоимость постройки Ascender составила \$ 500 тыс. Это намного дешевле беспилотных самолетов-разведчиков, таких как широко известный Global Hawk (\$ 30 млн вместе с наземным оборудованием).

Планы у *JP Aerospace* широкомасштабны. Они не ограничиваются работой в интересах BBC. Дирижабль *Ascender* длиной 53 м (каждое плечо) — это лишь промежуточный этап на пути создания серии более крупных аэростатов. Сейчас компания разрабатывает высотную станцию под названием *Dark Sky Station* с поперечным размером 3,2 км (рис. 3.58). Она должна висеть или медленно дрейфовать на высотах до 42 км.

Другой проект компании – Orbital Ascender (рис. 3.59). Это – пилотируемый V-образный аэростат длиной 1,8 км, способный швартоваться к Dark Sky Station и двигаться вокруг планеты по орбите. Один оборот вокруг Земли занимал бы у гигантского корабля от 3 до 9 дней. Для разгона и подъема на высоты, недоступные обычным аэростатам (60 км и более), аппарат будет использовать ионные реактивные двигатели, питаемые топливными элементами и солнечными батареями. Положительную роль в рекордном подъеме может сыграть и аэродинамика этого аппарата.



**Рис. 3.58.** Многокилометровая космическая станция-аэростат *Dark Sky Station* (источник – *www.msnbc.msn.com*)



**Рис. 3.59.** Двухкилометровый гелиевый дирижабль с ионными двигателями, по замыслу *JP Aerospace*, сможет выходить почти на космическую орбиту (источник – *www.jpaerospace.com*)

Калифорнийские инженеры не готовы предсказать, сколько лет понадобится для вывода в космос первых многокилометровых машин. Такие аппараты смогут заменить нынешние космические корабли во многих сферах применения, заполняя промежуток между высотами, освоенными самолетами, и высотами, на которых летают низкоорбитальные спутники.

Итак, преимущество аэростатов в качестве аэроплатформ для телекоммуникационных систем состоит прежде всего в их способности на длительное время зависать в заданной зоне, которая в соответствии с Рекомендацией Международного союза электросвязи *F*.1500 определяется как цилиндр радиусом 400 м и высотой 1,4 км. Кроме того, аэростатные платформы являются наиболее экономичными аппаратами воздухоплавания. Но все же проблема обеспечения стратосферных дирижаблей экономичными мощными двигателями остается актуальной и ее решение будет способствовать развитию аэростатных высокоподнятых аэроплатформ.

#### 3.3. Аэроплатформы на базе самолетов

Наиболее существенного развития радиотехнических возможностей самолетов было достигнуто в годы Второй мировой войны и в особенности при создании систем воздушного раннего предупреждения *AEW* (*Airborne Early Warning*), предназначенных для выявления низколетящих самолетов, которые приближались к кораблям на высотах ниже зоны обзора судовых радиотехнических средств.

Преимущество радиолокационных станций (РЛС), устанавливаемых на борту самолета, — увеличение максимальной дальности выявления воздушных и надводных целей. Действительно, радиолокационный горизонт РЛС с антенной, установленной на высоте около 40 м, составляет всего 22 км, а для РЛС, установленной на самолете, который летит на высоте около 4 км, он отодвигается до 230 км [21].

Потери патрульных судов вследствие атак японских самолетов стали причиной разработки автономных станций обнаружения и контроля воздушного пространства на базе самолетов. Кроме РЛС на таких самолетах широко использовалось связное оборудование для прослушивания эфира и обеспечения специальной связи между кораблями и разведывательными самолетами.

После войны такие автономные летающие радиотехнические станции под названием "авиационный комплекс радиолокационного дозора и наведения" (АКРДН) были взяты на вооружение многими странами. В Советском Союзе широкое применение приобрел комплекс А-50 "Шмель" (рис. 3.60), предназначенный для обнаружения и распознавания воздушных объектов (в том числе и малоразмерных крылатых ракет типа *ALCM* и Томагавк), определения их координат и параметров движения, выдачи информации на наземные командные пункты, обеспечения специальной связью патрульных служб, наведения истребителей, а также вывода самолетов фронтовой авиации в район наземных целей. При дежурстве в воздухе самолет, как правило, на высоте 10 км совершает "восьмерки" с радиусом около 100 км между центрами половинок "восьмерки".

Установленная в носовой части самолета штанга системы дозаправки топливом в воздухе позволяет увеличить продолжительность полета, заправляясь от танкера Ил-78.

Потенциал самолета А-50 был продемонстрирован зимой 1991 г. во время боевых действий в районе Персидского залива, где он успешно сопровождал самолеты союзников, наносивших удары по Ираку с территории Турции. Самолеты А-50 также использовались для наблюдения за действиями авиации НАТО и управления полетами во время боевых действий в Чечне [1].

Дальнейшее развитие самолетов радиотехнической поддержки связано с созданием летающих центров управления и координации. В качестве примера такого самолета можно рассмотреть *Boeing E-4 Advanced Airborne Command Post* (усовершенствованный воздушный командный пункт управления и наведения) (рис. 3.61). Он был



Рис. 3.60. Самолетный комплекс А-50 "Шмель"



Рис. 3.61. Самолет Boeing E-4

создан на основе *Boeing* 747-200 для использования в качестве жизнеспособных воздушных командных пунктов управления и наведения, любой из которых мог бы руководить всеми межконтинентальными баллистическими ракетами на территории США, пилотируемыми бомбардировщиками и атомными ракетными подводными лодками. Основные характеристики *E*-4 приведены в табл. 3.10.

В критических ситуациях *E*-4 обеспечивает для Верховного командования США *NCA* (*National Command Authorities*) и главы Объединенного комитета начальников штабов *CJCS* (*Chairman Joint Chiefs of Staff*) возможность управления вооруженными силами и координации действий гражданской власти. Все *E*-4 обслуживаются воздушной боевой командой *ACC* (*Air Combat Command*), которая обеспечивает экипаж самолета, обслуживание, безопасность и поддержку коммуникаций.

С августа 1994 г. на *E*-4 возложена дополнительная задача предоставления помощи Федеральному агентству в чрезвычайных ситуациях *FEMA* (*Federal Emergency Management Agency*) для борьбы со стихийными бедствиями типа урагана, тайфуна или землетрясения.

Основная палуба самолета разделена на шесть функциональных частей: рабочие места *NCA*, зал заседаний, комната брифинга, рабочее место операторов, помещение связи и отдыха. Численность экипажа *E*-4 может достигать 114 человек, включая команду операторов, летный экипаж, группы обслуживания, связи и безопасности. *E*-4 оснащены средствами защиты от разных факторов поражения ядерным оружием, включая электромагнитный импульс.

Для обеспечения надежности управления *E*-4 оснащен 13 системами связи, в т.ч. спутниковой.

Бортовое оснащение: радиостанция *AN/ARC*-183 (диапазон 17...60 кГц, мощность 100...200 кВт) для связи с подводными лодками в погруженном состоянии; СВЧ-радиостанция *AN/ASC*-24 стратегической спутниковой системы связи (диапазон частот 7250...8400 МГц); аппаратура дальней ультракороткой радиосвязи и ретрансляции (диапазон 225...400 МГц) в составе шести приемопередатчиков, семи приемников и 75-канальной аппаратуры уплотнения на одной из фиксированных частот; радиостанции спутниковых систем связи Афсатком и Флитсатком, аппаратура управления пуском межбаллистических ракет и работой в системе электронной связи 494*L*. Самолет оснащен системой инфракрасного противодействия.

Все самолеты *E*-4, находящиеся в эксплуатации, оборудованы турбовентиляторными двигателями "Дженерал Электрик" *СF*6-50*E* (*F1*03-*GE*-102/*CF*6-80*C2B*1). Самолеты также оснащены устройством дозаправки в воздухе.

Другим направлением использования самолетов как аэроплатформ является создание на их базе научно-исследовательских летающих лабораторий. Одним из таких самолетов есть *DC*-8, характеристики которого приведены в табл. 3.10, а внешний вид показан на рис. 3.62. Он используется американским агентством *NASA* для мониторинга поверхности Земли.

Широко рекламируется проект по созданию стратосферной летающей обсерватории под названием SOFIA (Stratospheric Observatory for Infrared Astronomy) на базе самолета Boeing 747 SP (рис. 3.63).

Название самолета	Размеры самолета, м			Крейсер-	Эксплуа-	Даль-	Продол-	Масса, т		2
	Размах крыльев	Дли- на	Вы- сота	ская ско- рость, км/ч	тацион- ный пото- лок, км	ность полета, км	житель- ность, час	Пус- того	Полез- ная	Эки- паж, чел.
M-17	40,3	22,27	4,87	700	21,55	1325	2	20	2	1
M-55										
"Геофизика"	37,5	22,7	4,83	740	21,55	5000	7	14	1,5	1
A-12 "Blackbird"	17	31	5,6	3M	30	_	_	20,6	_	1
ER-2	31,4	19	-	750	21,3	5000	8	_	1,23	1
Canberra	19,5	20,0	4,75	720	16,4	3400	7	_	0,45	1-4
SpaceShipOne	5	10	_	_	112	_	_	_	_	2
Proteus	27,9	17	5,35	_	20	_	14	5,67	1	2
GROB G 520	33	11,7	_	_	16	4000	13	2,9	1	1
White Knight	25	20	_	_	16	_	_	_	2,9	3
<i>DC</i> -8	45	47,7	_	750	12,5	10000	12	_	13,5	4
Boeing 747SP	59,6	56,3	20	930	13,7	13720*	_	_	23,5	19
Boeing E-4	59,6	70,5	19,33	930	13,7	-	72*	148	66	114
Ан-72П	31,89	28,07	8,65	700	10,5	4800	_	19,5	5	5
АИСТ	28	13	7,3	_	10	_	_	_	0,25	_
DBA	24	12	5,6	_	24	_	8	_	0,1	_
Perseus B	21,8	_	_	_	20	1853	24	_	0,33	_
Altus	16,9	7,2	_	_	20,7	_	30	_	0,15	_
D-2 Demonstrator	20	7,6	_	_	20	_	8	_	0,04	_
Global Hawk	35,4	13,5	4,6	639	20,4	5 556	40	_	0,91	_
RQ-1 Predator	14,8	8,22	2,1	200	7,62	742	40	0,5	0,204	_
Predator B	26	16	_	400	16	_	32	2,8	0,34	_
Pathfinder	32	3,6	_	35	21,5	_	1***	_	_	_
Pathfinder Plus	40	3,6	_	40	20	_	4***	_	_	_
Centurion	62	3,6	_	40	21,58	_	6***	_	_	_
Helios	76	3,6	1,82	55**	21,74	_	6***	0,6	0,33	_
Heliplat	74	12	_	71	17	_	6***	0,75	0,1	_
Фаэтон	15,8	6,4	1,9	150	25	_	6***	0,1	0,015	_

Таблица 3.10. Характеристики аэроплатформ на базе самолетов

Примечания: \* с дозаправкой в воздухе; \*\* на поверхности Земли составляет 300 км/ч; \*\*\* месяцев.



**Рис.** 3.62. Самолет *DC*-8: a – самолет в полете, фото *NASA*, февраль 2000 г.;  $\delta$  – три вида *DC*-8 (источник – *www.dfrc.nasa.gov*)



Рис. 3.63. Самолет SOFIA

Рис. 3.64. Самолет Ан-72

Для телекоммуникационных целей могут быть эффективно задействованы самолеты патрульной службы, например, отечественный самолет Ан-72П, характеристики которого приведены в табл. 3.10. Самолет создан на базе серийного самолета Ан-72 (рис. 3.64). Для решения задач патрулирования состав экипажа дополнен штурманом и радистом, для которых оборудованы отдельные рабочие места. Оба рабочих места расположены возле блистеров для ведения визуального контроля поверхности суши или акватории моря.

Оборудование самолета составляет: навигационно-метеорологическая РЛС, доплеровская цифровая навигационная система, радионавигационное оборудование, индикатор с подвижной картой. Самолет также оснащается:

 прицельно-навигационным и пилотажным комплексами, которые обеспечивают автоматическое самолетовождение на всех этапах полета, вывод самолета в заданную точку, аппаратурный поиск, определение координат надводных судов, их скоростей и курсов движения;

- стационарным фотооборудованием для аэрофотографирования целей;

 оборудованием, которое обеспечивает связь с наземными пунктами и между самолетами, радионаведение на выявленные пограничного или другого кораблей в диапазонах от метровых до сантиметровых длин волн;

- вооружением, которое обеспечивает создание преград движению судовнарушителей открытием огня с 23-миллиметровой пушки ГШ-23Л, пуск неуправляемых ракет с блоков УБ-32М и сбрасывание авиабомб;

– телевизионной системой просмотра подстилающей поверхности, которая обеспечивает работу в ночных и дневных условиях.

Двигателями самолета Ан-72П служат два ТРДД Д-36 (2×63,74 кH/2×6500 кгс) или Д-436 (2×73,5 кH/7500 кгс) с системой реверса тяги, созданные АКБ Прогресс (г. Запорожье, Украина).

Рассмотренные аэроплатформы на базе серийных самолетов большой грузоподъемности относятся к среднеподнятым и отличаются хорошей применяемостью для целей управления, проведения мониторинга, патрулирования и разведки. Они могут обеспечивать поддержку любых телекоммуникационных систем. Однако, им присущ один существенный недостаток — значительные затраты авиационного топлива, что повышает стоимость TCBA на их основе. На наш взгляд, наиболее эффективно их можно использовать в качестве аэроплатформ при создании телекоммуникационных систем для служб чрезвычайных ситуаций, когда в результате стихийного бедствия наземная телекоммуникационная система выходит из строя.

Для создания высокоподнятых аэроплатформ ведутся интенсивные исследования с задействованием реактивных самолетов, которые являются модификациями известных самолетов-шпионов. Так, самолет A-12 "*Blackbird*" (Черный дрозд) был разработан фирмой *Lockheed* как наследник самолета-шпиона U-2 (рис. 3.65). Фюзеляж, крыло (стреловидность по передней кромке – 60°) и другие элементы самолета имеют сложную форму, которая позволяет достигать высоких аэродинамических характеристик самолета при различных режимах полета. Особенностью самолета стало применение цельноповоротных килей, консольно закрепленных на мотогондолах и наклоненных в сторону фюзеляжа на угол 15°. По сравнению с традиционным вертикальным оперением с рулем поворота применение этого технического решения позволило не только снизить площадь оперения, но и со значительно меньшими потерями устранить разнотягу двигателей, возникающую из-за их несогласованной работы, помпажных явлений или в случае отказа одного из них.

Двигатели фирмы Пратт-Уитни J.58 (JT11D-20A) развивали на форсаже тягу в 14470 кГс. На скорости M = 3 ТРД давал только 18 % тяги, остальное обеспечивалось форсажной камерой, работающей в режиме прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Для устойчивого потока воздуха на входах двигателей их вынесли за пределы скачка уплотнения от носовой части самолета. Воздухозаборники — регулируемые конусы в зависимости от скорости и высоты полета перемещались на 90 см, управляя скачками уплотнения и тормозя входной поток. Поскольку на скорости M = 3,6...3,8 ударная волна попадала в двигатели, вызывая помпаж, скорость Blackbird ограничивалась M = 3,2.



**Рис. 3.65.** Стратегический разведчик *A*-12 "*Blackbird*" *Lockheed Martin:* a – вид сверху сбоку;  $\delta$  – вид снизу сбоку;  $\delta$  – в авиационном музее *Boeing* возле *Seattle* (источник – *www.habu.org*)

Расположение двигателей на крыле позволило уменьшить изгибающий момент от подъемной силы, а следовательно, и снизить на 10...15 % массу крыла и удельную нагрузку на него, что для высотного самолета очень важно. Снижению массы конструкции планера способствовало также сужение диапазона эксплуатационных перегрузок до -1...+3,5.





**Рис. 3.66.** Внешний вид *ER*-2 в полете, фото *J. Ross*, октябрь 1999 г., *NASA Dryden Flight Rese-arch Center* (источник – www.dfrc.nasa.gov)

Рис. 3.67. Расположение отсеков полезной нагрузки: 1 – носовой отсек; 2 – отсек оборудования; 3 – системная подвеска; 4 – подвесные отсеки (под правым и левым крыльями); 5 – осевая подвеска

Другим наследником самолета-шпиона U2 является самолет фирмы Локхид ER-2 (рис. 3.66), характеристики которого приведены в табл. 3.9. Данный самолет интенсивно используется NASA для изучения стратосферы. Двигателем самолета служит Pratt& Whitney J75-P-13B. Полезная нагрузка (1230 кг) в самолете распределена по отдельным отсекам (рис. 3.67): в носовой части 272 кг, в подвесных отсеках под крыльями 618 кг, в отсеке оборудования 340 кг. Размещение и перечень высокочастотного оборудования представлены на рис. 3.68. Зависимость величины диаметра разворота (виража) от угла разворота (угла поперечного уклона) представлена в табл. 3.11.



**Рис. 3.68.** Расположение радиооборудования: 1 -рамочная антенна автоматического радиопеленгатора *ADF* (*Automatic Direction Finding*); 2 - высокочастотная система посадки по приборам VOR/ILS (VHF Omnidirectional Range/Instrument Landing System); 3 - система тактического воздушного навигатора TACAN (Tactical Air Navigation); 4 - ADF; 5 - антенна диапазона очень высокой частоты VHF (very high frequency); 6 - глобальная система навигации и определения положения GPS (Global Positioning System); 7 - антенна диапазона ультравысоких частот UHF (ultrahigh frequency); 8 - UHF радиолиния передачи данных; 9 приемопередатчик управления воздушным движением ATC (Air Traffic Control); 10 - радиоблок диапазона высоких частот HF (radio high frequency)

*Таблица 3.11.* Зависимость диаметра разворота самолета от угла разворота

Диаметр, км	104	52	34	25	23 (стандарт)
Угол, …°	5	10	15	20	22

Российский самолет-разведчик М-17, разработанный в ОКБ им. В.М. Мясищева, представляет собой двухбалочный двухкилевой цельнометаллический моноплан с верхним рас-

положением крыла [22]. Горизонтальное оперение крепится к верхним частям килей.

Высотный дозвуковой самолет М-17 предназначен для перехвата и уничтожения автоматических дрейфующих аэростатов (АДА) как при одиночном, так и при массированном налетах. Для выполнения боевых задач самолет оборудован системой вооружения с подвижной пушечной установкой, расположенной в верхней части фюзеляжа.

M-17 оснащен современным оборудованием, позволяющим выполнять полеты днем и ночью, на больших высотах, в сложных метеорологических условиях (рис. 3.69).



Рис. 3.69. Самолет М-17 "Стратосфера": *а* – вид сверху; *б* – вид снизу (источник – www.airwar.ru)

На самолете установлен одновальный одноконтурный турбореактивный двигатель РД-36-51В. Кабина летчика и двигатель располагаются в фюзеляже.

Шасси самолета выполнено по трехколесной схеме с управляемой передней стойкой. Колеса главных стоек — тормозные. Торможение колес производится с помощью основной и аварийной систем торможения.

Для защиты от обледенения имеется противообледенительная система; воздухозаборники и выходное устройство обогреваются горячим воздухом, отбираемым от компрессора двигателя. Обогрев лобового стекла — электрический.

Герметичная кабина и специальное снаряжение летчика в комплексе с системами жизнеобеспечения (кислородной и кондиционирования) обеспечивают нормальные условия деятельности летчика на всех высотах.

Планер самолета содержит: фюзеляж, крыло, две хвостовые балки, горизонтальное и вертикальное оперения, шасси (рис. 3.70).

Фюзеляж самолета цельнометаллической конструкции и состоит из: носового съемного кока, носового отсека, центрального отсека с двумя боковыми воздухоза-



**Рис. 3.70.** Четыре вида самолета М-17 "Стратосфера" (источник – *www.airwar.ru*)

борниками, хвостового отсека и отсека коробки самолетных агрегатов (КСА). Все отсеки фюзеляжа выполнены по бесстрингерной схеме.

Крыло свободнонесущее, трапециевидной формы в плане, состоит из двух частей, стыкующихся между собой по оси самолета. Конструктивно крыло состоит из носовой части, кессона и хвостовой части с выдвижными закрылками, створками и тормозными щитками. В средней части кессона консоли крыла установлены интерцепторы, на конце расположен элерон.



Рис. 3.71. Самолет М-55 "Геофизика" (источник – *www.aviaport.ru*)

В состав радиооборудования самолета М-17 входят: самолетное переговорное устройство, радиостанция Р-863, радиостанция Р-864, самолетный ответчик системы опознавания, система аварийной, предупреждающей и уведомляющей сигнализаций САС-1. Технические характеристики М-17 приведены в табл. 3.10.

Самолет М-55 "Геофизика" (рис. 3.71) является модификацией самолета М-17. Самолет М-55 "Геофизика"

(M-17PM) построен по двухбалочной схеме с высокорасположенным прямым крылом с большим удлинением, двухкилевым хвостовым оперением и высокорасположенным стабилизатором. Основные технические параметры приведены в табл. 3.10.

М-55 способен проводить исследования в стратосфере на высотах до 20 км, осуществлять экологический мониторинг воздушного пространства, водных бассейнов и суши, служить ретранслятором для обеспечения радиосвязи. На базе М-55 создана система противоградовой защиты. По сравнению с американским аналогом — самолетом Локхид U2 — М-55 имеет улучшенную маневренность на больших высотах.

Самолет М-55 "Геофизика" способен находиться в исследовательском высотном полете более 6 часов и нести на борту 1500...2000 кг научной аппаратуры, обеспечивающей как непосредственные измерения параметров и состава окружающей среды, так и дистанционные химические и микрофизические исследования на расстояниях нескольких километров от самолета.

М-55 имеет уникальные высотные характеристики, которые в комплексе с хорошей грузоподъемностью делают самолет незаменимым при проведении исследований верхних слоев атмосферы.

На самолете установлены два двигателя ТРДД ПС-3ОВ12 Пермского НВО Авиадвигатель (2×49,0 кH, 2×5000 кГс).

С целью изучения стратосферы и апробации в качестве аэроплатформы для систем широкополосного радиодоступа используется британский самолет *Canberra* (рис. 3.72–3.74), характеристики которого приведены в табл. 3.10. Самолет оснащен двумя двигателями *Avon Mk* 109 (3400 кг).

Представленные самолеты имеют прекрасные летные характеристики в стратосфере, определенную экспериментальную наработку в качестве телекоммуникационных платформ, но и тот же недостаток, что и предыдущие самолеты среднеподнятых аэроплатформ — потребность в значительном количестве топлива для двигателей.

Интересной разработкой стратосферного самолета является *Proteus* (рис. 3.75), спроектированный сначала как беспилотный самолет-разведчик. Он имеет четыре подвижных крыла и построен почти целиком из углепластиков. Это позволило при взлетной массе в 5,66 т нести полезную нагрузку в 1 т. *Proteus* способен находиться в воздухе на высоте 18...20 км на протяжении 14 часов. В октябре 2000 г. *Proteus* установил несколько международных высотных рекордов для самолетов со стартовой массой не более 5660 кг. Самолет достиг высоты 19 км и совершил длительный горизонтальный перелет дальностью 18,9 км. В другом полете он с полезной нагрузкой в 1000 кг достиг высоты 17 км.

В качестве силовой установки самолета используют турбовентиляторные двигатели. Полезная нагрузка специальной подвесной гондолы длиной 5,5 м, предназначенной для телекоммуникационного оборудования, составляет 820 кг (рис. 3.76). В фюзеляже размещается сетевой коммутатор массой 226 кг.



**Рис. 3.72.** Самолет *Canberra* в полете: *а* – вид сверху сбоку; *б* – вид снизу сбоку



Рис. 3.73. Самолет Canberra на авиабазе Moffett Field (Калифорния)



Рис. 3.74. Виды самолета *Canberra* сверху вниз (спереди, сверху и сбоку): 1 – асимметричная кабина пилота; 2 – турбореактивный двигатель с осевым воздухозаборником AVON 109; 3 - полнодоступный крыльевой трубопровод; 4 – прозрачный плексигласовый колпак наблюдателя; 5 – одно или два места для исследователей; 6 - передний отсек; 7 - центральный отсек (дополнительные места для исследователей и/или дополнительный топливный бак); 8 - кормовой отсек; 9 - хвостовой отсек: 10 – дополнительный сверхотсек; 11 - дополнительные топливные баки на концах крыльев

Три таких самолета, оснащенные приемопередающей аппаратурой и подфюзеляжной антенной решеткой, сменяя друг друга, могут круглосуточно обеспечивать связь на территории диаметром 50...150 км.

Экономичный стратосферный самолет – Strato 1/EGRETT (GROB G520) немецкой компании Grob Aerospace (Lettenbachstr, 9, 86874 Tussenhausen-Mattsies, Germany) отсчитывает свое существование с 1991 г. Этот герметичный самолет оборудован системами предотвращения обледенения, защитой от грозовых разрядов и убирающимся шасси (рис. 3.77). Самолет Strato 1 полностью пригоден для действий на высотах до 16 км с полетным временем 13 часов. Полезная нагрузка самолета может изменяться от 300 до 1000 кг. Самолет оснащен двигательной установкой GARRETT TPE 331-14 и пропеллерами четырехлопастной композиционной структуры диаметром 3,04 м.

Самолет предназначен для атмосферных исследований, мониторинга поверхности Земли и телекоммуникаций.





**Рис. 3.75.** Самолет *Proteus: a* – вид сверху сбоку; *б* – вид снизу сбоку; *в* – вид спереди (источник – *www.dfrc.nasa.gov*)







Рис. 3.76. Самолет *Proteus* с гондолой: a – вид сбоку;  $\delta$  – вид гондолы с телекоммуникационным оборудованием;  $\epsilon$  – схема гондолы (1 – мониторинговая радиоаппаратура; 2 – электронные блоки; 3 – защитный кожух гондолы; 4 – ретрансляционные радиоблоки; 5 – пилон (опора); 6 – фюзеляж; 7 – верхняя крышка с внутренними ребрами; 8 – соединение верхней крышки с боковой стороной кожуха) (источник – www.dfrc.nasa.gov)

Размах крыльев, м	33,0
Площадь крыльев, м <sup>2</sup>	39,7
Длина фюзеляжа, м	11,7
Масса пустого самолета, кг	2900
Максимальная взлетная масса, кг	4700
Максимальная полезная нагрузка, кг	1000
Масса топлива, кг	800
Максимальная ветровая нагрузка, кг/м <sup>2</sup>	118,4
Количество пилотов, человек	1
Максимальная дальность полета, км	4000
Максимальная длительность полета, ч	13
Максимальная высота полета, км	16

Технические параметры самолета Strato 1:



**Рис. 3.77.** Самолет *GROB G* 520: *Strato* 1/*EGRETT* (источник – *www.grob-aerospace.com*)

Самый высотный реактивный самолет 4 октября 2004 г. впервые преодолел верхнюю границу стратосферы. Американский конструктор Барт Рутан (компания *Scaled Composites*) и финансировавший его разработки мультимиллиардер Пол Аллен получили приз в \$ 10 млн под названием *Ansari X-prize* за создание этого корабля, поднявшегося на высоту 112 км [23, 24].

Схема прохождения данного полета представлена на рис. 3.78. Самолет *White Knight* (рис. 3.79)

с двумя двигателями General Electric J85 и с закрепленным на фюзеляже кораблем SpaceShipOne (рис. 3.80, 3.81) взлетел с аэродрома Мохаве (штат Калифорния). Отделение космолета от самолета-носителя произошло через 30 мин (рис. 3.82). Далее пилот включил гибридный ракетный двигатель, который проработал 97 с, забросив аппарат за границы атмосферы. При этом ракетный двигатель сжигал твердотельное топливо — синтетический каучук — с помощью закиси азота и жидкого кислорода. После трех с половиной минут невесомости пилот начал спуск, испытав при вхождении в плотные слои атмосферы мощные перегрузки. Управление полетом, подержание каналов связи, обмена данными и видеоинформацией с самолетами производилось со специального передвижного центра управления (рис. 3.83).

Подъемом на 112 км пилот Брайан Бинни побил предыдущий рекорд высоты полета воздушного корабля — 107 км, установленный пилотом Джо Волкером на военном самолете *X*-15 в 1963 г.



Рис. 3.78. Схема полета SpaceShipOne





**Рис. 3.79.** Самолет *White Knight* (источник – *www.air-and-space.com*)

**Рис.** 3.80. Внутренняя структура *SpaceShipOne:* 1 — система управления ракетными двигателями малой тяги для компенсации отклонения от направления движения; 2 — носовой направляющий полоз; 3 — элерон; 4 — руль направления; 5 привод выдвижения шасси; 6 — абляционное сопло системы гибридного ракетного двигателя; 7 горизонтальные стабилизаторы с сервоприводом (источник — www.air-and-space.com)



6

**Рис. 3.81.** Самолет *SpaceShipOne:* a - в полете;  $\delta - при$  посадке (источник – *www.air-and-space.com*)





**Рис. 3.82.** Самолет *White Knight* с закрепленным на фюзеляже *SpaceShipOne:* a - в полете (компьютерное изображение);  $\delta$  – на аэродроме (фото) (источник – www.scaled.com)



Рис. 3.83. Передвижной центр управления полетом (источник – *www.air-and-space.com*)

Российские и американские аналитики уже сравнили достижения *SpaceShipOne* с новой космической революцией. Они предполагают, что в дальнейшем частные полеты в космос будут принимать все более масштабный характер, и "космический туризм" заинтересует правительства. Создатели *SpaceShipOne* намерены через 10 лет вывести свои аппараты на орбиту.

Важной вехой в созлании аэроплатформ стало использование экономичных беспилотных самолетов. Так, в качестве среднеподнятой аэроплатформы компания General Atomics Aeronautical Systems Incorporated предлагает самолетразведчик RO-1 Predator (рис. 3.84, характеристики представлены в табл. 3.10). Самолет содержит телевизионную и инфракрасную камеры, РЛС, оборудование связи и руководства. Управление самолетом производится с Земли оператором через специальную станцию с 6.25-метровой антенной в Ки-диапазоне (рис. 3.85).

Беспилотный самолет Altair (рис. 3.86, 3.87), созданный для проведения исследований NASA, является модификацией Predator B. Самолет имеет максимальную взлетную массу 3 360 кг, из которой 1360 кг приходится на горючее. На Altair установлен задненавесной турбовинтовой двигатель Honeywell TPE-331-10, приводящий в движение трехлопастный воздушный винт. Параметры самолета приведены в табл. 3.10.



Рис. 3.84. Беспилотный самолет RQ 1 Predator. a – общий вид; б – вид сбоку (источник – www.acc.af.mil)



Рис. 3.85. Наземная станция управления



Рис. 3.86. Самолет Altair в NASA Dryden Flight Research Center.  $a - \phi$ ото T. Tschida, апрель 2005 г.;  $\delta - \phi$ ото T. Tschida, июнь 2003 г. (источник – www.dfrc.nasa.gov)



**Рис. 3.87.** Некоторые места установки оборудования на Altair (NASA Dryden Flight Research Center): a – вертикальный микроволновый зонд и электрооптические сенсоры;  $\delta$  – спутниковая антенна, электрооптический и инфракрасный сенсоры (источник – www.dfrc.nasa.gov)



Рис. 3.88. Беспилотный самолет *Altus* в полете над Южной Калифорнией (источник – *www.nasa.gov*)



**Рис. 3.89.** Беспилотный самолет *D*-2 *Demonstrator* (источник – *www.nasa.gov*)

Самолет Altus компании General Atomics был создан для апробации новой технологии длительного пребывания беспилотного самолета в воздухе (от 12 до 72 ч) со стартовой массой 940 кг и полезной нагрузкой в 150 кг (рис. 3.88). Самолет оснащен двигателем Rotax 912-2T с пропеллером диаметром 2,5 м. Параметры самолета приведены в табл. 3.10.

Беспилотный самолет *D*-2 *Demonstrator* разработан *Scaled Composites* по программе *ERAST* (*Environmental Research Aircraft and Sensor Technology*) для несения на борту мониторингового оборудования (рис. 3.89). При взлетной массе 852 кг *D*-2 несет полезную нагрузку в 35...40 кг. Двигатель *Rotax* 912 мощностью 100 л.с. обеспечивает работу 4,2-метрового пропеллера.



**Рис. 3.90.** Беспилотный самолет *Global Hawk:* a - в полете;  $\delta - общий вид (источник - www.fas.org)$ 



Рис. 3.91. Беспилотный самолет DarkStar: a – внешний вид;  $\delta$  – самолет на аэродроме Dryden Flight Research Center, NASA, сентябрь 1997 г., фото T. Landis (источник – www.fas.org)

Беспилотный самолет-разведчик Global Hawk (Tier II+) был создан в 1999 г. по программе высотных долголетающих беспилотных аппаратов HAE UAV (High-Altitude, Long-Endurance Unmanned Aerial Vehicle) для оборонной авиаразведывательной службы DARO (Defence Airborne Reconnaissance Office) (рис. 3.90). Технические параметры Global Hawk приведены в табл. 3.10. Беспилотный самолет *DarkStar*, обозначаемый также как *LO HAE* (*Low Observable High Altitude Endurance*) или *Tier*III *UAV*, предназначен для проведения разведки при помощи видео- и радиосредств (рис. 3.91). Контракт на создание данного самолета получил конгломерат *Lockheed Martin–Boeing*.

Технические параметры:	
Размах крыльев, м	21
Длина корпуса, м	4,5
Высота корпуса, м	1,05
Полезная нагрузка, кг	450
Радиус действия, км, не менее	930
Максимальная высота полетов, км	14
Крейсерская скорость, км/ч	463
Длительность пребывания в воздухе, часы, не менее	8.

Американская компания Aurora Flight Sciences Corp. для длительных полетов в стратосфере предлагает беспилотный самолет Perseus B со следующими техническими параметрами (рис. 3.92):

Размах крыльев, м	21,8
Взлетная масса, кг	1100
Масса полезной нагрузки, кг	50330
Высота полетов, км	20
Дальность полета, км	1853
Длительность полета, часы	824
Мощность, предоставляемая полезной нагрузке, кВт	1,2



**Рис. 3.92.** Беспилотный самолет *Perseus B* американской компании *Aurora Flight Sciences Corp.* (источник – *www.aurora.aero*)

Беспилотный самолет немецкой компании *DBA* (*Daimler-Benz Aerospace*) при взлетной массе 2380 кг может поднять на высоту 18 км полезную нагрузку 500 кг, а на высоту 24 км — 100 кг (рис. 3.93). Самолет имеет шестицилиндровый бескрейцкопфный двигатель с турбонаддувом, который приводит в действие пятилопастный пропеллер диаметром 4 м. Параметры самолета приведены в табл. 3.10.

Оригинальную идею беспилотного аппарата под названием АИСТ (Аэродинамическая интегральная система телекоммуникаций) в виде "летучего змея" предложили российские ученые. Эту идею конструкторам подсказало



Рис. 3.93. Беспилотный самолет компании Daimler-Benz Aerospace



Рис. 3.94. Биплан АИСТ в полете

известное метеорологам и климатологам глобальное природное явление - тропосферный ветер, который постоянно дует на высоте 9...12 км в одном направлении. На широтах России его скорость достигает 15...25 м/с. Характеристики ветра лишь незначительно меняются в зависимости от времени суток, года и состояния атмосферы, подверженного влиянию погодных условий, солнечной активности и некоторых других факторов. В каждой конкретной точке тропосферного ветрового потока скорость и направление ветра стабильны. Исходя из этого, конструкторы решили использовать его для удержания на 10-километровой высоте летательного аппарата, который мог бы нести на себе технические средства связи и другое оборудование [25].

Специалисты лаборатории "Астра МАИ" (г. Москва) подошли к реализации этого проекта всего несколько лет назад, когда в их распоряжении появились легкие и прочные тросовые системы, изготовленные по космическим технологиям.

По замыслу проектировщиков, войдя в набегающий ветровой поток, АИСТ будет парить в небе, подобно воздушному змею (рис. 3.94). Чтобы "привязать" аппарат к земле, в "Астра МАИ" создали оригинальназемную подъемно-транспортную ную тросовую систему. Ее устанавливают на автомобиль или катер, который доставляет аппарат к месту старта и разгоняет его по прямой или по спирали до скорости самостоятельного полета (рис. 3.95). Далее за счет собственной аэродинамики АИСТ поднимается на заданную высоту и зависает над зоной обслуживания (время подъема -1,5 ч, радиус зоны обслуживания – 100 км). Трос из высокопрочных полимерных материалов толщиной всего около 5 мм, обладающий тройным запасом прочности

(разрывное усилие – 280 кг/мм<sup>2</sup>), удерживает систему в стабильном состоянии, которое корректируется аэродинамическим управлением крылатого аппарата.

АИСТ представляет собой необычного вида биплан, построенный по схеме "утка" (рис. 3.96). В передней части фюзеляжа расположены управляющие полетом крылья, а сзади установлен внушительных размеров несущий коробчатый модуль из двух параллельных крыльев: одно — на уровне фюзеляжа, другое — над ним. Они связаны между собой тремя стабилизаторами: один — посередине, два других — на концах консолей крыла. За счет них образуется замкнутый контур 28-метровой ширины, призванный обеспечить подъемную силу аппарата. Прошедшие летом 2003 г. испытания модели АИСТа, выполненной в масштабе 1:10, подтвердили расчеты специалистов. Оригинальная конструкция биплана дала удачное сочетание высокого аэродинамического качества (отношения подъемной силы к лобовому сопротивлению) и очень малой удельной нагрузки на крыло. При собственной массе 800 кг аппарат, построенный целиком из современных композиционных материалов, сможет поднять на расчетную высоту трос массой 280 кг и 250 кг полезного груза. Для питания бортового оборудования на АИСТе будет работать собственный ветроэлектрогенератор.

Для реализации программы по созданию стратосферных энергетических установок в 1982 г. в Канаде был создан беспилотный самолет *SHARP* (*Stationary High Altitude Relay Platform*) с размахом крыльев 4,5 м для полетов на высотах до 20 км (рис. 3.97) [26].

В рамках проекта *ERAST*, что проходит под эгидой *NASA*, компания *AeroVironment Inc.* разрабатывает беспилотные аэропланы, источником электроэнергии для которых служат размещенные на верхней поверхности крыла солнечные батареи





**Рис. 3.95.** Подъем АИСТа на рабочую высоту 10...12 км с помощью подъемно-транспортной тросовой системы. Ее устанавливают на автомобиль, разгоняющий биплан по прямой или по спирали до скорости самостоятельно-го полета

**Рис. 3.96.** Вид сбоку и сверху биплана АИСТ (размеры указаны в метрах)

компании *SunPower Corp*. общей мощностью 35 кВт с коэффициентом полезного действия 18,4% (размер одной ячейки батареи составляет 32×70 мм<sup>2</sup>).

Первой генерацией такого самолета был Gossamer Penguin, созданный еще в 1979 г. (рис. 3.98), а первым прототипом будущей серии беспилотных самолетов стал Pathfinder, построенный в 1980 г. с размахом крыльев 32 м (рис. 3.99). Он имел 6 электродвигателей, которые питались от обычных аккумуляторных батарей. В двух его гондолах размещалось шасси, батареи, система контроля за полетом. В 1993 г., когда самолет был задействован в проекте ERAST, к нему на поверхность крыльев добавили солнечные батареи. После такой модификации Pathfinder был передан базе военноморских сил США PMRF (Pacific Missile Range Facility) на острове Кауаи (Kauai) Гавайского архипелага, где самолет в 1997 г. установил рекорд подъема на высоту 21,8 км (71530 футов). Следующей модификацией Pathfinder был самолет Pathfinder Plus, который использовал 8 электродвигателей и имел размах крыльев 40 м (рис. 3.100). Летом 1998 г. он установил рекорд в подъеме на высоту 24,45 км (80201 фут).



**Рис. 3.97.** Модель беспилотного самолета *SHARP* (источник – *http:// friendsofcrc.ca*)



**Рис. 3.98.** Самолет на солнечных батареях *Gossamer Penguin*, авторское фото *B. Rhine*, 25 июля 1979 г., NASA



**Рис. 3.99.** Самолет *Pathfinder* (источник – *www.dfrc.nasa.gov*)



**Рис. 3.100.** Самолет *Pathfinder Plus* (источник – *www.solaraircraft.com*)

Следующим этапом в развитии самолетов на солнечных батареях стал *Centurion* с размахом крыльев 62 м (рис. 3.101), который послужил конструктивной основой для создания в 1999 г. уникального автономного самолета *Helios* (рис. 3.102). Такой самолет при размахе крыльев 76 м вмещает 5 гондол, на которых размещены шасси, вся электроника и электротехника, а также 14 двигателей мощностью по 2 л.с. и массой 5 кг каждый. В гондоле может располагаться специальный регенеративный модуль для обеспечения энергией самолета в ночное время (рис. 3.103). Общая масса самолета не превышает 600 кг. В августе 2001 г. *Helios* совершил четырехдневный беспосадочный полет и достиг высоты 29,5 км (96863 фута) [1]. На рис. 3.104 представлено сравнение размеров *Helios* и его прототипов. Нужно отметить, что полученный успех в области стратосферных автономных беспилотных самолетов позволил компании *AeroVironment Inc.* создать новую компанию *SkyTower* специально для развертывания TCBA на базе самолета *Helios*.





**Рис. 3.101.** Самолет *Centurion* (источник – www.dfrc.nasa.gov): a – вид снизу; b – вид спереди сбоку



Рис. 3.102. Самолет Helios (источник – www.solaraircraft.com): a – полет над тучами; б – полет над морем



**Рис. 3.103.** Регенеративный модуль *Helios: I* – резервуар с водородом; *2* – газовый формирователь; *3* – резервуар с водой; *4* – резервуар с кислородом (источник – *www.dfrc.nasa.gov*)

Позитивный опыт, полученный компанией AeroVironment Inc., побудил подразделение Politecnico di Torino под грант итальянского космического агентства ASI (Italian Space Agency) начать работу над проектом аналогичного беспилотного самолета на солнечных батареях под названием Heliplat (сокращенно от слов HELIos PLATform) для создания европейской аэроплатформы под ТСВА (рис. 3.105) [27-29]. Параметры Heliplat приведены в табл. 3.10. В Heliplat должна реализовываться регенеративная система мощностью 3...6 кВт для питания бортового оборудования (рис. 3.106). Данная аэроплатформа предназначается для навигационных и телекоммуникационных целей, причем в первую очередь для обеспечения мобильной связи третьего и четвертого поколений.



Ð

Рис. 3.104. Беспилотные самолеты компании AeroVironment Inc. на солнечной энергии (сверху вниз): Pathfinder (вид сверху); Pathfinder Plus (вид сверху); Centurion (вид сверху); Helios (вид спереди); Helios (вид сбоку) (источник www.solaraircraft.com)



**Рис. 3.105.** Беспилотный самолет *Heliplat* (источник – *www.tlc.polito.it*)



Рис. 3.106. Система регенерации энергии на борту *Heliplat*: 1 – регенеративная ячейка; 2 – резервуар с водой; 3 – резервуары с водородом; 4 – резервуары с кислородом; 5 – газовый формирователь; 6 – насос; 7 – топливный элемент; 8 – электролиз; 9 – потребители электроэнергии; 10 – тепловой поток; 11 – ячейки солнечной батареи [3]



**Рис. 3.107.** Прототип *Heliplat* самолет *HELIPLANE:* a – сам самолет;  $\delta$  – каркас его фюзеляжа (источник – *www.tlc.polito.it*)

В настоящее время реализуется прототип *Heliplat* — самолет *HELIPLANE* (сокращенно от слов *HELIos AirPLANE*) (рис. 3.107), имеющий размах и площадь крыльев 24 м и 28,8 м<sup>2</sup>, общий вес 3200 H, из которого приходится: на два двигателя 250 H, навигационное оборудование 900 H, крылья 650 H, солнечные батареи 300 H и топливные элементы 400 H. Общая мощность потребления составляет 13 кВт, а скорость самолета может изменяться от 46 до 100 км/ч. В последнем случае требуемая солнечная энергия составляет 1000 Вт/м<sup>2</sup>.

Специально для запуска из гондолы аэростата *QinetiQ* на высоте 40 км был разработан британский беспилотный самолет *Zephyr* с размахом крыльев 12 м и скоростью движения 70 м/с (рис. 3.108). Самолет снабжен пятью пропеллерными двигателями мощностью 1 кВт и солнечными батареями, которые располагаются поверх крыльев самолета и обеспечивают энергией двигатели.



**Рис. 3.108.** Беспилотный самолет *Zephyr* (источник – *www.reedbusiness.com*)

Рис. 3.109. Беспилотный летательный аппарат Фаэтон: 1 – антенная система телекоммуникационного комплекса; 2 – электромотор с редуктором и винтом; 3 – аккумуляторные батареи или топливные элементы; 4 – бортовая система автоматического управления; 5 – система навигации GPS; 6 – бортовой комплекс телекоммуникационного оборудования; 7 – система узкого луча управления аппаратом

В качестве аэроплатформы для ТСВА предлагается также отечественный беспилотный летательный аппарат Фаэтон (рис. 3.109), являющийся разработкой Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского (г. Харьков) [30-32]. Аппарат предназначен для длительного беспосадочного полета (месяцы) со скоростью 150 км/ч на высоте до 25 км в условиях низких температур (-62 °C) и пониженного давления (41 мм рт.ст.). При собственной массе в 150 кг, длине 6,4 м, высоте 1,9 м и размахе крыльев 15,8 м аппарат может нести полезную нагрузку от 15 до 60 кг в зависимости от наличия на нем аккумуляторных батарей (АБ) (масса 80 кг) или топливных элементов (30...40 кг). Собственная электроэнергия идет в основном на работу двух электромоторов по 1,5 кВт каждый. Двигатели снабжены редукторами, посредством которых приводятся во вращение двухлопастные воздушные винты диаметром 2,7 м. Электроэнергия на борту аппарата вырабатывается солнечными батареями (1,6...2 кВт), расположенными на верхней поверхности крыльев и фюзеляжа. Удельная мощность пленочных фотоэлементов (на консолях крыла) составляет 150 Вт/м<sup>2</sup>, а жестких фотоэлементов (на фюзеляже) -200 Вт/м<sup>2</sup>. В ночное время работу аппарата поддерживает АБ емкостью 16 кВтч.

Летательный аппарат имеет интегральную аэродинамическую компоновку: плоский фюзеляж-центроплан большой площади, консоли крыла большого удлинения с небольшой обратной стреловидностью (относительное удлинение крыла составляет 25 единиц, а его площадь — 10 м<sup>2</sup>), V-образное хвостовое оперение. Электродвигатели расположены на концах килей хвостового оперения.

Планер летательного аппарата выполнен из композиционных материалов. Верхние поверхности консолей крыла и оперения покрыты пленочными солнечными фотоэлементами, а верхняя поверхность фюзеляжа — прозрачной пленкой, под которой расположены жесткие панели солнечных фотоэлементов. Внутренний объем фюзеляжа служит для размещения АБ, бортовой аппаратуры и полезной нагрузки.

Взлет Фаэтона осуществляется в дневное время суток в ясную погоду с подготовленной взлетно-посадочной полосы с использованием пилотируемого самолета-



буксировщика. После набора высоты 3...4 км производится отцепление Фаэтона от самолета-буксировщика. Дальнейший полет в заданный район с набором рабочей высоты Фаэтон выполняет самостоятельно.

После выхода в заданный район самолет переходит в режим барражирования на рабочей высоте 17...25 км по траектории, обеспечивающей оптимальные условия для функционирования ретранслирующего оборудования. Контроль за полетом Фаэтона и работой его бортовой аппаратуры осуществляется с наземного пункта управления с использованием командно-телеметрической радиолинии. Следует отметить, что в ночное время суток при работе самолета от АБ высота его полета в процессе барражирования снижается до 17...18 км.

#### 3.4. Выводы

1. Использование современных новейших технологий позволило поднять на качественно новый уровень создание и эксплуатацию летательных аппаратов как тяжелее, так и легче воздуха, а на их базе начать развертывание аэроплатформ для реализации нового вида телекоммуникации — TCBA. Разнообразие летательных аппаратов, которые могут нести телекоммуникационное оборудование, позволяет создавать радиосистемы разного назначения с неодинаковыми требованиями к грузоподъемности, высоте зависания и энергопотреблению аэроплатформы.

2. Одним из наиболее привлекательных свойств аэроплатформ, в отличие от спутников, является возможность непосредственного доступа к телекоммуникационному оборудованию. Это делает системы на базе аэроплатформ универсальными, позволяет проводить обслуживание бортового оборудования и его модернизацию.

3. В качестве телекоммуникационной аэроплатформы могут быть применены как аэростаты, так и самолеты. К преимуществам использования аэростатов относятся: возможность длительного пребывания в воздухе без вспомогательной дозаправки топливом или газом, подъем значительных грузов, простота в управлении. Основной проблемой при использовании аэростатов остается обеспечение их экономичными мощными двигателями, которые должны поддерживать аэростат в заданном положении на значительных высотах и в особенности в стратосфере.

4. Преимущества самолетов как аэроплатформ для телекоммуникационных систем состоят в том, что они не зависят, как аэростаты, от воздушных потоков, могут некоторое время находиться в режиме планирования, имеют отработанные технологии строительства и поддержки полетов. К недостаткам обычных самолетов с топливными двигателями можно отнести постоянную потребность в топливе, что значительно ограничивает время их пребывания в воздухе. С ростом высоты полета потребности в топливе возрастают. Данного недостатка не имеют автономные аэропланы на солнечных батареях, которые на данное время являются наиболее перспективными для TCBA. Такие самолеты существенно теряют свои преимущества на низких высотах, где может быть недостаточное освещение и существует потребность в постоянном маневрировании.

#### Список литературы

1. Кравчук С.О., Ільченко М.Ю. Аероплатформи для телекомунікаційних систем // Наукові вісті НТУУ "КПІ". – 2003. – № 1 (27). – С. 5–15.

2. Таланов А.В. Все о воздушных шарах. - М.: Астрель: АСТ, 2002. - 271 с.

3. Агамиров В.Л., Глухарев А.Н., Пятышев Р.В. Свободные аэростаты. – М.: Академия им. Жуковского, 1992. – 230 с.

4. Дирижабли на войне / Сост. В.А. Обухович, С.П. Кульбака. – Минск: Харвест; М.: АСТ, 2000. – 496 с.

5. Ковальчук И. Рекорд высоты заглох на 15 метрах // Газета "Сегодня". – 04.09.2003. – С. 4.

6. NASA scientific balloon sets world record // Science Daily. - 27.08.2002. - www.sciencedaily.com

7. *Rakov D.* Aktive Methoden zur Wiederherstellung der stratosparischen Ozonschicht // Deutsche Luft und Raumfahrt Kongress, DGLR-JT2000-204, Leipzig, 18–21 September 2000, Band 1. – S. 1215–1219.

8. *Rakov D.* Morphological synthesis method of the search for promising technical systems // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. -1997, N 12. -P. 3-8.

9. Rakov D., Thorbeck J., Böhm F. Vergleich von verschiedenen Konzepten für aerostatische stratosphärischen Plattformen // DGLR-JT2002-176, Stuttgart, 23–26 September. – 2002. – S. 97–101.

10. Бойко Ю.С. Воздухоплавание. – М.: Изд-во МГУП, 2001. – 234 с.

11. Бендин С. Беспроводные сети на высотных дирижаблях для войны и мира // Веб-журнал "CNews". – 20.03.03. – www.PR.CNews.ru.

12. Бендин С. Низкоорбитальные дирижабли придут на замену спутникам связи // Веб-журнал "CNews". – 23.12.02. – www.PR.CNews.ru.

13. *Арие М.Я.* Дирижабли. – К.: Наук. думка, 1986. – 264 с.

14. Броуде Б.Г. Воздухоплавательные летательные аппараты. – М.: Машиностроение, 1976. – 138 с.

15. *Нестеренко Г.С., Наринский В.И.* Современные аэростатические летательные аппараты. – М.: Знание, 1977. – 63 с.

16. Человек и машины: Пер. с англ. – М.: Мир, 1986. – 264 с. (Радость познания. Популярная энциклопедия в 4-х томах; т. 4)

17. Шеер Р. Германский флот в мировую войну. – М.: Л.: Военмориздат, 1940. – 236 с.

18. Нестеренко Г. От "Цеппелинов" – к аэрокранам // Техника молодежи. – 1975. – № 8. – С. 30–35.

19. Be6caŭm Sky Station International – http://www.skystation.com.

20. Groepper P. High altitude long endurance stratospheric airships // Preparing for the Future. -2000. -**10**, N 1. - P. 10.

21. Справочник по радиолокации / Под ред М. Сколника: Пер. с англ. В 4-х томах. Том 3. – М.: Сов. радио, 1978. – 528 с.

22. Авиационная энциклопедия "Уголок неба" // www.airwar.ru

23. Ковальчук И. Новая космическая революция // Газета "Сегодня". - 6.10.2004. - С. 3.

24. *Самолет-рекордсмен SpaceShipOne* будет помещен в музей. Аэрокосмические новости // Аэрокосмический вестник. – 2005. – № 2. – С. 15.

25. Малышев Г. АИСТ в ветровом потоке // Наука и жизнь. - 2003. - № 8. - С. 24-27.

26. *Martin J.F.* Aircraft configuration studies for a stationary high altitude relay platform (SHARP) // Unmanned Systems Journal. -1986. -N 3. -P. 34-38.

27. Cowley M. Solar Challenger // Aeromodeller. - 1981. - N 6. - P. 281-287.

28. Djuknic G.M., Freidenfelds J., Okunev Y. Establishing wireless communications services via high-altitude platforms: A concept whose time has come? // IEEE Communications Magazine. – 1997. – N 9. – P. 128–135.

29. Romeo G., Frulla G., Fattore L., HELIPLAT: A solar powered HAVE-UAV for telecommunication applications. Design & parametric results. Analysis, manufacturing & testing of advanced composite structures // Int. Tech. Conf. on Uninhabited Aerial Vehicles. – UAV 2000, Paris, France, 14–16 June 2000. – P. 134–147.

30. Илюшко В.М., Нарытник Т.М., Смоляков А.В. Система передачи данных на основе высотных беспилотных летательных аппаратов // Винахідник і раціоналізатор. – 2004. – № 5. – С. 16–21.

31. Ильченко М.Е., Кравчук С.А., Илюшко В.М. Использование телекоммуникационной системы на основе высокоподнятой аэроплатформы в районах бедствия и чрезвычайных ситуаций // Матер. 14-й Междунар. конф. КрыМиКо'2004 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 13–17 сентября 2004 г., Севастополь, Крым, Украина. – Севастополь: Вебер, 2004. – С. 248–251.

32. *Кравчук С.А.* Связь через стратосферу // Телеком: коммуникации и сети. – 2004. – № 11. – С. 58–65.

## ГЛАВА 4

# ТЕОРИЯ ОСЛАБЛЕНИЯ САНТИМЕТРОВЫХ И МИЛЛИМЕТРОВЫХ ВОЛН В ТРОПОСФЕРЕ И СТРАТОСФЕРЕ

### 4.1. Основные определения

Дадим определения основных характеристик распространения электромагнитных волн в тропосфере и стратосфере.

Начнем с рассеяния. Это — процесс, при котором молекулы или частицы, находящиеся на пути излучения, заимствуют энергию падающей волны и переизлучают ее в полный телесный угол, вершиной которого является рассеивающий элемент [1]. Рассеяние характеризуется сечением рассеяния и объемным коэффициентом рассеяния.

Угловое распределение и состояние поляризации рассеянного излучения характеризуются параметрами Стокса с помощью матрицы рассеяния.

Отношение интенсивности излучения, рассеянного в данном направлении  $\theta$ , к средней интенсивности, рассеянной во всех направлениях  $4\pi$ , называется индикатрисой рассеяния  $f(\theta)$ .

При высокой концентрации рассеивателей в среде излучение, рассеянное одними частицами, может снова рассеиваться другими частицами и т. д. Этот процесс называют многократным рассеянием. Каждое последующее рассеяние осуществляется по законам однократного рассеяния. Окончательный результат получают суммированием с учетом статистических характеристик следования рассеяний друг за другом.

Поглощением излучения называется уменьшение его энергии при распространении в веществе вследствие преобразования энергии волны во внутреннюю энергию вещества или в энергию вторичного излучения. Характеризуется сечением поглощения, объемным коэффициентом поглощения и функцией поглощения.

Ослабление излучения — это суммарный эффект взаимодействия излучения с молекулами или частицами, обусловленный рассеянием и поглощением.

Сечение рассеяния  $\sigma_p$  (поглощения  $\sigma_n$ ) – это площадь, через которую протекает поток падающего излучения, равный потоку излучения, рассеянного во всех направлениях (или поглощенного). Сечением ослабления называют сумму сечений поглощения и рассеяния.

Объемный коэффициент рассеяния (поглощения) — это отношение потока излучения, рассеянного во всех направлениях (или поглощенного) единичным объемом среды, к потоку, падающему на этот объем.

Коэффициентом ослабления называют сумму коэффициентов поглощения и рассеяния.

Коэффициент пропускания — это отношение потока излучения, прошедшего через среду, к потоку излучения, упавшему на нее.

# 4.2. Обобщенная модель ослабления радиоволн в атмосфере

Процессы излучения в различных диапазонах электромагнитного спектра имеют свои особенности, связанные с различным влиянием разных компонентов атмосферы на поглощение и рассеяние излучения в этих диапазонах. При рассмотрении радиотрасс для TCBA наибольший интерес представляет та часть спектра электромагнитных волн, которая относится к коротковолновой части сантиметрового и длинноволновой части миллиметрового диапазонов. Поэтому основное внимание в последующих разделах будет уделено именно этой части спектра.

Ослабление электромагнитного излучения в атмосфере определяется поглощением и рассеянием атмосферными гидрометеорами и газами. На приземных трассах гидрометеоры представляют собой достаточно однородную массу, состоящую из сформировавшихся капель или частиц с одним определенным распределением по



Рис. 4.1. Вид наклонной радиотрассы между наземной станцией и СВА

размерам. Иная картина наблюдается на радиотрассе от наземной станции к СВА. Здесь радиоволны проходят все уровни формирования наземных осадков и облаков, где размеры капель или частиц могут сильно отличаться (рис. 4.1). Следует отметить, что многие модели дождя [2-4], которые были разработаны для прогнозирования ослабления на наземных и наклонных трассах в диапазоне длинноволновой части сантиметровых волн, вклад облаков в ослабление в дожде не учитывали. Однако, ослабление миллиметровых волн в облаках по сравнению с сантиметровыми волнами может быть значительным. Поэтому возникла задача разделения влияния облаков и дождя на ослабление радиоволн, особенно миллиметрового диапазона, на наклонных трассах.

На основе имеющихся статистических данных по структуре осадков была предложена модель системы "облако-дождь", которая состоит как минимум из трех слоев: от верхней границы облака до высоты таяния кристаллов (высоты нулевой изотермы атмосферы) имеется слой из мелких капель и сухих кристаллов льда; затем — слой таяния кристаллов и область между нижней границей зоны таяния и земной поверхностью, заполненная дождем. Эта модель позволяет однозначно интерпретировать результаты радиофизических измерений благодаря принципиальной возможности радиолокационного обнаружения и выделения трех перечисленных слоев системы "облако-дождь". Отметим, что в случае дождей конвективного происхождения разделить вклад в ослабление, вносимый облаком, в котором присутствуют крупные частицы, и дождем, практически невозможно.

Интерпретация данной модели "облако-дождь" представлена на рис. 4.2. Здесь плывущее над уединенным монастырем в Сицилии и похожее на наковальню облако демонстрирует несколько характерных классических признаков облаков (рис. 4.2, a). Само облако состоит из миллионов очень мелких капелек воды и частичек льда. Удивительно плоское основание облака возникло из-за падения температуры в нижних слоях атмосферы, а выше определенного уровня в насыщенном водой воздухе происходит конденсация паров воды в капельки. Форма средней части облака объясняется тем, что насыщенный капельками столб воздуха смещался ветром вверх и в сторону. Верхняя часть облака приняла форму наковальни благодаря тому, что поднимающийся столб воздуха вошел в стабильный слой атмосферы – стратосферу, где движущийся в горизонтальном направлении воздух раздувает верхушку облака. Модель расслоения для расчета прохождения радиоволн через такое развернутое по вертикали облако изображена на рис. 4.2,  $\delta$ .





Рис. 4.2. Облако в форме наковальни над Сицилией (*a*) и его модель с условным расслоением (*б*): 1 – условия ясного неба (сухой чистый воздух); 2 – слоистое облако; 3 – слоисто-дождевое облако; 4 – кучевое облако; 5 – кучево-дождевое облако; 6 – область крупных капель или ледяных кристаллов; 7 – область дробления и слияния капель; 8 – область приземного сформировавшегося дождя; 9 – поверхность Земли (автор фотографии облака *Christina Carlton*, 2003 г., источник –*www.astronet.ru*)

В данной модели учитываются следующие виды ослабления проходящих радиоволн через тропосферу и стратосферу: в газах атмосферы  $L_a = L_k + L_B (L_k - B кислороде и сухом воздухе, L_B - в парах воды), в облаках <math>L_c$ , в тающем слое  $L_{mil}$ , в дожде  $L_n$ , за счет тропосферной сцинтилляции (мерцания)  $L_{cu}$ .

Хотя существующие модели прогнозирования ослабления радиоволн в отдельно взятых атмосферных явлениях описывают последние достаточно хорошо, возможность одновременного возникновения таких явлений [5] требует использования моделей прогнозирования, которые бы учитывали объединенное влияние факторов, вызывающих ослабление радиоволн. Главная задача при этом заключается в определении степени взаимозависимости между отдельными факторами, влияющими на распространение радиоволн. Например, тающий слой под облаком связан с низкой интенсивностью дождя, в то время как поглощение в газах увеличивается при выпадении дождя из-за роста содержания водяного пара в атмосфере.

До недавнего времени бытовали два основных подхода к моделированию ослабления. Первый подход рассматривает все явления ослабления коррелированными, тогда полное ослабление равно:

$$L_{\Sigma} = L_{a} + L_{c} + L_{mil} + L_{\pi} + L_{cu}$$
, дБ.

Второй подход интерпретирует факторы ослабления как частично некоррелируемые. Поэтому  $L_{\Sigma}$  принимается в виде суммы среднеквадратичных действующих значений:

$$L_{\Sigma} = (L_{\rm a}^2 + L_{\rm c}^2 + L_{mil}^2 + L_{\rm d}^2 + L_{\rm cu}^2)^{1/2}, \, {\rm d} {\rm B} \, .$$

Комбинированный метод, который отражает суммарную зависимость ослабления от различных факторов более гибко, чем представленные два подхода, рассматривает лишь несколько составляющих ослабления как некоррелированные [6]. Тогда выражение для  $L_{\Sigma}$  принимает одну из следующих форм:

$$L_{\Sigma} = L_{\rm a} + \left[ \left( L_{\rm c} + L_{mil} + L_{\rm d} \right)^2 + L_{\rm cu}^2 \right)^{1/2}, \, {\rm d}{\rm B} \, ; \tag{4.1}$$

$$L_{\Sigma} = L_{\rm K} + \left[ \left( L_{\rm B} + L_{\rm cu} + n_a L_c \right)^2 + \left( w_a L_{mil} + L_{\rm A} \right)^2 \right]^{1/2}, \, {\rm d}{\rm B} \, ; \tag{4.2}$$

$$L_{\Sigma} = L_{\rm K} + \left[ (L_{\rm B} + L_{\rm cu} + L_c + L_{mil})^2 + L_{\rm A} \right]^{1/2}, \, {\rm AB} \,.$$
(4.3)

Параметры *w<sub>a</sub>* и *n<sub>a</sub>*, входящие в уравнение (4.2), зависят от вероятности *p* оцениваемых ослаблений:

для 
$$1 \le p \le p_0$$
  $w_a = \sin\left(\frac{\pi(p-p_0)}{2(1-p_0)}\right)^2$ ,  $n_a = \cos\left(\frac{\pi(p-p_0)}{2(1-p_0)}\right)^2$ ;  
для  $p_0 < p$   $w_a = 0$ ,  $n_a = 1$ ;  
для  $p < 1$   $w_a = 1$ ,  $n_a = 0$ ,

где  $p_0$  – вероятность дождя. Для наших случаев  $p_0 = 6$  %, для p < 1 %  $L_c(p) = L_c$ (1%) и  $L_p(p) = L_p(1\%)$ .

При определении общих ослаблений можно воспользоваться статистическим приближением. Большинство моделей прогноза по ослаблению в дожде являются эмпирическими или полуэмпирическими. Поскольку на основании измерений метеорологического радиомаяка, особенно в миллиметровом диапазоне, сложно разделить ослабление в дожде и облаках, несущих осадки, то ослабление в дождевых облаках можно рассматривать как составную часть ослабления в дожде  $L_{\rm a+c}$ . Задавшись определенным граничным уровнем ослабления  $A_{\rm orp}$ , найдем условие, когда вероятность того, что общие ослабления в дожде и облаке будут превосходить  $A_{\rm orp}$ :

$$P(L_{d+c} \ge A_{orp}) = P(L_d \ge A_{orp}) + P(L_c \ge A_{orp}).$$

В отличие от затуханий в дожде и облаках, ослабление в газах сухого воздуха (которое определяет кислород) всегда присутствует. При этом его расчетные значения мало отличаются от измеренных. Поэтому вероятность превышения общими ослаблениями уровня  $A_{orp}$  может быть записана в следующем виде:

$$P(L_{\Sigma} \ge A_{\text{orp}}) = P(L_{\mu+c} \ge A_{\text{orp}} - m_{gas}), \qquad (4.4)$$

где  $m_{gas}$  – среднее значение ослабления в газах атмосферы.

Результаты сравнения прогнозируемых общих ослаблений с экспериментальными данными, полученными на юге Англии [7], приведены на рис. 4.3. Из графиков следует, что с экспериментальными данными лучше всего согласуются результаты вычислений по выражениям (4.3) и (4.4), которые и будут взяты за основу для последующих расчетов.

Рассмотрим далее переходную область между чистым сухим воздухом (ясным небом) и осадками. Фиксированные пределы такой переходной области для частот ниже 10 ГГц определяются из выполнения условий [8]: область осадков определяется при процентной вероятности < 0.5%, а область ясного неба — при вероятности > 10%.

Принимается, что статистика ослабления подчиняется логарифмически нормальному распределению. Поэтому ослабление в области перехода между осадками и ясным небом оценивается посредством логарифмически нормальной интерполяции между ослаблениями смежных областей (ясное небо и осадки), полученными при вероятностях 0,5% и 10%.

Для частот выше 10 ГГц объединение ослаблений представляет собой взвешенную сумму поглощающих компонентов для уровней вероятности между  $\tau_1$  и  $\tau_2$ ;  $\tau_1$  – переменная, зависящая от дождевого климата, а  $\tau_2$  – функция угла места. Выше уровня  $\tau_2$  ослабления полностью определяются эффектами, присущими ясному небу, а ниже  $\tau_1$  основной вклад в поглощающий компонент вносит затухание в дожде и ослабление в газах атмосферы. Уровень  $\tau_1$  устанавливает верхний предел интенсивности дождя, для которого ослабление в тающем слое считается ощутимым ( $R \leq$


Рис. 4.3. Функция распределения годовых суммарных потерь, полученных из измеренных данных (4) и прогнозируемых расчетных выражений (1 - 4.1; 2 - 4.2; 3 - 4.3; 5 - 4.4) на частотах 39,6 ГГц (a) и 49,5 ГГц (b)

≤ 2 мм/ч). Результирующее распределение для поглощающих компонентов может быть теперь получено с учетом сцинтилляции на среднеквадратичной основе.

Распределение ослабления в диапазоне вероятности от 0,001 % до 50 % следующее:

$$L_{\Sigma}(p) = [L_{absor}^2 + L_{refr}^2]^{1/2}, \ дБ,$$

где  $L_{absor}(p) = L_{rcs}(p) + L_a(p)$  — компонент ослабления, вызванный поглощением радиоволн;  $L_{refr}$  — компонент ослабления, обусловленный рефракцией радиоволн;  $L_{res}(p) = L_a(p) + L_{cm}(p)$ ;  $L_{cm}(p) = (L_c(p)^2 + L_{mil}(p)^2)^{1/2}$ . Причем для частот  $4 \le f$ , ГГц  $\le 10$  ослабление  $L_{rcs}(p) = I_{lmn} [L_a(0,5\%), L_{cm}(10\%)]$ , где  $I_{lmn}$  — логарифмически нормальная интерполяция между значениями, прогнозируемыми при вероятностях 0,5% и 10%. Для частот 10 < f, ГГц < 35 ослабление

$$L_{rcs}(p) = \frac{\tau_2 - p}{\tau_2 - \tau_1} L_{\mu}(p) + \frac{p - \tau_1}{\tau_2 - \tau_1} L_{cm}(p).$$

При этом  $\tau_1 \le p, \% \le \tau_2$ , значение  $\tau_1$  больше 1 %. В зависимости от значения угла места  $\theta$  для  $\tau_2$  имеем:

$$\tau_2 = 10 \text{ при } \theta \le 10^\circ;$$
  
 $\tau_2 = 5 \text{ при } \theta \ge 30^\circ;$ 
  
 $\tau_2 = 10 - (\theta - 10)/4 \text{ при } 10 < \theta, ...° < 30$ 

Определив контуры предлагаемой модели оценки и прогнозирования ослабления, опубликованной в [9], на радиотрассе, проходящей через тропосферу и стратосферу, перейдем к моделям отдельных ослаблений, вызываемых такими факторами, как дождь, облака, атмосферные газы и др.

#### 4.3. Молекулярное поглощение в атмосферных газах

Ослабление распространяющихся радиоволн с частотами выше 5...7 ГГц в ясной атмосфере вызывают в основном молекулярные кислород и водяной пар. Причем отмечается доминирование механизма ослабления водяным паром до частот порядка 45 ГГц, а кислородом — до 55 ГГц и выше. Пик ослабления в кислороде (приблизительно 15 дБ/км) для длинноволновой части миллиметрового диапазона наблюдается на частоте около 60 ГГц.

При вычислении молекулярных спектров поглощения газовых компонентов атмосферы в силу сложности теории приходится использовать многочисленные аппроксимации, влияющие на точность конечного результата или приводящие к асимптотическим зависимостям для отдельных областей спектра. Существенным в теоретическом анализе частотных зависимостей спектров поглощения полярных атмосферных газов является вопрос о расхождении экспериментальных данных с результатами теоретических расчетов (например, в случае кислорода при высоких давлениях, водяного пара), основанных на трактовках соударений, известных как приближения Лоренца, ван Флека-Вейскопфа, Гросса и некоторых других [10]. В этих трактовках решение задачи об определении поглощения сводится к рассмотрению двухуровневой системы, обуславливающей отдельные спектральные линии. В результате спектр поглощения представляет собой совокупность вкладов от изолированных переходов. Для объяснения указанных расхождений теории с экспериментом вводят предположения о характере межмолекулярных взаимодействий (столкновений), требующие рассмотрения многоуровневых систем. При этом подчеркивается важность учета возникающих в таких системах эффектов интерференции линий. Выдвигаются также гипотезы о дополнительных механизмах молекулярного поглощения. При этом иногда возникает ряд противоречий в качественной трактовке расхождений теории с экспериментом [11-14].

В [15–18] теоретически было изучено распространение миллиметровых и субмиллиметровых радиоволн в полярных атмосферных газах (кислороде, водяном паре). В результате теоретических и экспериментальных исследований разработок был развит метод функций памяти применительно к описанию на молекулярном уровне комплексной диэлектрической проницаемости полярных газов для молекул произвольной симметрии [15, 17]. Показано, что данный метод может использоваться в качестве эффективного инструмента при изучении особенностей распространения радиоволн в полярных газах. Установлено, что модель молекулярного поглощения в газах (квантовый аналог модели *J*-диффузии) адекватно описывает спинвращательный спектр кислорода в широком диапазоне давлений (0,1...60 атм), а также растворов с газоподобными спектрами [12, 19–22]. Предложена модель, учитывающая конечную длительность столкновений молекул. Результаты расчетов по этой модели поглощения миллиметровых и субмиллиметровых радиоволн в окнах прозрачности атмосферных паров воды [16, 19] практически полностью соответствуют экспериментальным данным.

Из-за сложности математического аппарата, используемого в вышеупомянутых моделях, на практике наибольшее распространение получила асимптотическая модель поглощения радиоволн в газах атмосферы, представленная в Рекомендациях МСЭ-Р *P*.676 и *P*.618. Согласно этим Рекомендациям ослабление в кислороде (сухом воздухе)  $\gamma_{\kappa}$ , дБ/км, можно вычислить следующим образом:

для диапазона частот менее 57 ГГц

$$\gamma_{\kappa} = \left(\frac{7,27r_t}{f^2 + 0,351r_p^2r_t^2} + \frac{7,5}{(f-57)^2 + 2,44r_p^2r_t^5}\right)f^2r_p^2r_t^2 \cdot 10^{-3};$$

для диапазона частот 57  $\leq f$ , ГГц  $\leq 63$ 

$$\gamma_{\kappa} = \frac{(f-60)(f-63)}{18} \gamma_{\kappa}(57) - 1,66r_{p}^{2}r_{t}^{8,5}(f-57)(f-63) + \frac{(f-57)(f-60)}{18} \gamma_{\kappa}(63);$$

для диапазона частот  $63 \le f$ , ГГц  $\le 350$ 

$$\begin{split} \gamma_{\kappa} = & \left( 2, 0 \cdot 10^{-4} r_t^{1,5} (1 - 1, 2 \cdot 10^{-5} f^{1,5}) + \frac{4, 0}{(f - 63)^2 + 1, 5r_p^2 r_t^5} + \frac{0, 28 r_t^2}{(f - 118, 75)^2 + 2, 84r_p^2 r_t^2} \right) \times \\ & \times f^2 r_p^2 r_t^2 \cdot 10^{-3}, \end{split}$$

где f – частота, ГГц;  $r_p = p/103$ ;  $r_t = 288/(273 + t)$ ; p – давление, кПа; t – температура, °C.

Общее затухание вследствие наличия кислорода будет:

для 
$$\theta > 10^{\circ}$$
  $L_{\kappa} = h_{\kappa} \gamma_{\kappa} / \sin \theta;$   
для  $\theta < 10^{\circ}$   $L_{\kappa} = \gamma_{\kappa} (R_{9\varphi3} h_{\kappa})^{1/2} F(\operatorname{tg} \theta (R_{9\varphi3} h_{\kappa})^{1/2}) / \cos \theta$ 

где  $F(x) = 1/[0,661x + 0,339(x^2 + 5,51)^{1/2}]; R_{9\phi3} - эффективный радиус Земли с уче$ том рефракции согласно Рекомендации МСЭ-Р*P*.834, км (у поверхности Земли $обычно принимается значение 8500 км); <math>h_{\rm K}$  – эквивалентная высота слоя кислорода;  $\theta$  – угол места.

Для сухого воздуха в зените  $h_{\kappa}$ , км, равно:

для 
$$f < 50$$
 ГГц  $h_{\rm k} = 6;$   
для 70 <  $f$ , ГГц < 350  $h_{\rm k} = 6 + 40/[(f - 118,7)^2 + 1].$ 

Теоретические основы, результаты расчетов и измерений коэффициентов поглощения  $\gamma_{\rm B}$  радиоволн сантиметрового и миллиметрового диапазонов в водяном паре атмосферы достаточно полно представлены в работе [23]. Значения  $\gamma_{\rm B}$ , дБ/км, для частот до 350 ГГц вычисляются по соотношению

$$\gamma_{\rm B} = \begin{cases} 3,27 \cdot 10^{-2}r_t + 1,67 \cdot 10^{-3} \frac{\rho r_t^7}{r_p} + 7,7 \cdot 10^{-4} f^{0,5} + \frac{3,79}{(f-22,235)^2 + 9,81r_p^2 r_t} + \\ + \frac{11,73r_t}{(f-183,31)^2 + 11,85r_p^2 r_t} + \frac{4,01r_t}{(f-325,153)^2 + 10,44r_p^2 r_t} \end{cases} f^{2}\rho r_p r_t \cdot 10^{-4},$$

где  $\rho$  – плотность водяных паров, г/м<sup>3</sup>.

Согласно [24] выбор значения плотности водяных паров зависит от радиоклиматической зоны. Существует три основных радиоклиматических региона, называемых зонами *A*, *B* и *C*. Эти зоны определяются следующим образом:

зона A — вся суша;

– зона B – "холодные" моря, океаны и другие большие водные пространства (например, покрывающие круг диаметром по крайней мере 100 км), расположенные на широтах выше 30°, за исключением Средиземного и Черного морей;

– зона C – "теплые" моря, океаны и другие большие водные пространства (покрывающие круг диаметром по крайней мере 100 км), расположенные на широтах ниже 30°, а также Средиземное и Черное моря.

Плотность водяных паров для зон A, B, C составляет соответственно 5, 7,5 и 10 мг/м<sup>3</sup>.

Глобальная карта надземной плотности паров воды в зимний и летний периоды изображена на рис. 4.4 [25].

Общее затухание вследствие наличия в атмосфере паров воды составляет:

для 
$$\theta > 10^{\circ}$$
  $L_{_{\rm B}} = h_{_{\rm B}} \gamma_{_{\rm B}} / \sin\theta;$   
для  $\theta < 10^{\circ}$   $L_{_{\rm B}} = \gamma_{_{\rm B}} (R_{_{3}\varphi_3} h_{_{\rm B}})^{1/2} F(\text{tg}\theta (R_{_{3}\varphi_3} / h_{_{\rm B}})^{1/2}) / \cos\theta,$ 

где  $h_{\rm B}$  — эквивалентная высота слоя паров воды, которая в диапазоне частот до 350 ГГц в зените может быть определена из выражения

$$h_{\rm B} = h_{\rm B0} \left[ 1 + \frac{3,0}{\left(f - 22,2\right)^2 + 5,0} + \frac{5,0}{\left(f - 183,3\right)^2 + 6,0} + \frac{2,5}{\left(f - 325,4\right)^2 + 4,0} \right], \text{ KM}.$$

Здесь  $h_{\rm B0}$  является эквивалентной высотой слоя паров воды в атмосферных окнах и составляет для ясной погоды 1,6 км, а для дождя — 2,1 км.

Тогда общее затухание в атмосферных газах будет равно:

$$L_{a} = L_{K} + L_{B}, дБ.$$

Все вышеприведенные формулы могут быть обобщены на случай наклонной трассы между СВА и наземной станцией, расположенной на уровне моря. Чтобы определить величину затухания на наклонной трассе между двумя станциями, расположенными на высотах  $h_1$  и  $h_2$ , при условии  $10 < \theta^\circ < 90$ , величины  $h_{\kappa}$  и  $h_{\rm B}$  должны



$$\dot{h}_{\rm K} = h_{\rm K} [\exp(-h_1/h_{\rm K}) - \exp(-h_2/h_{\rm K})],$$
 км;  
 $\dot{h}_{\rm B} = h_{\rm B} [\exp(-h_1/h_{\rm B}) - \exp(-h_2/h_{\rm B})],$  км.



**Рис. 4.4.** Глобальная карта распределения надземной плотности паров воды в январе (*a*) и июле ( $\delta$ ) (справа – шкала уровня плотности паров, г/м<sup>3</sup>)

При этом значение  $\rho = \rho_1 \exp(-h_1/2)$ , где  $\rho_1$  соответствует значению влажности на высоте  $h_1$  рассматриваемой наземной станции, а эквивалентная высота плотности водяных паров принимается равной 2 км.

Для углов места  $0 < \theta^{\circ} < 10$  и трассы между двумя станциями, расположенными на высотах  $h_1$  и  $h_2$  (не более 1000 км над уровнем моря), общие потери в газах  $L_a$ , дБ, будут равны:

$$\begin{split} L_{\rm a} &= \gamma_{\rm K} \sqrt{h_{\rm K}} \Bigg[ \frac{\sqrt{R_{\rm sp3} + h_{\rm l}} \cdot F(x_{\rm l}) \exp(-h_{\rm l} / h_{\rm K})}{\cos \theta_{\rm l}} - \frac{\sqrt{R_{\rm sp3} + h_{\rm 2}} \cdot F(x_{\rm 2}) \exp(-h_{\rm 2} / h_{\rm K})}{\cos \theta_{\rm 2}} \Bigg] + \\ &+ \gamma_{\rm B} \sqrt{h_{\rm B}} \Bigg[ \frac{\sqrt{R_{\rm sp3} + h_{\rm l}} \cdot F(x_{\rm l}') \exp(-h_{\rm l} / h_{\rm B})}{\cos \theta_{\rm l}} - \frac{\sqrt{R_{\rm sp3} + h_{\rm 2}} \cdot F(x_{\rm 2}') \exp(-h_{\rm 2} / h_{\rm B})}{\cos \theta_{\rm 2}} \Bigg], \end{split}$$

где  $\theta_1$  – угол места при высоте  $h_1$ ;  $\theta_2 = \arccos[(R_{3\oplus 3} + h_1)\cos\theta_1/(R_{3\oplus 3} + h_2)]$ ; для i = 1, 2



**Рис. 4.5**. Частотные характеристики затухания в сухом воздухе (2) и водяных парах (1) при условиях: давление 1 атм, температура 15 °C и плотность водяных паров 7,5  $\Gamma/M^3$ 

**Рис. 4.6**. Частотные характеристики затухания в диапазоне 50...70 ГГц на разных высотах в км: I = 0; 2 - 5; 3 - 10; 4 - 15 и 5 - 20

66

f, ГГц

На рис. 4.5 и 4.6 представлены зависимости ослабления радиоволн в газах атмосферы от частоты распространяющейся волны. Как следует из рисунков, поглощение имеет ярко выраженный частотно-зависимый характер: наблюдаются резонансные пики на частотах 22 и 165 ГГц (для водяных паров), а также 60 и 120 ГГц (для кислорода). На рис. 4.7 представлена частотная зависимость общего затухания электромагнит-



**Рис. 4.7**. Частотная зависимость общего затухания электромагнитных волн в атмосфере в ясную погоду при условиях: температура 20 °C, давление 1 атм, влажность 7,5 г/м<sup>3</sup>

ных волн в атмосфере в ясную погоду, охватывающая диапазон длин волн от сантиметровых до оптического видимого спектра. Здесь следует отметить, что на длинах волн менее 30 мкм начинают существенное влияние оказывать механизмы молекулярного поглощения углекислого газа (CO<sub>2</sub>), которые мы не рассматриваем.

В Приложении 1 приведены расчетные формулы для атмосферного затухания трех климатических зон. Данные формулы могут быть полезны при определении взаимного влияния TCBA и радиосистем фиксированной, подвижной и спутниковой служб.

# 4.4. Учет атмосферной рефракции

Радиолуч, распространяющийся в земной атмосфере, обычно искривляется изза непостоянства коэффициента преломления воздуха *n*, который вблизи поверхности Земли всегда несколько превышает единицу (приблизительно равен 1,0003) и по мере увеличения высоты постепенно уменьшается, приближаясь к единице. Таким образом, траектория радиолуча обычно оказывается вогнутой книзу. Явление такого искривления луча в атмосфере называется рефракцией. Геометрическая картина, получающаяся при этом, представлена на рис. 4.8.

Классический метод учета влияния атмосферной рефракции радиоволн базиру-



**Рис. 4.8**. Схематическое представление пути радиолуча в слоях атмосферы с разными коэффициентами преломления *n*: *1* и 2 – верхние границы атмосферных слоев; 3 – линия поверхности Земли

ется на представлении об эффективном радиусе Земли [26], который широко используется в инженерной практике при расчетах приземных трасс (высотой до 1 км). Однако, данный метод не позволяет с достаточной для практики точностью находить вертикальную структуру изменения коэффициента преломления в атмосфере. Поэтому лучше использовать модель, основанную на концепции модифицированного эффективного радиуса Земли, или экспоненциальную модель атмосферы [27].

На практике принято пользоваться величиной N, называемой преломляемостью (или индексом рефракции) и определяемой как  $N = (n-1) \cdot 10^{-6}$ . В рассматриваемой ниже модели рефракционной атмосферы, базирующейся на модифицированном радиусе Земли, предполагается, что в пределах высот до 1 км над земной поверхностью справедлива концепция эффективного радиуса Земли. Из этого следует, что индекс рефракции N линейно уменьшается с высотой в интервале от  $h_s$  – высоты земной поверхности над уровнем моря – до  $h_s$  + 1. Таким образом, для интервала высот  $h_s \leq h$ , км  $\leq h_s + 1$ 

$$N(h) = N_s + (h - h_s)\Delta N_s$$

где  $\Delta N = 7,32 \exp(0,005577 N_s).$ 

Далее предполагается, что, начиная с высоты  $(h_s + 1)$ , км, величина N уменьшается по экспоненциальному закону до постоянного значения, равного 105 Nединиц на высоте 9 км над уровнем моря. Таким образом, для интервала высот  $h_s + 1 \le h$ , км  $\le 9$ 

$$N = N_1 \exp[-c(h - h_s - 1)]$$

где  $c = \ln(N_1/105)/(8 - h_s); N_1$  – индекс рефракции на высоте 1 км.

На высотах более 9 км, вклад которых в общее искривление луча менее 10%, можно пользоваться единой экспоненциальной зависимостью N от высоты для всех климатических районов и сезонов года. Можно считать, что при  $h \ge 9$  км

$$N = 105 \exp[-0.1424(h - 9)].$$

С учетом явления рефракции ослабление на радиолинии в атмосфере следует рассчитывать для каждого слоя с принадлежащим ему значением индекса рефракции. Тогда общее затухание будет равно сумме затуханий в каждом из таких слоев:

$$L_{\rm a} = \sum_{n=1}^{k} a_n \gamma_n,$$

где  $\gamma_n$  – затухание в слое *n*. Наклонное расстояние  $a_n$  может быть определено из рис. 4.8:

$$a_{n} = -r_{n} \cos \beta_{n} + \frac{1}{2} \sqrt{4r_{n}^{2} \cos^{2} \beta_{n} + 8r_{n} \delta_{n} + 4\delta_{n}^{2}},$$

где  $\beta_1$  — угол, дополняющий угол места наземной станции;  $\beta_{n+1} = \arcsin(n_n \sin \alpha_n / n_{n+1}); \quad \alpha_n = \pi - \arccos\left(\frac{-a_n^2 - 2r_n \delta_n - \delta_n^2}{2a_n r_n + 2a_n \delta_n}\right); r_n$  — радиусы слоев атмосферы от центра Земли.

## 4.5. Поглощение и рассеяние излучения частицами

#### 4.5.1. Общие положения

Согласно теории рассеяния все гидрометеоры являются частицами. Для теоретического исследования ослабления радиоволн в гидрометеорах кратко рассмотрим некоторые общие положения.

Поглощение и рассеяние излучения частицами определяются следующими параметрами: размером частицы относительно длины волны  $\lambda$  падающего излучения *x*, показателем преломления вещества частицы *m*, формой и состоянием их поверхности [28].

Относительный размер частицы, называемый также параметром Ми, или параметром дифракции, определяется выражением

$$x = 2\pi r/\lambda = kr$$
,

где k — волновое число; r — радиус частицы.

Поскольку в атмосфере могут присутствовать различные частицы, диапазон значений параметра x может быть очень широк: от  $x \ll 1$  до  $x \gg 1$ .

Показатель преломления — это отношение скорости электромагнитных волн в вакууме к их фазовой скорости в среде. В общем случае показатель преломления вещества — комплексная величина:

$$m = n + j\chi$$
,

где  $n^2 + \chi^2 = \varepsilon_0$ ;  $2n\chi = 4\pi\sigma/\omega_0$ ;  $\varepsilon_0$  — диэлектрическая постоянная;  $\sigma$  — электропроводность;  $\omega_0$  — круговая частота падающего излучения. Действительная часть *n* определяет фазовый сдвиг излучения, прошедшего через вещество, а мнимая часть  $\chi$  — уменьшение амплитуды прошедшей волны из-за поглощения.

Коэффициент поглощения вещества  $\gamma_0$  (см<sup>-1</sup>) выражается через  $\chi$  следующим образом:

$$\gamma_0 = 4m\chi/\lambda.$$

Значения *m* для воды при некоторых  $\lambda$  приведены в табл. 4.1 и в [29, 30], для льда — в [31, 32, 33]. Сложнее выбор значений *m* для той фракции частиц, которая носит название атмосферный аэрозоль, вследствие зависимости от его химического состава, относительной влажности воздуха и температуры. Значения *m* для составляющих атмосферного аэрозоля можно найти в [31, 34].

Дифракционные характеристики несферических частиц, помимо параметров *m* и *x*, характерных для сферических частиц, зависят от их геометрической формы, а также ориентации плоскости колебания электрического вектора в падающем линейно поляризованном излучении. Однако, из-за математической сложности задач для частиц любой формы все атмосферные частицы (за исключением ледяных кристаллов) в первом приближении принято считать сферическими.

Ледяные кристаллы аппроксимируют пластинками, круглыми цилиндрами, эллипсоидами или гексагональными призмами [36].

T = 24  °C					2
λ, мкм	т	λ, мкм	m	λ, мкм	т
0,7	1,32—0,0 <i>j</i>	100	2,06—0,551 <i>j</i>	2	2,5604—0,8947 <i>j</i>
3,5	1,423—0,0093 <i>j</i>	140	2,07—0,470 <i>j</i>	5	3,1918—1,7657 <i>j</i>
12	1,111—0,199 <i>j</i>	200	2,08—0,509 <i>j</i>	10	4,2214—2,5259 <i>j</i>
17	1,376—0,429 <i>j</i>	337	2,20—0,600 <i>j</i>	20	5,8368—3,0046 <i>j</i>
28	1,549—0,338 <i>j</i>	500	2,22—0,740 <i>j</i>	33	7,1755—2,8642 <i>j</i>
40	1,519—0,385 <i>j</i>	700	2,32—0,890 <i>j</i>		
60	1,703—0,587 <i>j</i>	1000	2,50—1,09 <i>j</i>		

Таблица 4.1. Значения т для воды [35]

Частицы, поверхность которых не является гладкой, называются "белыми". Отражение излучения от таких поверхностей является диффузным. Большинство "белых" поверхностей подчиняется закону Ламберта, согласно которому яркость белой поверхности одинакова независимо от направления освещения.

Исследование рассеяния может основываться либо на электромагнитной теории света, либо на сочетании классической геометрической оптики и физической оптики. В первом случае анализ явления более точен, хотя и связан со сложными численными расчетами. Геометрическая оптика и физическая оптика могут быть использованы с некоторыми ограничениями в случае отсутствия данных, полученных на основе точной теории.

Рассеяние излучения происходит при взаимодействии электромагнитных волн с электронами рассеивающего вещества. Падающие волны вызывают периодические колебания в системе электронов, возбуждающих вторичные волны, которые и составляют



**Рис. 4.9**. Диаграммы (индикатрисы) рассеяния электромагнитной волны на сферической частице при условиях, что диаметр частицы будет:  $a - \langle \lambda; \delta - \cong \lambda; \epsilon - \rangle \lambda$ ; ( $\lambda - д$ лина падающей волны)

рассеянное излучение. В него входят также дифрагированная, преломленная и отраженная составляющие, которые имеют большое значение при исследовании рассеяния света макроскопическими частицами. Существуют два пути решения рассмотренных задач: представление электронов линейным осциллирующим диполем или группой диполей и теория электромагнитного поля. Первый путь был выбран

Рэлеем [37], а второй — Ми [38]. Теория Рэлея применима только к частицам, размер которых намного меньше длины волны падающего света. Теория Ми не имеет таких ограничений. В предельном случае обе теории приводят к одинаковым результатам. В качестве примера на рис. 4.9 представлены диаграммы (индикатрисы) рассеяния электромагнитной волны на сферических частицах разного диаметра, рассчитанные согласно теории Ми. Основы электромагнитной теории рассеяния, являющейся развитием теории Ми, изложены в [39–43]. Далее мы рассмотрим решение электродинамической задачи рассеяния волн на диэлектрической сфере, являющейся наиболее распространенной формой гидрометеорных частиц.

#### 4.5.2. Рассеяние электромагнитной волны на диэлектрической сфере

Рассмотрим диэлектрическую сферу, облучаемую плоской волной, которая распространяется в направлении оси z и Е-поляризована по оси x (рис. 4.10). Падающая волна описывается электрической и магнитной составляющими [44]:



Рис. 4.10. Сфера и плоская электромагнитная волна

$$\mathbf{E}^{i} = E_{0} \exp[j(\omega t - kz)] \mathbf{a}_{x};$$
  
$$\mathbf{H}^{i} = \frac{E_{0}}{\eta} \exp[j(\omega t - kz)] \mathbf{a}_{y},$$

где  $\eta$  — характеристическое сопротивление среды; **а** — единичный вектор;  $k = 2\pi/\lambda$  — волновой вектор;  $\lambda$  — длина волны;  $\omega$  — круговая частота.

Перейдем к сферическим координатам (*r*, θ, φ) [45] и выразим падающую

волну в виде разложения в ряд по сферическим волновым функциям, являющимся решением волнового уравнения методом разделения переменных [46] в сферической системе координат [47]:

$$E^{i} = \mathbf{a}_{x} E_{0} e^{j(\omega t - kz)} = E_{0} e^{j\omega t} \sum_{n=1}^{\infty} (-j)^{n} \frac{2n+1}{n(n+1)} [\mathbf{M}_{n}^{(1)}(k) + j\mathbf{N}_{n}^{(1)}(k)];$$

$$H^{i} = \mathbf{a}_{y} H_{0} e^{j(\omega t - kz)} = -\frac{kE_{0}}{\mu\omega} e^{j\omega t} \sum_{n=1}^{\infty} (-j)^{n} \frac{2n+1}{n(n+1)} [\mathbf{M}_{n}^{(1)}(k) - j\mathbf{N}_{n}^{(1)}(k)],$$
(4.5)

где

$$\mathbf{M}_{n}^{(1)}(k) = \frac{1}{\sin\theta} j_{n}(kr) P_{n}^{1}(\cos\theta) \cos\phi \mathbf{a}_{\theta} - j_{n}(kr) \frac{\partial P_{n}^{1}(\cos\theta)}{\partial\theta} \cos\phi \mathbf{a}_{\phi};$$
(4.6)

$$\mathbf{N}_{n}^{(1)}(k) = \frac{n(n+1)}{kr} j_{n}(kr) P_{n}^{1}(\cos\theta) \cos\phi \mathbf{a}_{r} + \frac{1}{kr} \frac{\partial}{\partial r} [j_{n}(kr)] \frac{\partial P_{n}^{1}(\cos\theta)}{\partial \theta} \cos\phi \mathbf{a}_{\theta} + \frac{1}{kr\sin\theta} \frac{\partial}{\partial r} [j_{n}(kr)] P_{n}^{1}(\cos\theta) \cos\phi \mathbf{a}_{\phi};$$

$$(4.7)$$

µ – магнитная проницаемость;  $j_n(kr)$  – сферическая функция Бесселя первого рода.

В выражения (4.6) и (4.7) входит присоединенная функция Лежандра:

$$P_n^m(x) = [1 - x^2]^{m/2} \frac{d^m}{dx^m} P_n(x),$$

где  $P_n(x)$  — функция Лежандра 1-го рода; -1 < x < 1. Отметим основные свойства данной функции:  $P_n^0(x) = P_n(x)$ , и для  $m > n P_n^m(x) = 0$ .

Наведенное вторичное поле имеет две составляющие. Одна составляющая описывает передаваемое поле во внутренней области сферы, другая составляющая представляет поле рассеяния для внешней области сферы. Таким образом, общее поле вне сферы является суммой падающего и рассеянного полей. Представим эти поля при помощи того же способа, что и для падающего поля. Тогда для рассеянного поля будем иметь:

$$\mathbf{E}^{s} = E_{0}e^{j\omega t}\sum_{n=1}^{\infty} (-j)^{n} \frac{2n+1}{n(n+1)} [a_{n}\mathbf{M}_{n}^{(2)}(k) + jb_{n}\mathbf{N}_{n}^{(2)}(k)];$$

$$\mathbf{H}^{s} = -\frac{kE_{0}}{\mu\omega}e^{j\omega t}\sum_{n=1}^{\infty} (-j)^{n} \frac{2n+1}{n(n+1)} [a_{n}\mathbf{M}_{n}^{(2)}(k) - jb_{n}\mathbf{N}_{n}^{(2)}(k)],$$
(4.8)

где

$$\mathbf{M}_{n}^{(2)}(k) = \frac{1}{\sin\theta} h_{n}^{(2)}(kr) P_{n}^{1}(\cos\theta) \cos\phi \mathbf{a}_{\theta} - h_{n}^{(2)}(kr) \frac{\partial P_{n}^{1}(\cos\theta)}{\partial\theta} \cos\phi \mathbf{a}_{\phi};$$
  
$$\mathbf{N}_{n}^{(2)}(k) = \frac{n(n+1)}{kr} h_{n}^{(2)}(kr) P_{n}^{1}(\cos\theta) \cos\phi \mathbf{a}_{r} + \frac{1}{kr} \frac{\partial}{\partial r} [h_{n}^{(2)}(kr)] \frac{\partial P_{n}^{1}(\cos\theta)}{\partial\theta} \cos\phi \mathbf{a}_{\theta} + \frac{1}{kr \sin\theta} \frac{\partial}{\partial r} [h_{n}^{(2)}(kr)] P_{n}^{1}(\cos\theta) \cos\phi \mathbf{a}_{\phi};$$

 $a_n$  и  $b_n$  – коэффициенты разложения по сферическим функциям Ханкеля 2-го рода  $h_n^{(2)}(kr)$ , удовлетворяющим условиям излучения [48]. Асимптотическое поведение  $h_n^{(2)}(kr)$  совместно с временным фактором  $\exp(j\omega t)$  представляет собой внешнюю сферическую волну:

$$h_n^{(2)}(kr) \approx j^{n+1} \exp(-kr)/(kr)$$

Это следует из известного соотношения  $h_n^{(2)}(x) \xrightarrow{x \to \infty} \sqrt{\frac{2}{\pi x}} \exp[-j(x - n\pi/2 - \pi/4)]$ . Аналогично построим поле, прошедшее внутрь сферы:

$$\mathbf{E}^{t} = E_{0} e^{j\omega t} \sum_{n=1}^{\infty} (-j)^{n} \frac{2n+1}{n(n+1)} [c_{n} \mathbf{M}_{n}^{(1)}(k_{1}) + jd_{n} N_{n}^{(1)}(k_{1})];$$

$$\mathbf{H}^{t} = -\frac{kE_{0}}{\mu\omega} e^{j\omega t} \sum_{n=1}^{\infty} (-j)^{n} \frac{2n+1}{n(n+1)} [c_{n} \mathbf{M}_{n}^{(1)}(k_{1}) - jd_{n} \mathbf{N}_{n}^{(1)}(k_{1})],$$
(4.9)

где  $c_n$  и  $d_n$  – коэффициенты разложения;  $k_1$  – постоянная распространения в сфере. Функции  $\mathbf{M}^{(1)}$  и  $\mathbf{N}^{(1)}$  определяются выражениями (4.6) и (4.7). Здесь решением является только  $j_n(kr)$ , так как поле должно быть ограниченным в начале координат - центре сферы.

Запишем граничные условия, заключающиеся в непрерывности тангенциальных составляющих общего электрического и магнитного полей на поверхности сферы. При *r*, равном радиусу сферы *a*:

$$\mathbf{a}_r \times (\mathbf{E}^i + \mathbf{E}^s - \mathbf{E}^t) = 0;$$
  
$$\mathbf{a}_r \times (\mathbf{H}^i + \mathbf{H}^s - \mathbf{H}^t) = 0.$$
 (4.10)

Условия (4.10) при r = a эквивалентны следующим:

$$E_{\theta}^{i} + E_{\theta}^{s} = E_{\theta}^{t};$$

$$E_{\phi}^{i} + E_{\phi}^{s} = E_{\phi}^{t};$$

$$H_{\theta}^{i} + H_{\theta}^{s} = H_{\theta}^{t};$$

$$H_{\phi}^{i} + H_{\phi}^{s} = H_{\phi}^{t}.$$
(4.11)

Подставляем (4.5), (4.8), (4.9) в (4.11), умножаем результирующие уравнения на  $\cos l\phi$  или  $\sin l\phi$  (*l* – целое число), интегрируем их по  $\phi$  в пределах от 0 до  $2\pi$ , получившуюся систему уравнений умножаем на  $dP_m^1/d\theta$  (или  $dP_m^1/d\sin\theta$ ) и интегрируем по  $\theta$  в пределах от 0 до  $\pi$ . В результате получаем систему дифференциальных уравнений, из которой определяются коэффициенты  $a_n$ ,  $b_n$ ,  $c_n$  и  $d_n$ , называемые коэффициентами Ми. Подробное описание решения полученной системы дифференциальных уравнений выходит за рамки объема данной монографии, но алгоритм решения подобной системы можно найти в [47, 49].

При условии  $\mu = \mu_0 = \mu_1$  имеем:

$$a_{n} = \frac{j_{n}(m\alpha)[\alpha j_{n}(\alpha)]' - j_{n}(\alpha)[m\alpha j_{n}(m\alpha)]'}{j_{n}(m\alpha)[\alpha h_{n}^{(2)}(\alpha)]' - h_{n}^{(2)}(\alpha)[m\alpha j_{n}(m\alpha)]'};$$
  

$$b_{n} = \frac{j_{n}(\alpha)[m\alpha j_{n}(m\alpha)]' - m^{2} j_{n}(m\alpha)[\alpha j_{n}(\alpha)]'}{h_{n}^{(2)}(\alpha)[m\alpha j_{n}(m\alpha)]' - m^{2} j_{n}(m\alpha)[\alpha h_{n}^{(2)}(\alpha)]'};$$
  

$$c_{n} = \frac{j/\alpha}{h_{n}^{(2)}(\alpha)[m\alpha j_{n}(m\alpha)]' - j_{n}(m\alpha)[\alpha h_{n}^{(2)}(\alpha)]'};$$
  

$$d_{n} = \frac{j/\alpha}{h_{n}^{(2)}(\alpha)[m\alpha j_{n}(m\alpha)]' - m^{2} j_{n}(m\alpha)[\alpha h_{n}^{(2)}(\alpha)]'},$$
  
(4.12)

где  $\alpha = ka = 2\pi a/\lambda$  и  $m = k_1/k$  – коэффициент преломления диэлектрика, который является действительным, если потери в нем отсутствуют, или комплексным, когда потери имеются. Штрихи над квадратными скобками означают производную по аргументу функции Бесселя внутри квадратных скобок. Например,  $[xz_n(x)]' = \frac{\partial}{\partial x} [xz_n(x)]$ . Если в диэлектрике учитываются потери и окружающая среда вокруг него является свободным пространством, то

$$k_1^2 = \omega \mu_0 (\omega \varepsilon_1 - j\sigma); \quad k^2 = \omega^2 \mu_0 \varepsilon_0$$

и комплексный коэффициент преломления будет равен:

$$m = k_1/k = \sqrt{\varepsilon_{r1} - j\sigma_1/(\omega\varepsilon_0)} = m' - jm''.$$

Данное решение можно применить к проводящей сфере. Тогда  $c_n = d_n = 0$ , а правые части в (4.12) в выражениях для  $a_n$ ,  $b_n$  приравниваются нулю. В результате получаем как частный случай хорошо известные параметры Ми для проводящей сферы:

$$a_n = -j_n(\alpha) / h_n^{(2)}(\alpha);$$
  
$$b_n = -[\alpha j_n(\alpha)]' / [\alpha h_n^{(2)}(\alpha)]'.$$

Поперечное сечение рассеяния  $Q_{sca}$ , м<sup>2</sup> может быть определено как отношение общей рассеиваемой энергии  $W_s$  к плотности потока мощности P падающей волны:

$$Q_{sca} = W_s / P, \tag{4.13}$$

где

$$P = E_0^2 / (2\eta) = 0.5 E_0^2 \sqrt{\varepsilon/\mu} .$$
(4.14)

Рассеиваемая сферой энергия равна:

$$W_{s} = \frac{1}{2} \operatorname{Re} \int_{0}^{2\pi} \int_{0}^{\pi} [E_{\theta}H_{\phi}^{*} - E_{\phi}H_{\theta}^{*}]r^{2} \sin\theta d\theta d\phi,$$

где знак звездочки означает комплексное сопряжение, а компоненты поля определяются как в случае дальнего поля, т.е. r >> a. С учетом асимптотических выражений для сферических функций Бесселя можно записать результирующие компоненты поля в виде:

$$E_{\theta}^{s} = \eta H_{\phi}^{s} = -\frac{j}{kr} E_{0} e^{j(\omega t - kr)} \cos \phi S_{2}(\theta) ;$$
  
$$-E_{\phi}^{s} = \eta H_{\theta}^{s} = -\frac{j}{kr} E_{0} e^{j(\omega t - kr)} \sin \phi S_{1}(\theta) ,$$

где амплитудные функции  $S_1(\theta)$  и  $S_2(\theta)$  [28]

$$S_{1}(\theta) = \sum_{n=1}^{\infty} \frac{2n+1}{n(n+1)} \left( \frac{a_{n}}{\sin \theta} P_{n}^{1}(\cos \theta) + b_{n} \frac{dP_{n}^{1}(\cos \theta)}{d\theta} \right);$$
$$S_{2}(\theta) = \sum_{n=1}^{\infty} \frac{2n+1}{n(n+1)} \left( \frac{b_{n}}{\sin \theta} P_{n}^{1}(\cos \theta) + a_{n} \frac{dP_{n}^{1}(\cos \theta)}{d\theta} \right).$$

Тогда

$$W_{s} = \frac{\pi E_{0}^{2}}{2k^{2}\eta} \operatorname{Re} \int_{0}^{\pi} (|S_{1}(\theta)|^{2} + |S_{2}(\theta)|^{2}) \sin \theta d\theta .$$

Данное выражение можно преобразовать при помощи тождеств из [50]:

$$\int_{0}^{\pi} \left( \frac{dP_n^1}{d\theta} \frac{dP_m^1}{d\theta} + \frac{1}{\sin^2 \theta} P_n^1 P_m^1 \right) \sin \theta \, d\theta = \begin{cases} 0, & n \neq m \\ \frac{2}{2n+1} \frac{(n+1)!}{(n-1)!} n(n+1), & n = m \end{cases}$$

И

$$\int_{0}^{\pi} \left( \frac{dP_m^1}{\sin \theta} \frac{dP_n^1}{d\theta} + \frac{P_n^1}{\sin \theta} \frac{P_m^1}{d\theta} \right) \sin \theta \, d\theta = 0 \, d\theta.$$

Тогда получим:

$$W_{s} = \frac{\pi E_{0}^{2}}{k^{2} \eta} \sum_{n=1}^{\infty} (2n+1)(|a_{n}|^{2} + |b_{n}|^{2}) .$$
(4.15)

При подстановке (4.14) и (4.15) в (4.13) поперечное сечение рассеяния

$$Q_{sca} = \frac{2\pi}{k^2} \sum_{n=1}^{\infty} (2n+1)(|a_n|^2 + |b_n|^2).$$

Подобным образом согласно [28] определяется поперечное сечение затухания  $Q_{ext}$ , м<sup>2</sup> из амплитудных функций при  $\theta = 0$ 

$$Q_{ext} = \frac{4\pi}{k^2} \operatorname{Re} S(0),$$
 (4.16)

или

$$Q_{ext} = \frac{2\pi}{k^2} \operatorname{Re} \sum_{n=1}^{\infty} (2n+1)(a_n + b_n),$$

где

$$S(0) = S_1(0^\circ) = S_2(0^\circ) = \frac{1}{2} \sum_{n=1}^{\infty} (2n+1)(a_n + b_n).$$
(4.17)

Отметим, что при получении выражения (4.17) было использовано свойство:

$$\frac{P_n^1}{\sin\theta}\Big|_{\theta=0} = \frac{dP_n^1}{d\theta}\Big|_{\theta=0} = n(n+1)/2.$$

Если сфера поглощает энергию, то ее поперечное сечение поглощения  $Q_{abs}$ , м<sup>2</sup> будет равно:

$$Q_{abs} = Q_{ext} - Q_{sca}$$

# 4.6. Ослабление в облаках

Существует ряд моделей для прогнозирования ослабления радиоволн в облаках и туманах [51–53]. Оценка этих моделей авторами показала, что они являются или очень приближенными, или требуют для расчетов труднодоступные входные данные. Этот вывод в значительной степени подтверждает сравнение различных моделей облаков, представленное в [54]. Была разработана модель ослабления в облаках, основанная на доступных данных по покрытию облаков и усреднении статистических измерений протяженности и влагосодержания различных типов облаков. Для модели

ослабления были выбраны четыре типа облаков, которые наиболее часто возникают в атмосфере средних широт. Их усредненные свойства сведены в табл. 4.2. Данная модель была получена на основе анализа усредненных свойств облаков с учетом статистического распределения ослабления в облаках по логарифмически нормальному закону, которое согласно [55] лучше других распределений описывает спектр мелких капель в зените и по наклонной трассе.

Вид облаков	Протяженн	юсть, км, по	Влагосодержание	Средний
	вертикали, <i>H</i> <sub>ci</sub> горизонтали, <i>l</i> <sub>ci</sub>		$ρ_{\rm B}$ , Γ/M <sup>3</sup>	радиус капель, мкм
Кучево-дождевые	3,0	4,0	1,0	6,0
Кучевые	2,0	3,0	0,6	4,7
Слоисто-дождевые	0,8	10,0	1,0	5,5
Слоистые	0,6	10,020,0	0,4	4,5

Таблица 4.2. Усредненные свойства четырех видов облаков

Поглощение и рассеяние радиоизлучения в облаках можно рассчитать, используя формулы Ми и Рэлея, а также эмпирические функции распределения частиц облаков по размерам. Такой подход правомерен при моделировании свойств жидкокапельных облаков. Частицы кристаллических облаков являются несферическими, и применение теории Ми для однородных сфер здесь менее оправдано, хотя данная теория часто применяется и в этом случае. Размеры облачных капель редко превосходят 50...80 мкм, а распределение этих капель по размерам удовлетворительно описывается функцией Хргиана–Мазина [56]

$$f(r) = Cr^2 \exp(-Br),$$

где  $B = 3/\bar{r}$ ;  $\bar{r}$  – средний радиус капель в облаке;  $C = NB^3/2 = B^6W/160\pi\rho_B$ ; N – общее число капель в 1 см<sup>3</sup>; W – водность облака;  $\rho_B$  – плотность воды. Средний размер капель зависит от типа облаков.

При длинах волн  $\lambda > 3$  мм и радиусах капель r < 80 мкм для расчетов коэффициентов ослабления радиоизлучения в облаках можно использовать приближение Рэлея, которое дает погрешность расчета не более 1%. Вероятность выживания кванта для радиоизлучения не превышает  $10^{-4}$ , поэтому недождевые капельные облака можно считать чисто поглощающей средой для радиоизлучения с длиной волны  $\lambda > 3$  мм (радиотеплового излучения, РТИ) и рассчитывать соответствующий коэффициент поглощения в рэлеевском приближении.

Модель прогнозирования ослабления в облаках требует выполнения четырех действий, изложенных ниже.

Действие первое. Находим ослабления для каждого из четырех типов облаков. Они могут быть получены с использованием приближения Рэлея для маленьких водных капелек при помощи трех методов. Согласно [57] ослабление для каждого из типов облаков в дБ/км при 0 °C рассчитывается по формуле

$$\gamma_{\it ci} = 0,4343 \left(\frac{6\pi}{100\lambda\rho}\right) Im \left(-\frac{\epsilon-1}{\epsilon+2}\right) \rho_{\rm b} \,,$$

где  $\rho$  – весовое содержание материала, г/см<sup>3</sup> ( $\rho = 1$  для жидкой воды);  $\lambda$  – длина волны, м;  $\rho_{\rm B}$  – плотность воды, г/м<sup>3</sup>;  $\epsilon$  – комплексная диэлектрическая проницаемость воды; Im(.) – мнимая часть комплексного числа.

Данное отношение является температурно зависимым через комплексную диэлектрическую постоянную и плотность воды. Хотя чувствительность к температуре и является эффектом второго порядка, в ряде моделей она все же корректно учитывается. Так, согласно [58]

$$\gamma_{ci} = \frac{6\pi}{\lambda} \operatorname{Im}\left(-\frac{m^2-1}{m^2+2}\right) W,$$

где

$$W=\frac{4\pi}{3}N\int_{r_{\rm min}}^{r_{\rm max}}f(r)r^3dr;$$

m — комплексный показатель преломления воды (табл. 4.1). Для расчета коэффициента поглощения РТИ в облаках  $\gamma_{ci}$  при  $\lambda > 8$  мм существует приближенная формула [59]:

$$\gamma_{ci}(\lambda) = B(t_0) \frac{0.1118}{\lambda^2 + 0.0269} W$$

где  $t_0$  – температура облачных капель; W – в г/м<sup>3</sup>.

В табл. 4.3 приведены значения коэффициента  $B(t_0)$  для нескольких длин волн.

*Таблица 4.3.* Коэффициент температурной зависимости  $B(t_0)$ 

λ, мм			t, °C			
	-10	0	10	20	30	
8,0	2,11	1,59	1,23	1,00	0,81	
13,5	2,38	1,68	1,27	1,00	0,81	
16,0	2,32	1,67	1,29	1,00	0,81	
32,0	2,51	1,70	1,27	1,00	0,81	



**Рис. 4.11.** Спектральная зависимость удельного коэффициента поглощения  $\gamma'$  радиоизлучения в облаках при различной температуре, °C: 1 - +10; 2 - -10; 3 - -20; 4 - -30

На рис. 4.11 представлена спектральная зависимость удельного коэффициента поглощения радиоизлучения в облаках, не дающих осадки.

В отличие от жидкокапельных кристаллические облака слабее влияют на перенос РТИ. Это прежде всего связано с различием показателей преломления воды и льда. Если для воды действительная часть показателя преломления в диапазоне длин волн  $\lambda = 3...50$  мм увеличивается от  $n \approx 3$  до  $n \approx 8,5$ , а мнимая изменяется в диапазоне 1,3...3, то для льда  $n \approx 1,75$ , а  $\chi$  возрастает от 0,0001 при t == -50 °C до 0,001...0,002 при t = 0 °C. При этом показатель преломления льда слабо зависит от длины волны.

В табл. 4.4 приведены значения величины Δ, представляющей собой отношение коэффициента ослабления радиоизлучения в кри-

сталлическом облаке к коэффициенту ослабления в жидкокапельном облаке при единичной водности и температуре t = -7 °C.

Как видно из табл. 4.4, ослабление в кристаллических облаках приблизительно на три порядка меньше, чем в капельных, поскольку в кристаллических облаках ослабление радиоизлучения происходит в основном за счет рассеяния.

Основная масса кристаллов льда сосредоточена в верхней части облака. Для облаков с 50 %-ным содержанием льда температура вершины облака изменяется в пределах от  $-10^{\circ}$  до  $-40^{\circ}$ С. Распределения температуры вершин облаков с 50 %-ным содержанием льда в виде глобальной мировой карты показано на рис. 4.12. Глобальная карта распределения содержания общего количества льда в облаках для 0,5 % и 10 % годового времени показана на рис. 4.13 [60].

Согласно Рекомендации МСЭ-Р *PN*.840 предлагается третий метод определения потерь в облачности и тумане для диапазона частот до 1000 ГГц:

$$\gamma_{ci} = K_l M, \ дБ/км,$$

где  $K_l = 0,819 f \left( \epsilon'' + \frac{(2 + \epsilon')^2}{\epsilon''} \right)^{-1}$  — нормированный коэффициент затухания, (дБ/км)/(г/м<sup>3</sup>);



Таблица 4.4. Ослабление радиоизлучения кристаллическими и жидкокапельными облаками

Рис. 4.12. Глобальная карта распределения температуры (вертикальная шкала, ...°С) верха облаков с 50%-ным содержанием льда



Рис. 4.13. Глобальная карта общего распределения содержания льда (вертикальная шкала, мм) в облаках для 0,5 % (б) и 10 % (а) годового времени

$$\begin{split} \varepsilon'(f) &= \frac{\varepsilon_0 - \varepsilon_1}{1 + \left(\frac{f}{f_p}\right)^2} + \frac{\varepsilon_1 - \varepsilon_2}{1 + \left(\frac{f}{f_s}\right)^2} + \varepsilon_2; \\ \varepsilon''(f) &= \frac{f(\varepsilon_0 - \varepsilon_1)}{f_p \left[1 + \left(\frac{f}{f_p}\right)^2\right]} + \frac{f(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)}{f_s \left[1 + \left(\frac{f}{f_s}\right)^2\right]}; \\ \varepsilon_0 &= 77, 6 + 103, 3(300/T - 1); \ \varepsilon_1 &= 5, 48; \ \varepsilon_2 &= 3, 51; \\ f_p &= 20, 09 - 142(300/T - 1) + 294(300/T - 1)^2; \\ f_s &= 590 - 1500(300/T - 1); \end{split}$$



**Рис. 4.14.** Частотная зависимость нормированного коэффициента затухания в облаке при температурах, °C: 1 - -8; 2 - 0; 3 - +10; 4 - +20

M — коэффициент, определяющий содержание влаги; в нашем случае он численно равен  $\rho_{\rm B}$ , г/м<sup>3</sup>.

Частотная зависимость нормированного коэффициента затухания в облаке (тумане) для частот диапазона 5...200 ГГц показана на рис. 4.14.

Действие второе. Полное ослабление в зените  $L_{ci}$  для каждого из типов облаков (i = 1...4) определяется удельным ослаблением  $\gamma_{ci}$  и вертикальным размером облака  $H_{ci}$ :

$$L_{ci} = 1/3\gamma_{ci}H_{ci}.$$

Для углов места, отличных от зенита, рассчитывается наклонный путь, представляемый в модели облака в фор-

ме цилиндра, вертикальный и горизонтальный размеры которого соответствуют *H*<sub>ci</sub> и горизонтальной протяженности облака (табл. 4.2).

Тогда общее наклонное ослабление  $L_{ci}$  будет:

$$\begin{split} L_{ci} &= \gamma_{ci} H_{ci} \ / \sin{(\theta)} & \text{при} \quad \theta \geq \arctan(\chi); \\ L_{ci} &= \gamma_{ci} l_{gei} \ / \cos(\theta) & \text{при} \quad \theta < \arctan(\chi), \end{split}$$

где  $\chi = H_{ci}/l_{ci}$ ;  $\theta$  — угол места наклонной радиотрассы;  $l_{gei}$  — горизонтальная проекция эффективной длины радиотрассы, определяемая выражением:

$$l_{gei} = l_{ci} + \frac{l_{gi} - l_{ci}}{1 + 0,78\sqrt{l_{gi}} - 0,38\left[1 - \exp(-2l_{gi})\right]};$$

 $l_{gi} = H_{ci} / tg(\theta)$  — горизонтальная проекция части радиотрассы в пределах слоя облака.

*Действие третье.* Все четыре типа облаков в предложенной модели, расположенные в порядке возрастания вносимого ослабления, представляют четыре точки на кривой распределения ослабления в облаках  $L_c$ , которая имеет следующую форму:

$$P(L > L_c) = \frac{P_0}{2} \left[ 1 - \operatorname{erf}\left(\frac{\ln L - \ln \bar{L_c}}{\sqrt{2}\sigma_c}\right) \right],$$

где P(.) – вероятность того, что ослабление в облаках  $L_c$  не превышает величину L;  $P_0$  – вероятность наличия ослабления в облаках; erf – функция ошибок;  $\overline{L}_c$  – среднее значение  $L_c$ ;  $\sigma_c$  – среднеквадратичное отклонение (дисперсия) от  $L_c$ .

Действие четвертое. Модель прогнозирования ослабления предполагает, что различные части общего распределения ослабления в облаках  $L_c$  рассчитываются для отдельного типа облака. Это не является строгим правилом, так как свойства облака изменяются в широких пределах и одинаковый уровень ослабления может ожидаться от более чем одного типа облака. Кроме того, различные типы облаков могут присутствовать одновременно на различных высотах.

Чтобы найти вклад ослабления облаков в процедуре прогнозирования, необходимо определить конечные точки общего распределения ослабления на трассе из-за облаков. Конечная точка минимального ослабления будет определяться условиями ясного неба, когда облака отсутствуют; конечная точка максимального ослабления будет установлена, когда на трассе присутствует хотя бы небольшой ливень. Чтобы получить процентно-временную границу между условиями ясного неба и облачностью, были использованы усредненные данные облачного покрытия. Это определило высокий процентно-временной предел распределения ослабления в облаках. Чтобы получить низкий процентно-временной предел распределения ослабления в облаках. Чтобы получить низкий процентно-временной предел распределения ослабления в облаках, используется точка, где ослабление в дожде и слое таяния сливаются с ослаблением в облаках. Такая точка слияния довольно нечеткая и зависит от географического местоположения и угла места. Этот аспект моделирования ослабления в облаках будет еще обсуждаться позднее.



**Рис. 4.15.** Сравнения модели прогнозирования с прямой оценкой ослабления в облаках  $L_c$  от процента времени ординатного превышения P для: a - r. Дармштадт; частота 30 ГГц; угол места 28°; общее покрытие облачностью 63,3 %; количество облаков, используемых для прогнозирования: слоистые 37,7 %, слоисто-дождевые 12 %, кучевые 4 %, кучево-дождевые 2 %;  $\delta - r$ . Нью-Йорк; частота 35 ГГц; угол места 90°; общее покрытие облачностью 70,5%; количество облаков, используемых для прогнозирования: слоистые 34,5%, слоисто-дождевые 13,5 %, кучевые 3 %, кучево-дождевые 2,3 % (1 – модель прогнозирования; 2 – данные измерений)

	Районы городов:			
параметр облачности	Дармштадт	Нью-Йорк		
Процент кучево-дождевых облаков	2,0	2,3		
Процент кучевых облаков	4,0	3,0		
Процент слоисто-дождевых облаков	12,0	13,5		
Процент слоистых облаков	37,3	34,5		
Процент общего покрытия облаками, $P_0$	63,3	70,5		
Среднее значение $L_c$	0,433	0,227		
$\sigma_c$	0,705	0,956		

*Таблица 4.5.* Параметры облачности Дармштадта и Нью-Йорка для прогнозирования распределения ослабления в облаках

Примеры сравнения результатов расчета по модели прогнозирования с прямой оценкой ослабления в облаках представлены на рис. 4.15, *a* и 4.15, *б*. Данные, представленные на рис. 4.15, *a*, получены для Дармштадта (Германия) [61], где для оценочной статистики ослабления в облаках в течение 12 месяцев использовались радиометрические методы наблюдения. Ослабление в облаках, оцениваемое для Нью-Йорка (рис. 4.15, *б*), основано на годичном цикле радиозондовых наблюдений. Параметры облачности Дармштадта и Нью-Йорка для прогнозирования распределения ослабления в облаках сведены в табл. 4.5. На рис. 4.15 видно хорошее соответствие между результатами расчета по модели прогнозирования и прямой оценки ослабления в облаках.

### 4.7. Ослабление радиоволн в тающем слое

На некоторой высоте от поверхности Земли, называемой эффективной высотой дождя, частицы снега и ледяные кристаллы преобразуются (тают) в капли дождя. Область вокруг этой высоты с изотермой в 0 °С называют тающим слоем. В период выпадения слабого дождя и для низких углов места тающий слой вносит значительный вклад в ослабление радиоволн, распространяющихся по наклонной трассе [62]. Толщина тающего слоя  $D_m$  составляет порядка 500 м. На метеорологическом радаре этот слой в виде яркой полосы различается только для относительно низких интенсивностей дождя.



Рис. 4.16. Зависимости относительных величин объемов фракций  $V_i/V$  льда (2), воды (1) и воздуха (3) в сферической пористой частице (градине) радиусом 6,5 мм, образующихся в процессе таяния кристаллов льда, от относительного уменьшения массы частицы  $m/m_{crys}$ 

В тающем слое происходит процесс образования капель воды, которые либо испаряются и возвращаются в объем облака, либо падают в виде дождевых капель. В процессе таяния кристаллов льда, чаще всего в виде сферических гранул, происходит замена объема льда воздухом и водой (как показано на рис. 4.16). Образующиеся при этом пористые частицы содержат в себе композицию льда, воды и воздуха. Поэтому их диэлектрическая проницаемость существенно отличается от диэлектрической проницаемости простой воды.

Для таких неоднородных частиц используется понятие эффективной композиционной диэлектрической проницаемости є<sub>эфф</sub>. В [63] проведено

сравнение экспериментальных данных с данными, полученными при помощи существующих расчетных выражений для определения  $\varepsilon_{9\phi\phi}$ . Наиболее близкими к измеренным оказались результаты, полученные при помощи композиционной формулы из работы [64]:

$$\varepsilon_{\ni \Phi \Phi} = f_i \varepsilon_i + f_w \varepsilon_w + f_a \varepsilon_a$$

где  $\varepsilon_i$ ,  $\varepsilon_w$  и  $\varepsilon_a$  – диэлектрические проницаемости отдельных компонентов льда, воды и воздуха (~1,0006);  $f_i$ ,  $f_w$  и  $f_a$  – объемные части отдельных компонентов льда, воды и воздуха, причем  $f_i + f_w + f_a = 1$ . Однако, в данной формуле при расчетах достаточно сложно определить объемные части компонентов.

Для расчета комплексной диэлектрической проницаемости композиционной частицы предлагается следующая процедура. Вначале рассчитывается средняя проницаемость включений (лед и воздух) по формуле [65]:

$$\varepsilon_{av} = \frac{(1 - f_a)\varepsilon_i + f_a\beta\varepsilon_a}{1 - f_a + f_a\beta},\tag{4.18}$$

где

$$\beta = \frac{2\varepsilon_i}{\varepsilon_a - \varepsilon_i} \left[ \frac{\varepsilon_a}{\varepsilon_a - \varepsilon_i} \log(\varepsilon_i / \varepsilon_a) - 1 \right].$$

Здесь мы учитываем, что худшее ослабление имеет место именно для фазы воды, а не льда. Поэтому базовой фазой (конструктивной решеткой) считаем фазу частицы воды. Затем мы можем вычислить эффективную комплексную проницаемость для сферических включений льда или сухого снега:

$$\varepsilon_{eff} = \varepsilon_m \frac{1 + f_{incl} \left( \frac{\varepsilon_{av}}{\varepsilon_m} \Lambda - 1 \right)}{1 + f_{incl} (\Lambda - 1)},$$

где

$$\Lambda = \varepsilon_m \frac{1}{1 + \frac{1}{3} \left( \frac{\varepsilon_{av}}{\varepsilon_m} - 1 \right)};$$

 $f_{incl}$  — общий объем компонентов для всех N включений;  $\varepsilon_m$  — проницаемость матрицы воды.

Для прогнозирования влияния тающего слоя согласно [8] может быть использовано приближенное соотношение между интенсивностью дождя R и ослаблением в тающем слое  $\gamma_{mil}$ 

$$\gamma_{mil} = aR^b, \ дБ/км,$$

где  $a = \exp[1,58 \ln(f) - 6,23]; b = \exp[0,029 \ln(f) + 0,031]; R в мм/ч; f - частота в ГГц. Тогда общее ослабление в тающем слое будет равно:$ 

$$L_{mil} = \gamma_{mil} D_m / \sin\theta$$
,

где  $\theta$  — угол места;  $D_m/\sin\theta$  — наклонная дальность, которая для данного приближения не должна превышать 10 км.



**Рис. 4.17.** Вертикальный профиль ослабления в тающем слое для частот 18,7 ГГц (*a*) и 39,6 ГГц (*б*) при R = 10 мм/ч и начальной плотности частиц льда, г/см<sup>3</sup>: 1 - 0.9; 2 - 0.4; 3 - 0.2; 4 - 0.1

На рис. 4.17 показан вертикальный профиль ослабления в тающем слое для частот 18,7 ГГц и 39,6 ГГц при R = 10 мм/ч и различной начальной плотности частиц льда. Изотерма 0 °C находится на высоте 2,5 км (верх графиков) [57].

## 4.8. Ослабление в дожде

# 4.8.1. Особенности распространения энергии микроволнового диапазона в дожде

Как известно [66, 67], максимум ослабления радиоволн в дождях наблюдается в миллиметровом диапазоне волн. Ослабление обусловлено поглощением энергии волны в объеме капли дождя и дифракционным рассеянием излучения каплей во внешнее пространство. При этом вклад в ослабление вносит лишь рассеяние в направлении вперед, которое для очень разреженной среды случайно расположенных капель, какой и является дождь, всегда когерентно [66, 67]. Представление о его роли в ослаблении радиоволн в дождях различной интенсивности можно получить с помощью спектральной зависимости альбедо однократного рассеяния  $\tilde{\omega}$ , численно равного отношению коэффициента рассеяния  $k_{sca}$  к коэффициенту ослабления  $k_{ocn}$ ,  $\tilde{\omega} = k_{sca}/k_{ocn}$  (рис. 4.18).

Зависимости 1, 2, 3 на рис. 4.18 относятся к интенсивностям дождя R соответственно 100; 12,5 и 1,56 мм/ч. В расчетах использованы распределение капель по размерам Лоуса–Парсонса и значения показателя преломления воды в каплях, найденные по формулам Рэя [68] для температуры воды T = 20 °C. Из рис. 4.18 следует, что вклад рассеяния в ослабление радиоволн миллиметрового и сантиметрового диапазонов существенно различается. Так, ослабление миллиметровых волн на 50% определяется рассеянием излучения, причем, как показывают расчеты, для этой части диапазона волн  $\tilde{\omega}$  практически не зависит от длины волны, интенсивности дождя,



**Рис. 4.18.** Спектральная зависимость альбедо  $\tilde{\omega}$  однократного рассеяния элемента объема дождя при интенсивностях дождя *R*, мм/ч, равных: I - 100; 2 - 12.5; 3 - 1.56

распределения капель по размерам и термодинамической температуры воды в каплях. В диапазоне сантиметровых волн  $\tilde{\omega}$  является убывающей степенной функцией длины волны излучения, зависит также от интенсивности дождя, распределения капель по размерам и термодинамической температуры капель.

В обзорах [69, 70] подробно рассмотрены особенности распространения поляризованного излучения миллиметровых волн в дожде. К причинам их появления можно отнести несферичность падающих капель дождя и наличие направления предпочтительной ориентации осей симметрии таких ка-

пель [68, 69]. Это находит выражение в спектральных зависимостях комплексных волновых чисел волн разных поляризаций.

Важнейшим свойством рассеяния миллиметровых волн в направлениях, отличных от направления вперед, является то, что для случайно распределенных в пространстве капель дождя его можно считать независимым. Это следует из того, что капли достаточно далеко расположены друг от друга (находятся в дальней волновой зоне по отношению друг к другу) и, таким образом, каждая капля взаимодействует с электромагнитной волной так, как если бы других капель не существовало. Это обстоятельство позволяет полагать, что рассеянное совокупностью различных капель излучение является некогерентным.

В [71] показано, что индикатрисы рассеяния миллиметровых волн в дожде можно с хорошей для практических применений точностью аппроксимировать однопараметрическим соотношением, представляющим собой произведение индикатрис Рэлея и Хеньи–Гринстейна.

Предположение о независимом рассеянии сверхвысокочастотного (СВЧ) излучения отдельными каплями дождя позволяет существенно упростить оценку эффектов некогерентного многократного рассеяния, используя для этого хорошо развитую феноменологическую теорию переноса излучения.

#### 4.8.2. Модель однородного дождя для расчета коэффициентов ослабления

Обычно коэффициенты ослабления радиоволн в дожде  $\gamma_{\rm d}$  рассчитывают по теории Ми (см. раздел 4.5.1), т.е. предполагается, что капли являются сферическими частицами. Это предположение составляет основу первой модели дождя для расчета коэффициента ослабления  $\gamma_{\rm d}$ , которая, как будет показано далее, несмотря на свою простоту, позволяет с хорошей точностью рассчитывать величины  $\gamma_{\rm d}$ .

Вторая модель основана на предположении, что падающие капли дождя диаметром больше 2 мм в соответствии с [72–75] являются сплющенными сфероидами, нижняя часть которых для капель очень больших размеров даже слегка выгнута вверх. Эта модель позволяет описывать поляризационные характеристики при распространении радиоволн в дожде, зависимость  $\gamma_{\rm A}$  от вида поляризации и величину деполяризации излучения вследствие несферичности капель дождя.

Обе модели требуют задания функции распределения капель дождя по размерам. Кроме того, вторая модель требует задания функции распределения углов наклона (ориентации) капель относительно вертикальной или горизонтальной плоскостей.

При расчетах ослабления миллиметровых и субмиллиметровых волн в дожде необходимы данные о величине комплексного показателя преломления воды *m*, поскольку от него зависят функции Бесселя, входящие в состав выражения для комплексной функции, описывающей рассеяние вперед.

Распределение капель дождя по размерам. Существует ряд функций распределения капель дождя по размерам N(D) [55, 76–82], однако пока нет единого мнения, какое из рассматриваемых ниже распределений является наилучшим для расчета ослабления миллиметровых волн в дожде. Большинство распределений N(D) было получено в районах с умеренным климатом за исключением работ [81, 82], где измерения N(D) проводились в тропических районах Африки. Большинство известных распределений капель дождя по размерам N(D) можно систематизировать следующим образом.

Распределение Лоуса-Парсонса. Это наиболее часто встречающееся в литературе и используемое при расчетах коэффициентов ослабления радиоволн в дожде распределение капель дождя по размерам [77]. Рассчитанные на его основе интегральные распределения ослабления на частотах f < 30 ГГц за длительный период наблюдений хорошо согласуются с измеренными распределениями.

Отметим, что несмотря на то, что в дожде имеется большое число частиц малого диаметра, эти мелкие частицы в сантиметровом диапазоне волн относительно слабо влияют на распространение и рассеяние волн. Поэтому в этом диапазоне среднее значение диаметра

$$\langle D \rangle = \int_{0}^{\infty} D N(D) dD$$

не играет существенной роли. Более важен медианный диаметр, который делит капли большого и малого диаметров на две группы равного объема. Медианный диаметр  $D_m$  в соответствии с эмпирической формулой, предложенной Лоусом и Парсонсом [83], равен:

$$D_m = 1,238R^{0,182}, \text{ MM},$$

где *R* — интенсивность дождя, мм/ч.

Однако, это распределение может давать, например, в тропических районах [81, 82] завышенную концентрацию мелких капель с D < 1 мм, в связи с чем его можно использовать лишь при оценочных расчетах ослабления на f > 30 ГГц, т.е. в диапазонах миллиметровых и субмиллиметровых волн, где вклад мелких капель в ослабление значительно возрастает.

Экспоненциальные распределения. Впервые в аналитическом виде распределение N(D) было предложено в работе [78]. Это распределение имеет экспоненциальный вид:

$$N(D) = N_0 \exp(-\Lambda D), \, \mathrm{M}^{-3}, \tag{4.19}$$

где  $N_0$  — постоянная, м<sup>-3</sup>·мм<sup>-1</sup>;  $\Lambda$  — коэффициент, зависящий от интенсивности дождя, мм<sup>-1</sup>; D — диаметр капель, мм. В работе [55] приведены значения  $N_0$  и  $\Lambda$ , полученные в результате 33-х измерений, выполненных разными авторами в разных районах.

Распределение Маршалла–Палмера [78] является частным случаем экспоненциального распределения. В [78] приведены два средних параметра  $N_0$  и  $\Lambda$  для дождей всех типов ( $N_0 = 8 \cdot 10^3$ ;  $\Lambda = 4, 1R^{-0,21}$ ). Недостатком экспоненциального распределения является то, что оно дает завышенные значения N для мелких капель (D < 1 мм), так как из формулы (4.19) следует, что при  $D \to 0$   $N \to \infty$ . Поэтому в диапазонах миллиметровых и субмиллиметровых волн расчетные значения коэффициента ослабления в дожде будут завышенными.

Гамма-распределение. Считается, что это распределение более правильно описывает мелкокапельную часть спектра частиц и является наиболее точным с теоретической точки зрения [84]. В общем виде его можно представить как

$$N(D) = BD^{p} \exp(-bD^{q}),$$

где *B*, *b*, *p* и *q* — постоянные. Частным случаем этого распределения является распределение А. Беста [79], для которого  $B = 2,837 \cdot 10^{-5} R^{0,324}$ ; p = -1,75; q = 2,25;  $b = 98,5R^{-0,522}$ . Согласно [85] гамма-распределение может быть записано в следующем виде:

$$N(a) = N_0 a^3 \exp(-\Lambda a),$$

где a – радиус частицы, см;  $N_0 = 1,42 \cdot 10^{10}$ , см<sup>-4</sup>/см<sup>3</sup>;  $\Lambda = 1,3R^{-0,13}$ , см<sup>-1</sup>.

*Логарифмически нормальное распределение*. Это распределение, по мнению его авторов, лучше всех других распределений описывает спектр мелких капель [55]:

$$N(D) = \frac{N_T}{\sqrt{2\pi}\sigma D} \exp\left\{-\frac{\left[\ln\left(D\right) - \mu\right]^2}{2\sigma^2}\right\},\,$$

где  $N_T$  — полное число капель в единичном объеме;  $\sigma^2$  и  $\mu$  — параметры логарифмически нормального распределения, зависящие от географического района и типа дождя. Согласно [81] усредненные параметры данного распределения при D в мм равны:  $N_{T} = 108 \ R^{0.363}; \ \mu = -0.195 + 0.199 \ R; \ \sigma^{2} = 0.137 - 0.013 \ln R.$ 

Вейбулловское распределение. Оно используется сравнительно недавно. Получено на основе анализа экспериментальных данных по ослаблению коротких миллиметровых и субмиллиметровых волн в дождях всех типов (мороси, обложных дождях, ливнях). Имеет следующий вид [80]:

$$N(D) = N_0(c/b)(D/b)^{c-1} \exp[-(D/b)^c],$$

где D — диаметр капель, мм;  $N_0 = 1000 \text{ м}^{-3}$ ;  $c = 0.95 R^{0.14}$  и  $b = 0.26 R^{0.44}$ ; R, мм/ч.

Следует отметить, что существует еще целый ряд различных распределений капель дождя по размерам, которые являются либо результатом измерений параметров дождевых капель в определенном географическом районе, либо обобщением известных распределений. Так, в [86] представлено распределение капель *JM* для района островов Японии, а в [87] — новое экспоненциальное распределение капель дождя по размерам для тропического климата Сингапура в следующем виде:

$$N(D) = 0.0317832 \exp(-2.72 R^{-0.19775} D).$$

В работе [88] предложен комбинированный закон распределения капель по размерам, который описывается следующим образом:

$$N(D) = N_0 e^{-\Lambda D}, \quad \text{MM}^{-1} \text{M}^{-3}, \qquad (4.20)$$

где

$$N_0 = 4,86R/[\Lambda^{-4} - (\Lambda + 0,582)^{-4}], \text{ mm}^{-1}\text{m}^{-3}; \Lambda = 6,6R^{-0,33}, \text{ mm}^{-1}$$

Наиболее эффективно последнее распределение для радиотрассы, которая пересекает слой тропосферы и, следовательно, характеризуется разными распределениями капель дождя по высоте. Этим достигается перекрытие одним распределением всего неоднородного слоя дождя по высоте для расчета радиолиний спутниковой связи и TCBA.

#### Коэффициент ослабления в однородном дожде

Амплитуда электромагнитной волны, прошедшей расстояние l через однородную среду с N одинаковыми сферическими частицами на единицу объема, уменьшается на величину  $\exp(-\gamma l)$ . Здесь  $\gamma$  является коэффициентом затухания [28]

$$\gamma = N\lambda^2 \operatorname{Re} S(0)/\pi\,,$$

где *S*(0) — поперечное сечение рассеяния частицы.

Таким образом, волна затухает как  $10lg[1/exp(-\gamma l)] = \gamma l 10lge = 4,343\gamma l$ , дБ. Тогда затухание на единицу длины

$$\gamma_{\pi} = 4,343 N \lambda^2 \operatorname{Re} S(0) / \pi$$
, дБ/м.

Учтем распределение реальных капель дождя по их размерам относительно его интенсивности. Тогда число капель дождя, находящихся в рассматриваемом объеме и имеющих размеры, удовлетворяющие распределению N(D), будет равно:

$$N = p N(D)$$

где *р* – процентное содержание влаги в рассматриваемом объеме. Тогда

$$\gamma_{\rm g} = 0,4343 \frac{\lambda^2}{\pi} 10^6 \sum pN(D) \operatorname{Re} S(0), \ {}_{\rm g}{\rm E}/{}_{\rm KM},$$
(4.21)

где D и λ в см.

Более общая форма записи коэффициента затухания в дожде имеет следующий вид:

$$\gamma_{\mu} = 0,4343 \cdot 10^{6} \int_{0}^{D_{\text{max}}} Q_{ext} N(D) dD, \qquad (4.22)$$

где  $Q_{ext}$  — поперечное сечение затухания капли дождя, которое для сферической формы может быть найдено из выражения (4.16), а для другой формы — из [75].

Задавшись распределением капель по размерам Лоуса–Парсонса, интенсивностью дождя в диапазоне от 0,25 до 150 мм/ч (табл. 4.6) и частотой 11 ГГц, в качестве примера по формуле (4.21) вычислим соответствующие  $\gamma_{\rm d}$ . Результаты расчета по (4.21) сведены в табл. 4.7.

$$\gamma_{\mu} = \frac{\pi}{k} 8,686 \cdot 10^5 \int N(D) \operatorname{Re} f(D/2) dD, \ \mathrm{д} \mathrm{Б}/\mathrm{к}\mathrm{M},$$

где k – волновое число, см<sup>-1</sup>, а функция f(D/2) – комплексная амплитуда рассеяния вперед на капле радиусом D/2, см. Аппроксимационное выражение для функции f(D/2), справедливое для области частот 30...300 ГГц, имеет вид:

Re 
$$f(D/2) = x^{15/8} \psi(x)$$
.

где  $x = \pi D/\lambda$ ;  $\psi(x) = 0,794(1 + 12x^4 e^{-4,89x} + e^{-2,17x} \cos 2\pi x)(\th 2x)^4$ .

<i>D</i> , см	<i>R</i> , мм/ч								
	0,25	1,25	2,5	5	12,5	25	50	100	150
0,05	28,0	10,9	7,3	4,7	2,6	1,7	1,2	1,0	1,0
0,1	50,1	37,1	27,8	20,3	11,5	7,6	5,4	4,6	4,1
0,15	18,2	31,3	32,8	31,0	24,5	18,4	12,5	8,8	7,6
0,2	3,0	13,5	19,0	22,2	25,4	23,9	19,9	13,9	11,7
0,25	0,7	4,9	7,9	11,8	17,3	19,9	20,9	17,1	13,9
0,3		1,5	3,3	5,7	10,1	12,8	15,6	18,4	17,7
0,35		0,6	1,1	2,5	4,3	8,2	10,9	15,0	16,1
0,4		0,2	0,6	1,0	2,3	3,5	6,7	9,0	11,9
0,45			0,2	0,5	1,2	2,1	3,3	5,8	7,7
0,5				0,3	0,6	1,1	1,8	3,0	3,6
0,55					0,2	0,5	1,1	1,7	2,2
0,6						0,3	0,5	1,0	1,2
0,65							0,2	0,7	1,0
0,7									0,3

*Таблица* 4.6. Процент содержания капель дождя диаметра *D* в объеме для разных *R* при распределении Лоуса—Парсонса капель по размерам

Таблица 4.7. Зависимость коэффициент
затухания от интенсивности дождя

γ <sub>д</sub> , дБ/км	<i>R</i> , мм/ч
2,56.10-3	0,25
1,702.10-3	1,25
4,072·10 <sup>-3</sup>	2,5
9,878·10 <sup>-3</sup>	5,0
0,3155	12,5
0,7513	25,0
1,740	50,0
3,947	100,0
6,189	150,0

На рис. 4.19 представлена расчетная зависимость  $\gamma_{d}$  от частоты для ряда интенсивностей дождя.

**Рис. 4.19**. Частотная зависимость ослабления в дожде для разной его интенсивности, мм/ч: *1* – 150; *2* – 100; *3* – 50; *4* – 25; *5* – 12,5; *6* – 5; 7 – 2,5

Для оценки коэффициента ослабления радиоволн в дожде  $\gamma_{\rm d}$ , дБ/км, используют аппроксимацию уравнения (4.22) в виде степенной зависимости интенсивности выпадения осадков *R*, мм/ч, [90]:

$$\gamma_{\pi} = k R^{\alpha}, \qquad (4.23)$$

где *k* и α – параметры, зависящие от частоты и поляризации радиоволн.

Для диапазона частот от 15 до 60 ГГц в [91] предложены следующие выражения для параметров *k* и α:

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 (\ln f)^{-1} + \alpha_2 (\ln f)^{-3} + \alpha_3 (\ln f)^{-5};$$
  

$$k = \exp[k_0 + k_1 \ln f + k_2 (\ln f)^2].$$

Значения  $\alpha_i$  (*j* = 0...3) и  $k_i$  приведены в табл. 4.8.

*Таблица 4.8.* Значения постоянных  $\alpha_i$  и  $k_i$  в зависимости от поляризации радиоволн

Поляризация	α <sub>0</sub>	$\alpha_1$	$\alpha_2$	α3	$k_0$	$k_1$	$k_2$
Вертикальная	-2,125	16,48	-87,90	232,2	-12,39	4,100	-0,288
Горизонтальная	-1,761	13,81	-62,77	142,0	-12,76	4,365	-0,324

Согласно Рекомендации МСЭ-Р *P*.838 параметры k и  $\alpha$  могут быть определены в диапазоне частот от 1 до 400 ГГц для линейной и круговой поляризаций и для всех геометрий радиотрасс по следующим выражениям:

$$k = [k_H + k_V + (k_H - k_V)\cos^2\theta \cos^2\tau]/2;$$
  
$$\alpha = [k_H \alpha_H + k_V \alpha_V + (k_H \alpha_H - k_V \alpha_V)\cos^2\theta \cos^2\tau]/(2k),$$

где  $\theta$  — угол места направления радиотрассы;  $\tau$  — поляризационный угол отклонения по отношению к горизонтали ( $\tau = 45^{\circ}$  для круговой поляризации);  $k_H$ ,  $\alpha_H$  и  $k_V$ ,  $\alpha_V$  коэффициенты для горизонтальной H и вертикальной V линейных поляризаций, приведенные в табл. 4.9. Значения k и  $\alpha$  на частотах, отличающихся от указанных в табл. 4.9, могут быть получены путем интерполяции с использованием логарифмического масштаба для частоты и k и линейного масштаба для  $\alpha$ .

Для сравнения на рис. 4.20 представлены результаты расчетов  $\gamma_{d}$  согласно выражению (4.22) и Рекомендации МСЭ-Р *P*.838. При вычислениях по (4.22) были использованы распределения капель по размерам Лоуса–Парсонса (*LP*), Маршалла– Палмера (*MP*), японское (*JM*) и комбинированное (*CM*) (4.20).

На рис. 4.20 видно, что приведенные аппроксимации параметров k и  $\alpha$  Рекомендации МСЭ-Р *P*.838 не учитывают распределения капель по размерам, что может привести к значительной погрешности при расчете вертикальных радиотрасс. В [92] для горизонтальной *H* и вертикальной *V* поляризаций приведены выражения для параметров k и  $\alpha$  в зависимости от используемого распределения капель дождя по размерам (гамма, логарифмически нормального, Лоуса–Парсонса, Маршалла–Палмера) в диапазоне частот от 5 до 100 ГГц, интенсивности осадков до 150 мм/ч при температуре 0 °C (табл. 4.10–4.13).

<i>f</i> , ГГц	k <sub>H</sub>	$lpha_{H}$	$k_{_V}$	$lpha_{V}$
1	0,0000387	0,912	0,0000352	0,880
2	0,000154	0,963	0,000138	0,923
4	0,000650	1,121	0,000591	1,075
6	0,00175	1,308	0,00155	1,265
7	0,00301	1,332	0,00265	1,312
8	0,00454	1,327	0,00395	1,310
10	0,0101	1,276	0,00887	1,264
12	0,0188	1,217	0,0168	1,200
15	0,0367	1,154	0,0335	1,128
20	0,0751	1,099	0,0691	1,065
25	0,124	1,061	0,113	1,030
30	0,187	1,021	0,167	1,000
35	0,263	0,979	0,233	0,963
40	0,350	0,939	0,310	0,929
45	0,442	0,903	0,393	0,897
50	0,536	0,873	0,479	0,868
60	0,707	0,826	0,642	0,824
70	0,851	0,793	0,784	0,793
80	0,975	0,769	0,906	0,769
90	1,06	0,753	0,999	0,754
100	1,12	0,743	1,06	0,744
120	1,18	0,731	1,13	0,732
150	1,31	0,710	1,27	0,711
200	1,45	0,689	1,42	0,690
300	1,36	0,688	1,35	0,689
400	1,32	0,683	1,31	0,684

Таблица 4.9. Коэффициенты регрессии для оценки затухания в дожде

Уточненная аппроксимация степенного выражения (4.23), предложенного Рекомендацией МСЭ-Р *P*.838, дана в [57]. Здесь для лучшего соответствия результатов расчета с экспериментальными данными введены дополнительный уточняющий коэффициент β и новая полиномиальная зависимость:

$$\gamma_{\mu} = k_i R^{(\alpha_i + \beta_i \ln R)}, \, \text{дБ/км};$$
(4.24)

$$\gamma_{\rm d} = x_{2i}R^2 + x_{1i}R + x_{0i}, \, {\rm d}{\rm b}/{\rm km}.$$
(4.25)

Здесь i = 1, 2, 3 в (4.24) и (4.25) обозначает три вида поляризации: вертикальную V, горизонтальную H и круговую C. Значения постоянных  $\alpha_i$ ,  $\beta_i$ ,  $k_i$ ,  $x_{0i}$ ,  $x_{1i}$  и  $x_{2i}$  в зависимости от поляризации радиоволн для диапазона частот 12,5...49,49 ГГц приведены в табл. 4.14.



Рис. 4.20. Зависимости  $\gamma_{a}$  от интенсивности дождя для двух частот 28 (*a*) и 48 ГГц ( $\delta$ ), рассчитанные согласно выражению (4.22) (1-*MP*; 2 – *JM*; 3 – *CM*) и Рекомендации МСЭ-Р *P*.838 (4)

Температурная зависимость коэффициента ослабления в однородном дожде  $\gamma_{\rm d}$  на миллиметровых волнах, в отличие от облаков, в которых ослабление почти полностью определяется поглощением излучения без рассеяния, практически отсутствует. Наибольшее ослабление имеет место при температуре 20 °C. При изменении температуры от 0 до 40 °C изменения ослабления не превышают ±4%.

Во второй модели, как уже отмечалось, капли дождя считаются сфероидальными. Хотя согласно [73] вытянутые и сплющенные сфероиды могут иметь место с равной вероятностью и возможны колебания формы капель [72], при теоретических исследованиях распространения радиоволн в дожде предполагается, что капли являются сплющенными сфероидами [93]. При расчетах ослабления деформацию нижней части падающих капель дождя можно не учитывать [94]. Из экспериментальных данных [72] следует, что отношение длины малой оси сфероида *b* к длине большой оси *a* приближенно определяется выражением  $b/a = 1 - \bar{a}$ , где  $\bar{a}$  — эквивалентный радиус, см, сферической капли того же объема, что и сфероидальной. Отношение *b/a* может меняться в пределах 0,98...0,58. Величины *a*, *b* и  $\bar{a}$  связаны между собой соотношением  $\bar{a} = (a^2 b)^{1/3}$ .

Влияние сфероидальности капель дождя на ослабление радиоволн впервые теоретически было исследовано Т. Огути [95] с помощью метода возмущений. Позднее функции рассеяния электромагнитных волн сфероидальными каплями рассчитывались в ряде работ методами возмущений [96], согласования по точкам [97], разложения в ряд по сфероидальным функциям [98], обобщенного граничного условия [99], конечных элементов [100] и на основе решения интегрального уравнения Фредгольма.

<i>f</i> , ГГц	$k_H$	$\alpha_{H}$	$k_V$	$\alpha_{V}$
5,0	0,223E-2	0,105E+1	0,178E-2	0,104E+1
6,0	0,324E-2	0,108E+1	0,271E-2	0,108E+1
7,0	0,454E-2	0,111E+1	0,394E-2	0,110E+1
8,0	0,635E-2	0,113E+1	0,555E-2	0,111E+1
9,0	0,862E-2	0,113E+1	0,756E-2	0,112E+1
10,0	0,114E-1	0,113E+1	0,100E-1	0,112E+1
11,0	0,143E-1	0,113E+1	0,129E-1	0,111E+1
12,0	0,180E-1	0,113E+1	0,162E-1	0,111E+1
13,0	0,221E-1	0,112E+1	0,200E-1	0,110E+1
14,0	0,267E-1	0,112E+1	0,241E-1	0,110E+1
15,0	0,317E-1	0,111E+1	0,286E-1	0,109E+1
16,0	0,371E-1	0,111E+1	0,336E-1	0,109E+1
17,0	0,429E-1	0,110E+1	0,389E-1	0,108E+1
18,0	0,492E-1	0,110E+1	0,446E-1	0,108E+1
19,0	0,559E-1	0,110E+1	0,507E-1	0,108E+1
20,0	0,631E-1	0,110E+1	0,572E-1	0,107E+1
21,0	0,708E-1	0,109E+1	0,641E-1	0,107E+1
22,0	0,791E-1	0,109E+1	0,715E-1	0,107E+1
23,0	0,879E-1	0,109E+1	0,793E-1	0,106E+1
24,0	0,975E-1	0,109E+1	0,877E-1	0,106E+1
25,0	0,108	0,108E+1	0,966E-1	0,106E+1
26,0	0,119	0,108E+1	0,106	0,106E+1
27,0	0,130	0,107E+1	0,116	0,105E+1
28,0	0,143	0,107E+1	0,127	0,105E+1
29,0	0,156	0,106E+1	0,138	0,104E+1
30,0	0,170	0,106E+1	0,150	0,104E+1
35,0	0,252	0,103E+1	0,220	0,102E+1
40,0	0,349	0,998	0,305	0,991
45,0	0,455	0,968	0,401	0,963
50,0	0,567	0,938	0,504	0,936
55,0	0,682	0,910	0,611	0,909
60,0	0,800	0,884	0,722	0,885
65,0	0,918	0,862	0,833	0,864
70,0	0,103E+1	0,843	0,944	0,845
75,0	0,114E+1	0,828	0,105E+1	0,830
80,0	0,124E+1	0,815	0,115E+1	0,817
85,0	0,133E+1	0,805	0,123E+1	0,807
90,0	0,139E+1	0,798	0,130E+1	0,800
95,0	0,143E+1	0,792	0,135E+1	0,794
100,0	0,145E+1	0,789	0,138E+1	0,790

*Таблица 4.10.* Параметры k и а для гамма-распределения капель дождя по размерам
<i>f</i> , ГГц	$k_H$	$lpha_{H}$	$k_V$	$lpha_V$
5,0	0,206E-2	0,112E+1	0,160E-2	0,112E+1
6,0	0,305E-2	0,117E+1	0,257E-2	0,115E+1
7,0	0,452E-2	0,119E+1	0,393E-2	0,117E+1
8,0	0,663E-2	0,120E+1	0,577E-2	0,118E+1
9,0	0,934E-2	0,119E+1	0,814E-2	0,117E+1
10,0	0,126E-1	0,118E+1	0,110E-1	0,116E+1
11,0	0,163E-1	0,117E+1	0,144E-1	0,115E+1
12,0	0,207E-1	0,116E+1	0,183E-1	0,113E+1
13,0	0,256E-1	0,115E+1	0,227E-1	0,112E+1
14,0	0,308E-1	0,114E+1	0,275E-1	0,111E+1
15,0	0,366E-1	0,113E+1	0,326E-1	0,110E+1
16,0	0,428E-1	0,112E+1	0,382E-1	0,109E+1
17,0	0,495E-1	0,112E+1	0,442E-1	0,109E+1
18,0	0,566E-1	0,111E+1	0,506E-1	0,108E+1
19,0	0,644E-1	0,111E+1	0,575E-1	0,108E+1
20,0	0,727E-1	0,110E+1	0,647E-1	0,107E+1
21,0	0,816E-1	0,110E+1	0,725E-1	0,107E+1
22,0	0, 913E-1	0,109E+1	0,808E-1	0,106E+1
23,0	0,102	0,109E+1	0,897E-1	0,106E+1
24,0	0,113	0,108E+1	0,991E-1	0,105E+1
25,0	0,125	0,108E+1	0,109	0,105E+1
26,0	0,138	0,107E+1	0,120	0,104E+1
27,0	0,152	0,106E+1	0,132	0,103E+1
28,0	0,167	0,105E+1	0,144	0,103E+1
29,0	0,183	0,104E+1	0,157	0,102E+1
30,0	0,200	0,103E+1	0,171	0,101E+1
35,0	0,297	0,978	0,252	0,969
40,0	0,405	0,930	0,346	0,926
45,0	0,510	0,889	0,442	0,887
50,0	0,605	0,854	0,533	0,853
55,0	0,689	0,824	0,616	0,825
60,0	0,764	0,799	0,690	0,800
65,0	0,833	0,777	0,759	0,779
70,0	0,898	0,758	0,823	0,760
75,0	0,957	0,742	0,882	0,745
80,0	0,101E+1	0,729	0,936	0,732
85,0	0,105E+1	0,718	0,981	0,721
90,0	0,108E+1	0,710	0,102E+1	0,713
95,0	0,110E+1	0,703	0,104E+1	0,706
100,0	0,111E+1	0,699	0,106E+1	0,702

*Таблица 4.11.* Параметры *k* и  $\alpha$  для логарифмически нормального распределения капель дождя по размерам

<i>f</i> , ГГц	$k_H$	$lpha_H$	$k_V$	$lpha_V$
5,0	0,177E-2	0,121E+1	0,144E-2	0,119E+1
6,0	0,272E-2	0,125E+1	0,234E-2	0,122E+1
7,0	0,415E-2	0,126E+1	0,364E-2	0,123E+1
8,0	0,618E-2	0,125E+1	0,543E-2	0,122E+1
9,0	0,877E-2	0,123E+1	0,771E-2	0,120E+1
10,0	0,119E-1	0,121E+1	0,105E-1	0,118E+1
11,0	0,153E-1	0,120E+1	0,137E-1	0,116E+1
12,0	0,193E-1	0,118E+1	0,174E-1	0,115E+1
13,0	0,237E-1	0,117E+1	0,214E-1	0,113E+1
14,0	0,285E-1	0,116E+1	0,259E-1	0,112E+1
15,0	0,337E-1	0,115E+1	0,305E-1	0,111E+1
16,0	0,394E-1	0,115E+1	0,357E-1	0,110E+1
17,0	0,456E-1	0,114E+1	0,412E-1	0,110E+1
18,0	0,523E-1	0,113E+1	0,472E-1	0,109E+1
19,0	0,596E-1	0,113E+1	0,536E-1	0,108E+1
20,0	0,675E-1	0,112E+1	0,604E-1	0,108E+1
21,0	0,761E-1	0,111E+1	0,678E-1	0,107E+1
22,0	0,855E-1	0,110E+1	0,757E-1	0,107E+1
23,0	0,956E-1	0,109E+1	0,842E-1	0,106E+1
24,0	0,107	0,108E+1	0,933E-1	0,105E+1
25,0	0,118	0,107E+1	0,103	0,105E+1
26,0	0,131	0,106E+1	0,113	0,104E+1
27,0	0,144	0,105E+1	0,124	0,103E+1
28,0	0,158	0,104E+1	0,136	0,102E+1
29,0	0,173	0,103E+1	0,149	0,101E+1
30,0	0,189	0,102E+1	0,162	0,100E+1
35,0	0,277	0,970	0,236	0,962
40,0	0,372	0,928	0,320	0,923
45,0	0,465	0,894	0,406	0,891
50,0	0,551	0,866	0,488	0,865
55,0	0,630	0,843	0,565	0,843
60,0	0,705	0,824	0,638	0,824
65,0	0,777	0,807	0,708	0,808
70,0	0,847	0,792	0,776	0,794
75,0	0,912	0,780	0,840	0,782
80,0	0,970	0,770	0,899	0,772
85,0	0,102E+1	0,762	0,949	0,764
90,0	0,105E+1	0,756	0,989	0,758
95,0	0,108E+1	0,752	0,102E+1	0,754
100,0	0,109E+1	0,749	0,104E+1	0,750

*Таблица 4.12.* Параметры k и а для Лоуса-Парсонса распределения капель дождя по размерам

<i>f</i> , ГГц	k <sub>H</sub>	$lpha_{H}$	$k_V$	$lpha_V$
5,0	0,210E-2	0,119E+1	0,176E-2	0,116E+1
6,0	0,320E-2	0,122E+1	0,279E-2	0,119E+1
7,0	0,486E-2	0,123E+1	0,432E-2	0,119E+1
8,0	0,721E-2	0,121E+1	0,644E-2	0,118E+1
9,0	0,102E-1	0,119E+1	0,912E-2	0,116E+1
10,0	0,138E-1	0,117E+1	0,123E-1	0,114E+1
11,0	0,176E-1	0,116E+1	0,161E-1	0,113E+1
12,0	0,222E-1	0,115E+1	0,204E-1	0,111E+1
13,0	0,272E-1	0,114E+1	0,251E-1	0,110E+1
14,0	0,327E-1	0,113E+1	0,303E-1	0,109E+1
15,0	0,388E-1	0,112E+1	0,358E-1	0,108E+1
16,0	0,455E-1	0,111E+1	0,419E-1	0,107E+1
17,0	0,528E-1	0,111E+1	0,485E-1	0,106E+1
18,0	0,607E-1	0,110E+1	0,556E-1	0,106E+1
19,0	0,694E-1	0,109E+1	0,632E-1	0,105E+1
20,0	0,789E-1	0,108E+1	0,714E-1	0,104E+1
21,0	0,891E-1	0,108E+1	0,803E-1	0,104E+1
22,0	0,100	0,107E+1	0,898E-1	0,103E+1
23,0	0,112	0,106E+1	0,100	0,103E+1
24,0	0,125	0,105E+1	0,111	0,102E+1
25,0	0,139	0,104E+1	0,123	0,101E+1
26,0	0,153	0,103E+1	0,135	0,100E+1
27,0	0,169	0,102E+1	0,148	0,997
28,0	0,185	0,101E+1	0,162	0,990
29,0	0,203	0,100E+1	0,177	0,982
30,0	0,221	0,993	0,192	0,975
35,0	0,325	0,948	0,282	0,937
40,0	0,443	0,908	0,385	0,901
45,0	0,565	0,874	0,498	0,869
50,0	0,690	0,843	0,614	0,841
55,0	0,817	0,815	0,733	0,815
60,0	0,946	0,790	0,855	0,791
65,0	0,108E+1	0,769	0,978	0,770
70,0	0,121E+1	0,750	0,110E+1	0,752
75,0	0,133E+1	0,734	0,122E+1	0,736
80,0	0,144E+1	0,721	0,133E+1	0,723
85,0	0,154E+1	0,710	0,143E+1	0,713
90,0	0,161E+1	0,703	0,151E+1	0,705
95,0	0,166E+1	0,697	0,157E+1	0,699
100,0	0,169E+1	0,693	0,161E+1	0,694

*Таблица 4.13.* Параметры *k* и α для Маршалла—Палмера распределения капель дождя по размерам

Аппрок	симация	Рекоменд	цация <i>Р</i> .838	Уравн	ение (4.24)		Уравне	ние (4.25)	
<i>f</i> , ГГц	Поляр.	k	α	k	α	β	<i>x</i> <sub>2</sub>	$x_1$	<i>x</i> <sub>0</sub>
	H	0,02362	1,16339	0,02234	1,20856	-0,00771	-0,08951	0,04304	7,40E-05
12,5	V	0,02324	1,11401	0,02110	1,19228	-0,01336	-0,06007	0,03649	2,50E-05
	С	0,02328	1,14284	0,02176	1,19770	-0,00937	-0,07504	0,03977	5,30E-05
	Н	0,02602	1,15890	0,02450	1,20782	-0,00835	-0,09502	0,04675	7,60E-05
13,0	V	0,02566	1,10832	0,02314	1,19205	-0,01429	-0,06241	0,03955	2,40E-05
	С	0,02568	1,13763	0,02386	1,19750	-0,01022	-0,07916	0,04318	5,30E-05
	Н	0,06251	1,11604	0,05579	1,20823	-0,01574	-0,16532	0,09921	6,50E-05
18,65	V	0,06115	1,06363	0,05301	1,17943	-0,01977	-0,08652	0,08132	-9,0E-06
	С	0,06183	1,09125	0,05430	1,19649	-0,01797	-0,12917	0,09067	2,10E-05
	Н	0,07219	1,10721	0,06357	1,21031	-0,01760	-0,17766	0,11174	5,10E-05
19,77	V	0,07020	1,05675	0,06042	1,17845	-0,02078	-0,09060	0,09135	-2,2E-05
	С	0,07128	1,08279	0,06185	1,19792	-0,01965	-0,13769	0,10201	5,00E-06
	Н	0,08696	1,09453	0,07514	1,21302	-0,02023	-0,19086	0,12971	2,4E-05
21,3	V	0,08384	1,04738	0,07137	1,17796	-0,02229	-0,09463	0,10595	-4,3E-05
	С	0,08564	1,07100	0,07305	1,19994	-0,02201	-0,14641	0,11834	-2,3E-05
	Н	0,11519	1,07242	0,09657	1,21539	-0,02441	-0,19945	0,16055	-3,8E-05
23,8	V	0,10963	1,03148	0,09152	1,17789	-0,02499	-0,09455	0,13174	-9,0E-05
	С	0,11292	1,05102	0,09375	1,20186	-0,02575	-0,15010	0,14664	-8,2E-05
	Н	0,20187	1,01753	0,16025	1,20474	-0,03196	-0,13531	0,23426	-2,48E-04
29,65	V	0,18873	0,99015	0,15087	1,17171	-0,03099	-0,03933	0,19754	-2,55E-04
	С	0,19634	1,00198	0,15516	1,19284	-0,03258	-0,08730	0,21607	-2,72E-04
Н	Н	0,23876	0,99843	0,18718	1,19575	-0,03368	-0,08306	0,25899	-3,34E-04
31,7	V	0,22277	0,97483	0,17599	1,16595	-0,03262	0,00299	0,22093	-3,27E-04
	С	0,23192	0,98477	0,18119	1,18491	-0,03416	-0,03898	0,24000	-3,50E-04
	Н	0,35816	0,94765	0,27537	1,16078	-0,03638	0,13533	0,32258	-5,83E-04
37,5	V	0,33465	0,93195	0,25886	1,14014	-0,03554	0,18649	0,28379	-5,46E-04
	С	0,34764	0,93829	0,26677	1,15296	-0,03664	0,16376	0,30293	-5,79E-04
	Н	0,40543	0,93091	0,31092	1,14611	-0,03674	0,23367	0,34285	-6,70E-04
39,592	V	0,37957	0,91722	0,29259	1,12823	-0,03602	0,27225	0,30451	-6,26E-04
С	С	0,39370	0,92273	0,30144	1,13923	-0,03696	0,25606	0,32336	-6,61E-04
	Н	1,05831	0,45709	0,63447	0,87191	-0,07081	1,77895	0,13939	-8,40E-04
47,5	V	0,94266	0,52666	0,65217	0,82534	-0,05099	1,69522	0,15986	-8,19E-04
	С	0,99365	0,49450	0,64454	0,84543	-0,05990	1,73446	0,15005	-8,32E-04
	Н	0,64305	0,86377	0,49630	1,07379	-0,03585	0,76764	0,41915	-1,03E-03
49,49	V	0,60942	0,85573	0,47116	1,06436	-0,03561	0,75927	0,38509	-9,71E-04
.,,,,	С	0,62707	0,85909	0,48356	1,06979	-0,03597	0,76635	0,40172	-1,01E-03

*Таблица 4.14.* Значения коэффициентов в степенных аппроксимационных зависимостях для  $\gamma_{\rm d}$ 

Из [101] следует, что различие между коэффициентами ослабления в дожде  $\gamma_{\rm д}$  волн с горизонтальной и вертикальной поляризациями не превышает 10 %. Влияние несферичности капель на ослабление в дожде волн с разной поляризацией существенно меньше, чем влияние вида распределения капель по размерам.

При падении капли дождя не только сплющиваются, приобретая форму, близкую к сфероидальной, но и наклоняются относительно вертикальной или горизонтальной осей вследствие существования в атмосфере высотного градиента скорости ветра. При этом оси вращения капель перпендикулярны направлению ветра. Угол наклона капель определяется как угол между горизонтальной плоскостью и главной осью проекции дождевой капли на плоскость, перпендикулярную направлению распространения волн. Оценки, выполненные в работе [102] в предположении, что ветер направлен вдоль горизонтальной плоскости и скорость его убывает с высотой по линейному закону, показали, что угол наклона капель диаметром 3 мм на высоте 10 м над поверхностью Земли при скорости ветра 15 м/с может меняться в пределах 7...20°. Фотографирование падающих капель во время двух ливней с интенсивностью 28 мм/ч при скорости ветра 15 м/с показало [73], что имеет место сильная вариация углов наклона этих капель. В [103] разработана статистическая модель распределения углов наклона дождевых капель, основанная на использовании одномерного энергетического спектра турбулентности атмосферы в горизонтальном направлении.

# 4.8.3. Прогнозирование ослабления радиоволн на основе пространственных моделей зон дождя

Существует более 30 моделей дождя [57, 104], описывающих его пространственно-временную структуру, для прогнозирования статистики ослабления сантиметровых и миллиметровых волн на приземных и наклонных трассах. Наиболее распространенные модели и основанные на них методы прогнозирования статистики ослабления радиоволн в дождях описаны в [2–4,105]. Большинство методов являются эмпирическими, поскольку в них используются эффективные длины трасс в дожде, полученные из измерений ослабления на ряде частот.

Различают пространственные модели зон дождя для долгосрочного прогнозирования ослабления радиоволн и модели, позволяющие кроме прогноза имитировать в реальном времени поведение зоны дождя. К первому виду моделей относится модель МСЭ-Р, пригодная для долговременного глобального прогноза, но дающая большую погрешность при имитации динамики развития конкретной дождевой зоны.



Рис. 4.21. Геометрия наклонной радиотрассы наземная станция-бортовой ретранслятор: *А* – зона вымораживаемых осадков (снег, лед); *В* – линия верхней зоны дождя; *С* – зона жидких осадков; *D* – трасса Земля–стратосфера

f – частота, ГГц.

Оценка прогноза выполняется в такой последовательности.

1. Вычисляется эффективная высота дождя *h<sub>R</sub>*, км, при широте расположения наземной станции φ согласно Рекомендации МСЭ-Р *P*.839.

Для Северного полушария

$$h_R = \begin{cases} 5, 0 - 0,075(\varphi - 23) \text{ для } 23^\circ < \varphi; \\ 5, 0 \text{ для } 0^\circ \le \varphi \le 23^\circ. \end{cases}$$

Для Южного полушария

$$h_R = \begin{cases} 5,0 & \text{для } -21^\circ \le \phi \le 0^\circ; \\ 5,0+0,1(\phi+24) & \text{для } -71^\circ \le \phi < -21^\circ; \\ 0,0 & \text{для } \phi < -71^\circ. \end{cases}$$

2. Рассчитывается наклонная длина радиотрассы *l<sub>s</sub>*, км, ниже линии верхней зоны дождя:

$$l_{s} = \begin{cases} \frac{h_{R} - h_{s}}{\sin \theta} & \text{для } \theta \geq 5^{\circ} \\ \frac{2(h_{R} - h_{s})}{\left(\sin^{2}\theta + \frac{2(h_{R} - h_{s})}{8500}\right)^{1/2} + \sin \theta} & \text{для } \theta < 5^{\circ}. \end{cases}$$

Модель МСЭ-Р

Долговременный статистический прогноз затуханий из-за дождя в наклонной радиотрассе наземная станции—СВА (рис. 4.21) в диапазоне частот до 55 ГГц можно произвести согласно Рекомендации МСЭ-Р *Р.*618-7. Для этого требуются следующие параметры:

 $R_{0,01}$  — интенсивность дождевых осадков, мм/ч, со среднегодовой вероятностью 0,01 %;

*h<sub>s</sub>* – высота наземной станции над средним уровнем моря, км;

 $\theta$  – угол места;

 $\phi$  — абсолютная величина широты наземной станции, …°;

3. Вычисляется горизонтальная проекция  $l_G$ , км, наклонной радиотрассы:

$$l_G = l_s \cos\theta.$$

4. Определяется интенсивность дождевых осадков  $R_{0,01}$ , мм/ч, со среднегодовой вероятностью 0,01 % (время интегрирования — 1 мин). При отсутствии этой информации в местных метеорологических источниках ее можно получить из карт климатических дождевых зон, приведенных в Рекомендации МСЭ-Р *P*. 837.

5. Определяется ослабление в дожде  $\gamma_{\rm d}$ , дБ/км, в зависимости от интенсивности дождевых осадков  $R_{0.01}$ .

6. Рассчитывается горизонтальный коэффициент ослабления  $r_{0,01}$  для найденного  $R_{0.01}$ :

$$r_{0,01} = \{1 + 0, 78\sqrt{l_G \gamma_{\pi} / f} - 0, 38[1 - \exp(-2l_G)]\}^{-1}.$$

7. Рассчитывается вертикальный поправочный коэффициент  $\nu_{0,01}$  для 0,01% времени:

$$v_{0,01} = \left\{ 1 + \sqrt{\sin \theta} \left[ 31(1 - e^{-\theta/(1+\chi)}) \frac{\sqrt{l_R \gamma_{\pi}}}{f^2} - 0, 45 \right] \right\}^{-1},$$

где

$$\chi = \begin{cases} 36 - |\phi| & \text{для } |\phi| < 36^{\circ}; \\ 0 & \text{для } |\phi| > 36^{\circ}; \end{cases} \qquad I_R = \begin{cases} I_G r_{0,01} / \cos \theta & \text{для } \xi > \theta; \\ (h_R - h_s) / \sin \theta & \text{для } \xi \le \theta; \end{cases}$$
$$\xi = \arctan\left(\frac{h_R - h_s}{l_G r_{0,01}}\right).$$

8. Эффективная длина пути равна:

$$l_e = l_R v_{0,01}$$
, KM.

9. Рассчитывается прогнозируемое ослабление на радиотрассе для 0,01 %-ной среднегодовой вероятности осадков

$$L_{\mu 0,01} = \gamma_{\mu} l_e, \ дБ.$$

10. Рассчитывается прогнозируемое ослабление, дБ, на радиотрассе для среднегодовой вероятности осадков p = 0,001...5 %:

$$L_{\rm g}(p) = L_{\rm g0,01}(p/0,01)^{-[0,655+0,033\ln p - 0,045\ln L_{\rm g0,01} - \beta(1-p)\sin\theta]},$$

где

$$\beta = \begin{cases} 0 & \text{для } p \ge 1\% \text{ и } |\phi| \ge 36^\circ; \\ -0,005(|\phi| - 36) & \text{для } p < 1\% \text{ и } |\phi| < 36^\circ, \theta \ge 25^\circ; \\ -0,005(|\phi| - 36) + 1,8 - 4,25 \sin \theta & \text{для других комбинаций.} \end{cases}$$

На рис. 4.22 представлено прогнозируемое затухание в дожде  $L_{{}_{a0,01}}$ , рассчитанное при помощи выражений (4.20) и (4.22).



**Рис. 4.22.** Затухание в дожде на радиотрассе между наземной станцией и CBA (высота 20 км) в зависимости от интенсивности дождя для частот 28 (*a*) и 48 ГГц ( $\delta$ ) и при угле места, ...°: 1 - 20; 2 - 40; 3 - 60; 4 - 90

#### Модель Матриккиани

Согласно исследованиям Европейского Центра прогноза погоды *ECMWF* (*The European Centre for Medium-Range Weather Forecasts*) существенно лучший результат по сравнению с моделью МСЭ-Р демонстрирует модель Матриккиани [106, 107].

Модель Матриккиани рассматривает область выпадения дождя как двухуровневую структуру с постоянными вертикальными скоростями выпадения осадков. Первый уровень A, начинающийся от поверхности Земли, содержит капли дождя при температуре 20 °C. Второй (тающий) уровень B состоит из гидрометеоров с 0 °C.

Здесь теоретически получено соотношение между интенсивностью дождя на уровне *A* и скоростью осаждения на уровне *B*. Принято логарифмически нормальное распределение вероятности для интенсивности дождя как на уровне *A*, так и на уровне *B*. Однако, медианное значение интенсивности на уровне *B* в 3,134 раза

больше медианного значения на уровне *А*. Статистический процесс интенсивности дождя в пространстве также принят как логарифмически нормальный с функцией корреляции, определяемой из радиолокационных измерений.

Оценка прогноза выполняется в такой последовательности.

1. Рассчитывается условное распределение интенсивности дождя:

$$P_c(R) = P(R)/P_{\rm off},$$

где P(R) – долговременное распределение интенсивности дождя в процентах;  $P_{on}$  – процент дождливого времени (около 6 %, этот параметр не является критическим).

2. Рассчитывается среднее значение  $\mu_R$  и среднеквадратичное отклонение  $\sigma_R$  логарифмически нормальной модели для  $P_c(R)$ .

3. Интенсивность дождя в пространстве и затухание  $\gamma_{d} = kR^{\alpha}$  отвечают логарифмически нормальному распределению.

На *п*-й момент времени имеем событие

$$V(n) = k^{n} \exp\left\{\frac{\left(n\alpha\sigma_{R}\right)^{2} + 2n\alpha\mu_{R}}{2}\right\}, \ \mathrm{d}\mathbf{b}^{n}/\mathrm{KM}^{n},$$

и его дисперсию

$$S_0^2 = V(2)^2 - V(1)^2$$
, дБ<sup>2</sup>/км<sup>2</sup>.

4. Рассчитывается среднее значение μ и среднеквадратичное отклонение σ логарифмически нормального распределения:

$$\mu = \ln(M) - \sigma^2/2; \ \sigma^2 = \ln\left(\frac{S^2}{M^2} + 1\right),$$

где

$$M = V_A(1) I_A + V_B(1)(I_B - I_A), \ \mathsf{д}\mathsf{B},$$
$$S^2 = S_{0A}^2 I_A + 2S_{0B}S_{0A}I_{AB} + S_{0B}^2 I_B, \ \mathsf{d}\mathsf{B}^2.$$

Моменты  $V_A(1)$ ,  $V_B(1)$ ,  $S_{0A}$ ,  $S_{0B}$  рассчитываются при соответствующих  $\mu$ , k,  $\alpha$  двух уровней A и B. Дождевые пути  $l_A$  и  $l_B$  определяются следующим образом:

$$l_A = (H_A - h_s)/\sin\theta;$$
  

$$l_B = (H_B - h_s)/\sin\theta;$$
  

$$H_A = H_B - 0.4;$$

$$H_{B} = \begin{cases} 5 & \text{для } |\phi| < 23^{\circ}; \\ 5 - 0,075(|\phi| - 23) & \text{для } |\phi| \ge 23^{\circ}. \end{cases}$$

Величины  $I_A$ ,  $I_B$  и  $I_{AB}$  представляют собой интегралы от нормированной ковариационной функции c(x), которая является функцией расстояния x вдоль пути радиотрассы:

$$I_{A} = \int_{0}^{l_{A}} \int_{0}^{l_{B}} c(|x-y|) dx dy; \quad I_{B} = \int_{l_{A}}^{l_{B}} \int_{l_{A}}^{l_{B}} c(|x-y|) dx dy;$$
$$I_{AB} = \int_{0}^{l_{B}} \int_{l_{A}}^{l_{B}} c(|x-y|) dx dy; \quad c(x) = \frac{\{b(x)[\exp(\sigma_{R}^{2}) - 1] + 1\}^{\alpha_{1}\alpha_{2}} - 1}{\left[\left(e^{(\alpha_{1}\sigma_{R})^{2}} - 1\right) + \left(e^{(\alpha_{2}\sigma_{R})^{2}} - 1\right)\right]^{2}};$$

 $b(x) = \exp[-\beta(\theta)x]; \ \beta(\theta) = 0,46\cos\theta/\cos(32^\circ).$ 

#### 5. Рассчитывается вероятность ослабления $L_n$ , дБ:

$$P(L_{\mu}) = P_{\text{on}} Q\left[\frac{\ln(L_{\mu}) - \mu}{\sigma}\right] = \frac{P_{\text{on}}}{\sqrt{2\pi}} \int_{\underline{\ln(L_{\mu}) - \mu}}^{\infty} \exp(-y^2/2) \, dy,$$

где *Q*(.) – гауссова интегральная функция.

#### Модель в виде соосных цилиндров

На практике наибольшее распространение нашли модели дождевых зон в виде отдельных ячеек. Простейшей является модель дождевой ячейки в виде двух соосных цилиндров. Модель *Misme и Waldteufel* [2] разработана для случая наклонных трасс. В [108] при сравнении экспериментальных распределений ослабления в дожде на частоте 11,6 ГГц на трассе ИСЗ *SIRIO*—Земля и распределений, рассчитанных по моделям [2–4, 105] на основе одновременно измерявшихся распределений интенсивности дождя, было установлено, что наиболее точной является модель [2]. Немного уступает ей по точности модель [109], которая, по сути, представляет собой математическую формализацию модели [2].

Согласно модели [2] зона ливневого дождя представляет собой два соосных круговых цилиндра разных диаметров, высота которых *H* определяется максимальной интенсивностью дождя. В случае приземных трасс в соответствии с моделью [2] зона дождя представляется в виде двух концентрических кругов разных диаметров. Диаметр внутреннего круга  $d_n$ , ограничивающего ливневую часть дождя с максимальной интенсивностью  $R_n$ , мм/ч, определяется выражением:

$$d_{\pi} = 2,2 \ (R_{\pi}/100)^{-0,4}, \ \text{KM}.$$

Диаметр внешнего круга фоновой части  $d_{\phi}$  принимается равным 33 км, что характерно для ливневых внутримассовых дождей, 95 % общей площади которых занимает зона с площадью горизонтального сечения менее 103 км<sup>2</sup> [110].

#### Улучшенная модель Ассиса–Эинлофта

Первоначально модель Ассиса–Эинлофта (Assis M.S., Einloft C.M.) была разработана для наземной линии связи [111], а позднее доработана для расчетов радиотрасс Земля–космос [112]. Данная модель является дальнейшим развитием модели соосных цилиндров.

Процедура расчета по данной модели следующая.

1. Рассчитывается наклонная длина радиотрассы *l<sub>s</sub>*, км, ниже линии верхней зоны дождя:

$$I_{s} = \begin{cases} (h_{R} - h_{s})/\sin\theta & \text{для } \theta \ge 5^{\circ}; \\ 2(h_{R} - h_{s})/\{[\sin^{2}\theta + 2(h_{R} - h_{s})/8500]^{1/2} + \sin\theta\} & \text{для } \theta < 5^{\circ}, \end{cases}$$

где  $h_s$  – высота наземной станции над средним уровнем моря, км.

2. Находится горизонтальная проекция  $l_G$ , км, наклонной длины радиотрассы:

$$l_G = l_s \cos \theta$$
, км.

3. Для данной интенсивности дождя  $R_p$  рассчитываются параметры дождевой ячейки (рис. 4.23):

а) диаметр внутреннего цилиндра дождевой ячейки

$$D_i = 2,2(100/R_p)^{0,4}, \text{ KM};$$

б) интенсивность дождя на периметре дождевой ячейки диаметром 33 км

$$R_0 = 10[1 - \exp(0.0105 R_p)], \text{ MM/y}.$$

4. Определяется затухание, соответствующее  $R_p$ ,

$$L_{ns} = [kR_p^a D_i + kR_0^a (L - D_i)] / \cos \theta$$
, дБ, для  $h_R \le 33$  км × tg $\theta$ ;

$$L_{\rm pi} = [kR_p^a D_i + kR_0^a (33 - D_i)] / \cos \theta, \, {\rm дБ}, \, {\rm для} \, h_R > 33 \, {\rm KM} \times {
m tg}\theta,$$

где *h<sub>R</sub>* – эффективная высота дождя, км, согласно Рекомендации МСЭ-Р *P*.839.

5. Оценивается вероятность ослабления, вызываемого данной ячейкой дождя

$$p(L_{\rm IIS}) = p(R_{\rm P})l_G/D_i,\%$$



Рис. 4.23. Структура модели двойной концентричес-кой дождевой ячейки

#### Эллиптическая зона дождя

Модель [2], как и модель Ассиса—Эинлофта, не позволяет объяснить зависимость статистики ослабления радиоволн в дожде от направления трассы. Например, измеренные [113] в одном и том же наземном пункте интегральные распределения ослабления в дожде A на 11,6 ГГц на двух трассах ИСЗ *OTS*—Земля и ИСЗ *SIRIO*— Земля (угол между трассами составляет 30°) сильно отличаются друг от друга, при этом разница в величинах ослабления может достигать 30...50%. Эти факты невозможно объяснить, если представлять зону дождя в виде двух круговых соосных цилиндров, перемещающихся в пространстве случайным образом.

Результаты [113] можно объяснить, если учесть, что в действительности зона дождя в горизонтальном сечении является по форме эллиптической со средней величиной отношения большой оси к малой, равной примерно двум [110, 114], и предположить, что эллиптическая зона дождя при движении имеет преимущественное направление ориентации осей относительно преимущественного направления ветра на высоте 3 км над уровнем моря, определяющего перемещение зон дождя. При случайной ориентации эллиптической зоны дождя объяснить эти результаты не удается.

Из проведенных исследований [115] следует, что эллиптическая зона дождя при своем движении ориентируется таким образом, что в среднем большая ось эллипса перпендикулярна направлению ветра на высоте 2...3 км. Именно по этой причине ослабление на трассах "восток –запад" было больше, чем на трассах "север—юг".

Прямые радиолокационные исследования перемещения фронтальных дождей [116] также указывают на то, что зоны дождя вытянуты в направлении, перпендикулярном направлению перемещения зон.

На основании проведенных исследований [117] Сухониным Е.В. была предложена модель пространственной структуры интенсивности дождя для прогнозирования статистики ослабления радиоволн. Главное отличие (кроме эллиптичности зоны дождя) этой модели от всех разработанных к настоящему времени заключается во введении в модель дождя дополнительной метеорологической характеристики рассматриваемого района — преимущественного направления ветра во время дождей на высоте 3 км над уровнем моря, т.е. фактически преимущественного направления прихода устойчивых погодных фронтов, и учете определенной ориентации эллиптической по форме зоны дождя относительно этого направления. При прогнозировании среднегодовой или среднемесячной статистик ослабления миллиметровых волн в дождях требуются сведения об усредненной величине преимущественного направления ветра примерно за 20 лет наблюдений в рассматриваемом районе.

Согласно [117] зона дождя в горизонтальном сечении представляется в виде двух разных геометрических фигур с общим центром — центрального круга, размеры которого равны размерам ливневой части дождя, и эллипса, характеризующего его фоновую часть. В случае наклонных трасс модель трансформируется в два соосных цилиндра — внутренний круговой и внешний эллиптический. Геометрия модели дождя представлена на рис. 4.24. Предполагая, что отношение полуосей эллипса a/b = 2 и что площадь зоны дождя равна площади круговой зоны в модели [2] с  $d_{\phi} = 33$  км, получим 2a = 46,2 км и 2b = 23,1 км. Полная длина пути радиоволн в эллиптической зоне вычисляется по формуле:

$$l = 2r = 2ab[b^{2}\sin^{2}(\varphi - \xi) + a^{2}\cos^{2}(\varphi - \xi)]^{-1/2}$$

где  $\varphi$  — азимутальный угол преобладающего направления ветра во время дождей на высоте 3 км;  $\xi$  — азимутальный угол направления трассы. Длина пути в фоновой части  $l_{\varphi}$  находится как разность  $l_{\varphi} = l - d_{\pi}$ . Диаметр ливневой части  $d_{\pi}$  определяется, как и в [2], а интенсивность дождя в фоновой части — по формуле [2]:

$$R_{\rm th} = 10 \ [1 - \exp(-0.0105 R_{\rm tr})].$$

Как и в [2], предполагается, что высота слоя дождя H при  $R \le 5$  мм/ч определяется высотой нулевой изотермы атмосферы  $H_0$ , а при  $R \ge 10$  мм/ч — высотой  $H_z$ , соответствующей высоте изотермы  $-15^{\circ}$  С. В интервале интенсивностей 5 < R < 10 мм/ч для определения H необходимо провести интерполяцию в области величин H, изменяющихся от  $H_0$  до  $H_z$ .

Представление зоны дождя в виде двух цилиндров равносильно описанию зависимости интенсивности дождя от расстояния R(x) ступенчатой функцией, что существенно упрощает расчеты ослабления. В ряде работ R(x) описывается гауссовой и треугольной функциями, однако, это не приводит к повышению точности расчетов статистики ослабления радиоволн в дожде.

В [110] сравнивали интегральное распределение ослабления в дожде на 11,6 ГГц на трассе ИСЗ *SIRIO*—Земля, измерявшееся в течение 1980 г. на космической станции в *Spino d'Adda* (30 км от Милана, Италия), с распределением, рассчитанным на основе одновременно измерявшегося распределения его интенсивности. В [118] представлены результаты радиолокационных наблюдений за движением зон дождя в районе космической станции в *Spino d'Adda* на протяжении 1980 г. Согласно [114]

преимущественным направлением перемещения зон дождя было восточное. Данные, приведенные в [108, 118], позволили оценить статистику ослабления в дожде в указанном пункте по модели [117] и сравнить полученные результаты с результатами работы [2]. Результаты такого сравнения приведены на рис. 4.25 (направление на геостационарный ИСЗ *SIRIO* определялось по его положению на орбите — 15° з.д. и координатам наземной станции). На рис. 4.25 видно, что при использовании модели [117] согласие между измеренными и рассчитанными распределениями ослабления в дожде улучшается.



Рис. 4.24. Геометрия модели зоны дождя для прогнозирования ослабления радиоволн (сечение в горизонтальной плоскости): *1* – направление ветра; *2* – направление трассы; *3* – север



**Рис. 4.25.** Рассчитанные и измеренные при помощи ИСЗ *SIRIO* интегральные годовые распределения ослабления в дожде на частоте 11,6 ГГц (p – вероятность превышения  $L_{a}$ ): 1 – расчет по модели зоны дождя [2]; 2 – расчет по модели [114];  $\diamond$  – эксперимент

#### Экспоненциальная ячейка EXCELL

Хорошее согласие с экспериментальными данными для небольших зон дождей (до 30 км в диаметре) показывает экспоненциальная модель дождевой ячейки *EXCELL* (*Exponential Cell*).

В данной модели обширная дождевая зона разделяется на ряд локальных ячеек (рис. 4.26), для которых интенсивность дождя R, мм/ч, от расстояния l, км, от центра ячейки выражается следующим образом [119]:

$$R(r) = (R_{\rm M} + R_{low}) \exp(-r/r_0) - R_{low}, \text{ MM/Y}, \qquad (4.26)$$

где  $R_{\rm M}$  — пик (максимальное значение) интенсивности выпадения дождя в центре ячейки;  $r_0$  — размер ячейки ( $R_{\rm M}/e$ );  $R_{low}$  — наименьшая интенсивность дождя на границе ячейки, постоянный параметр, характеризующий климатическую зону, где располагается ячейка (вводится для того, чтобы поверхность дождевой области и функ-



**Рис. 4.26.** Модель отдельной экспоненциальной дождевой ячейки: a — схематическое представление;  $\delta$  — трехмерное представление

ции распределения вероятности интенсивности выпадения дождя P(R) не использовали нулевое значение R). Параметры ячейки  $r_0$  и  $R_{\rm M}$  характеризуют разные типы дождя. Затухание в дожде  $L_{\rm A}$ вдоль линии l радиотрассы, проходящей в этой дождевой ячейке, может быть определено путем интегрирования выражения (4.23) вдоль l:

$$L_{\mu} = \int_{l} kR^{\alpha} dl = k \int_{l} R(r_0, R_{\mu})^{\alpha} dl, \, \mu B.$$

Расстояние от центра ячейки  $r_{max}$ , где  $R(r_{max}) = 0$ , будет равно:

$$r_{\rm max} = r_0 \ln(1 + R_{\rm M}/R_{low})$$
, км.

Функции распределения вероятности интенсивности выпадения дождя P(R) и затухания в дожде  $P(L_{\rm a})$  зависят от параметров одиночной ячейки  $r_0$ ,  $R_{\rm M}$  и пространственной плотности ячеек  $N^*(r_0, R_{\rm M})$ , показывающей как много ячеек с данными параметрами в среднем существуют на единице площади. Последний параметр важен для теоретической оценки статистики затухания на отдельной радиолинии и для численного моделирования дождя.

Для каждой дождевой ячейки прежде всего должны быть рассчитаны так называемые зоны дождя ядра  $S_0(R)$ , т.е. площадь, в которой интенсивность дождя превышает определенное установленное значение. Из (4.26) можно получить:

$$S_0(R, r_0, R_{\rm M}) = \pi r_0^2 \ln \left( \frac{R_{\rm M} + R_{low}}{R + R_{low}} \right), \, {\rm KM}^2.$$
(4.27)

Эта величина учитывает индивидуальный вклад каждой ячейки дождя в общую статистику дождя *P*(*R*) согласно следующему выражению [120]:

$$P(R) = \int_{R}^{\infty} \int_{0}^{\infty} S_0(R, r_0, R_{\rm M}) N^*(r_0, R_{\rm M}) dr_0 dR_{\rm M} \,.$$
(4.28)

На основании экспериментальных данных в [120, 121] для  $N^*$  получено следующее выражение:

$$N^{*}(r_{0}, R_{M}) = N_{0}^{*}(R_{M}) \frac{1}{\overline{r_{0}}} \exp\{-[r_{0}/\overline{r_{0}}(R_{M})]\}, \ \kappa M^{-2}$$
(4.29)

где  $\overline{r}_0(R_{_{\rm M}})$  — средний радиус ячеек, выражение для которого при  $R_{_{\rm M}} > 5$  км имеет вид [121]:

$$\overline{r}_0(R_{\rm M}) = 1,7[(R_{\rm M}/6)^{-10} + (R_{\rm M}/6)^{-0.26}].$$

Подставив (4.29) и (4.27) в (4.28) и проинтегрировав по  $r_0/\bar{r_0}$ , получим:

$$N_0^*(R_{_{\mathrm{M}}}) = -\frac{1}{4\pi R_{_{\mathrm{M}}} \overline{r_0}^2(R_{_{\mathrm{M}}})} \frac{d^3 P(R)}{d(\ln R)^3}\Big|_{R=R_{_{\mathrm{M}}}}$$
  
 $N_0^*(R_{_{\mathrm{M}}}) = 0$ для  $R_{_{\mathrm{M}}} \le 5$  мм/ч.

Таблица 4.15. Параметры функции распределения в зависимости от дождевых зон МСЭ-Р

Дождевые зоны МСЭ-Р	$P_0$	Rasymp	R <sub>low</sub>	п
A	1,7.10-4	88	0,0117	4,86
В	$1,2.10^{-4}$	128	0,0762	5,35
C	1,3.10-4	168	0,1033	5,31
D	0,8.10-4	168	0,6917	6,49
E	$1,3.10^{-4}$	280	0,0676	5,02
F	$1,4.10^{-4}$	312	0,1562	5,19
G	0,9.10-4	260	1,0477	6,38
H	$1,2.10^{-4}$	332	0,3173	5,50
J	$1,0.10^{-4}$	220	7,8030	8,91
K	1,6.10-4	400	0,2339	5,17
L	$2,0.10^{-4}$	600	0,1592	4,82
M	1,9.10-4	480	0,8549	5,52
N	$2,1.10^{-4}$	720	1,0890	5,39
Р	$1,8.10^{-4}$	1000	4,2100	6,02
Q	1,2.10-4	680	52,800	11,0

Функция распределения вероятности P(R) может быть определена как

$$P(R) = P_0 \left[ \ln \left( \frac{R_{asymp} + R_{low}}{R + R_{low}} \right) \right]^n,$$

где  $P_0$ , *n*,  $R_{asymp}$  представлены в табл. 4.15 для дождевых зон, определенных МСЭ-Р в Рекомендации *P*.837. В общем случае  $P_0$  выбирается так, чтобы P(R) = 5% для R = 0 мм/ч, что принято для большинства местностей в Европе.

Модель *EXCELL* может быть использована для генерации реальной протяженной области дождя с неравномерным распределением R. Зона дождя, построенная из N отдельных экспоненциальных ячеек, представлена на рис. 4.27 [122].



Рис. 4.27. Двумерное распределение интенсивности дождя *К*-зоны МСЭ площадью 100×100 км<sup>2</sup>

#### Модель гибридной ячейки HYCELL

Чтобы преодолеть ограничения, накладываемые симметричной экспоненциальной моделью, предложено моделирование гибридной горизонтальной ячейки *HYCELL*, где структура ячейки дождя описывается при помощи двух компонентов: гауссовской и показательной. Для гибридной эллиптической ячейки дождя горизонтальное распределение интенсивности дождя в ячейке будет [123]:

$$R(x, y) = \begin{cases} R_G \exp\left[-\left(\frac{x^2}{a_G^2} + \frac{y^2}{b_G^2}\right)\right] & \text{для } R \ge R_1, \\ \\ R_E \exp\left[-\left(\frac{x^2}{a_E^2} + \frac{y^2}{b_E^2}\right)^{1/2}\right] & \text{для } R_2 \le R < R_1, \end{cases}$$

где  $R_G$ ,  $a_G$  и  $b_G$  – гауссовские компоненты: пиковая интенсивность, расстояния вдоль осей 0x и 0y, соответственно. Для данных компонентов интенсивность дождя

убывает с коэффициентом 1/e от  $R_G$ ;  $R_E$ ,  $a_E$  и  $b_E$  – экспоненциальные компоненты со схожими свойствами гауссовских компонентов;  $R_1$  – раздел между гауссовскими и экспоненциальными компонентами;  $R_2$  – порог применения модели по интенсивности дождя.

С концептуальной точки зрения гауссовские компоненты предназначены для описания конвекционной площади, в то время как экспоненциальные — для окрестностей выпадения осадков. При  $R_G = R_E = R_1$  гибридная модель становится экспоненциальной, а при  $R_1 = R_2$  – полностью гауссовской.

На рис. 4.28 представлено сравнение результатов радиолокационных измерений и имитации ячейки дождя при помощи моделей *HYCELL* и *EXCELL*. Ячейка представляет собой площадь расположения города Карлсруэ (*Karlsruhe*) в юго-западной Германии на момент времени 14 часов 14 минут 2 июня 1999 г.

#### Улучшенная экспоненциальная модель дождевой ячейки

Модель разработана авторами данной монографии и базируется на обобщенном экспоненциальном распределении вида [124]:

$$p(x) = \alpha / [2 \Gamma(1/\alpha)] \exp(-|x|^{\alpha}),$$

где  $\Gamma(1/\alpha)$  – гамма-функция; x – координата. При  $\alpha < 1$  данное выражение описывает распределение с очень пологими спадами, близкими по своим свойствам к распределению Коши. При  $\alpha = 1$  оно соответствует распределению Лапласа  $p(x) = (1/2)\exp(-|x|)$ , при  $\alpha = 2$  – нормальному распределению Гаусса  $p(x) = (1/\sqrt{\pi})\exp(-|x|^2)$ , при  $\alpha > 2$  оно описывает распределения, по своим свойствам близкие к трапецеидальным, и, наконец, при  $\alpha \to \infty$  соответствует равномерному распределению. Это позволяет использовать одну зависимость для описания ячейки дождя с более сложным и, следовательно, более реальным профилем распределения интенсивности дождя. Пример улучшенной экспоненциальной модели дождевой ячейки для случая, представленного на рис. 4.28, показан на рис. 4.29. Здесь использован следующий вид распределения:

$$R = R_m \exp(-|x/a|^{\alpha}),$$

где

$$R_m = \begin{cases} R_0 & \text{при } x \le x_1, a = 1, \alpha = 2; \\ R_1 & \text{при } x_1 < x \le x_2, a = 2, \alpha = 8; \\ R_2 & \text{при } x_2 < x \le x_3, a = 3, 5, \alpha = 8; \\ R_3 & \text{при } x > x_3, a = 2, \alpha = 1; \\ x_i = a \sqrt[\alpha]{-\ln(R_i/R_{i-1})}, i = 1, 2, 3. \end{cases}$$



**Рис. 4.28.** Результаты радиолокационных измерений (*a*) и имитации ячейки дождя при помощи моделей *HYCELL* (*б*), *EXCELL* (*в*)



Рис. 4.29. Улучшенная экспоненциальная модель дождевой ячейки: a – зависимость интенсивности дождя от расстояния от центра ячейки;  $\delta$  – топологическое представление распределения интенсивности дождя в горизонтальной плоскости

В данном случае  $R_0 = 65,5$ ;  $R_1 = 40$ ;  $R_2 = 20$ ;  $R_3 = 20$ . На рис. 4.29 обозначены цифрами следующие распределения:  $I - \Gamma$ аусса; 2, 3 - p(x) = $= R_{1,2} \exp(-|x/a|^8)$ ;  $4 - \Lambda$ апласа; 5 результирующее.

Эффективная высота дождя  $h_r$  определяется выражением:

$$h_r = 0,0015R + 2,7/\lg(0,3R + 1,5).$$

Таким образом, модели *HYCELL* и *EXCELL* являются частными случаями предложенной улучшенной экспоненциальной модели, которая хорошо согласуется с измеренными данными для ячеек среднего размера — до 50...60 км.

## 4.9. Рассеяние на гидрометеорах

Поскольку радиоволны, особенно миллиметрового диапазона, не только поглощаются, но и рассеиваются частицами гидрометеоров, это рассеяние необходимо учитывать при измерениях ослабления волн в осадках по их радиотепловому излучению и при оценке работы различных радиосистем. При этом следует различать эффекты однократного и многократного рассеяния. Многократное рассеяние влияет на когерентность сигнала и радиояркостную температуру слоя гидрометеоров. Помехи же между соседними линиями связи при наличии осадков практически полностью определяются индикатрисой рассеяния единичного объема. Очень часто при рассмотрении электромагнитной совместимости (ЭМС) нескольких радиосистем, работающих на частотах выше 12 ГГц, не учитывается влияние рассеяния в осадках, что приводит к большим погрешностям прогноза взаимовлияния между системами.

Большинство работ по рассеянию миллиметровых волн в гидрометеорах посвящено дождям, так как в дождях по сравнению со снегопадами рассеяние больше и может значительно точнее оцениваться теоретически.

## 4.9.1. Фазовый сдвиг при распространении радиоволны в дожде

Фазовый сдвиг при распространении электромагнитной волны в однородной среде с *N* одинаковыми сферическими частицами на единицу объема равен [28]:

$$\Phi = -\frac{\lambda^2 N}{2\pi} \operatorname{Im} S(0), \text{ рад/единица длины;}$$
$$\Phi = -\frac{\lambda^2 N}{2\pi} \operatorname{Im} S(0) \frac{180}{\pi}, \dots^{\circ}/\mathrm{M},$$

где S(0) определяется выражением (4.17).

С учетом распределения реальных капель дождя по их размерам относительно интенсивности самого дождя, как это было сделано для (4.21), имеем:

$$\Phi = -\frac{9\lambda^2}{\pi^2} 10^6 \sum pN(D) \operatorname{Im} S(0), \ ...^{\circ}/\mathrm{KM},$$
(4.30)

где *D* и λ в см.

Задавшись распределением капель по размерам Лоуса–Парсонса, интенсивностью дождя в диапазоне от 0,25 до 150 мм/ч (табл. 4.6) и частотой 11 ГГц, в качестве примера при помощи (4.30) определим соответствующий фазовый сдвиг Ф. Результаты расчета по (4.30) сведены в табл. 4.16.

Ф,°/км	<i>R</i> , мм/ч	Ф,°/км	<i>R</i> , мм/ч
0,4119	0,25	23,190	25,0
1,655	1,25	42,740	50,0
3,040	2,5	78,590	100,0
5,601	5,0	112,160	150,0
12,580	12,5		

Таблица 4.16. Зависимость фазового сдвига от интенсивности дождя

## 4.9.2. Индикатрисы рассеяния единичного объема дождя

Сведения об индикатрисе рассеяния единичного объема дождя (угловое распределение рассеянного излучения) необходимы при оценке взаимных помех в наземных и космических линиях, работающих на одной и той же частоте, а также при аналитическом решении уравнения переноса излучения, когда исследуются эффекты многократного рассеяния радиоволн на гидрометеорах.

Нормированная индикатриса рассеяния для единичного объема дождя может быть записана в следующем виде [28]:

$$Y(\theta, m, x) = \frac{\int_{0}^{\infty} D^{2}Q_{sca}y(m, x, \theta)N(D)dD}{\int_{0}^{\infty} D^{2}Q_{sca}N(D)dD}$$

где  $\theta$  — угол рассеяния;  $y(m, x, \theta)$  — индикатриса рассеяния для одной капли дождя диаметром D; m — комплексный показатель преломления воды;  $x = \pi D/\lambda$ ;  $\lambda$  — длина волны; N(D) — распределение капель по размерам;  $Q_{sca}$  — фактор эффективности рассеяния сферической частицей, рассчитываемый по (4.13).

Индикатриса рассеяния для одной капли определяется выражением:

$$y(m, x, \theta) = \frac{|S_1(\theta)|^2 + |S_2(\theta)|^2}{2\pi x^2 Q_{sca}},$$

где  $S_1(\theta)$  и  $S_2(\theta)$  – амплитудные функции, рассмотренные в разделе 4.5.2.

Результаты расчетов зависимости  $Y(\theta)$  при температуре 20 °С для дождей с разной интенсивностью R в случае распределения капель по размерам Маршалла– Палмера представлены на рис. 4.30 ( $\lambda = 9$  мм) [125]. Угол рассеяния отсчитывается от направления рассеяния вперед. Анализ полученных результатов показывает, что в коротковолновой части миллиметрового диапазона преобладает рассеяние вперед, а в длинноволновой части интенсивности излучения, рассеянного дождем вперед и назад, примерно одинаковы. С увеличением интенсивности дождя R рассеянная вперед интенсивность также увеличивается, при этом интенсивность излучения, рассеянного назад, немного уменьшается.





**Рис. 4.30.** Нормированные индикатрисы рассеяния дождей с разной интенсивностью R на волне 9 мм при  $t = 20^{\circ}$  C, мм/ч: I - R = 1; 2 - R = 10; 3 - R = 100

**Рис. 4.31.** Зависимости коэффициента асимметрии рассеяния в дождях разной интенсивности R от длины волны излучения при t = 20 °C, мм/ч: 1 - R = 1; 2 - R = 5; 3 - R = 20; 4 - R = 100

О том, как изменяется величина рассеянной вперед интенсивности излучения на разных длинах волн и при разной интенсивности дождя R, позволяет судить рис. 4.31 [125], на котором приведены зависимости коэффициента асимметрии рассеяния  $K = Y(0^{\circ})/Y(180^{\circ})$  от  $\lambda$  при разных R. При снижении температуры капель от 20 до  $-10 \,^{\circ}$ С коэффициент асимметрии рассеяния возрастает независимо от длины волны примерно в 1,5 раза.

)	<i>R</i> , мм/ч						
λ, ΜΜ	1	5	10	20	40	100	
2	0,23	0,75	1,22	1,95	3,1	6,64	
4	0,11	0,51	0,92	1,62	2,75	5,4	
6	0,04	0,28	0,57	1,1	2,05	4,4	
8	0,018	0,14	0,32	0,69	1,39	3,3	

*Таблица 4.17.* Коэффициенты рассеяния дождя  $k_{sca}$ , км<sup>-1</sup>

Полученные результаты могут быть использованы на практике для оценки взаимных помех как космических, так и наземных линий связи. При этом, кроме безразмерных нормированных величин  $Y(\theta)$ , необходимы данные по коэффициентам рассеяния в дожде  $k_{sca}$ , на основе которых можно оценить ненормированную индикатрису рассеяния  $\sigma_{sca}(\theta) = k_{sca}Y(\theta)$ . Величины  $k_{sca}$ , рассчитанные при t = 20 °C с распределением капель по размерам Маршалла–Палмера, приведены в табл. 4.17 в зависимости от длины волны и интенсивности дождя.

Уровень взаимных помех при работе двух линий связи в условиях дождя можно оценить, исходя из следующего соотношения [126]:

$$P_{\text{прм}} = \frac{P_{\text{прд}}\lambda^2 G_1 G_2}{(4\pi)^3} \int_V \frac{\sigma_{sca}(\theta)}{r_1^2 r_2^2} \exp\left(-\int_I \gamma_{d}(s) ds\right) dV,$$

где  $P_{\rm npd}$  – передаваемая мощность;  $P_{\rm npm}$  – мощность принимаемого рассеянного в дожде излучения;  $G_1$  и  $G_2$  – коэффициенты направленного действия соответственно передающей и приемной антенн; V – объем рассеяния волн дождем, определяемый областью пересечения диаграмм направленности антенн;  $r_1$  и  $r_2$  – расстояния от объема рассеяния соответственно до передающей и приемной станций двух разных линий;  $\gamma_{\rm d}(s)$  – коэффициент ослабления волн в дожде и газах атмосферы; l – длина трассы в дожде.

Если  $\sigma_{sca}(\theta)$  является непрерывной функцией в области *V*, а интенсивность дождя однородна в пространстве, то, применяя теорему о среднем, получим формулу [125]:

$$P_{\text{прм}} = \frac{P_{\text{прд}} \lambda^2 G_1 G_2}{(4\pi)^3} \left[\sigma_{sca}(\theta) Y(\theta)\right]_0 \exp\left(-\int_I \gamma_{d}(s) ds\right) \frac{V_G}{r_1^2 r_2^2},$$

где  $V_G$  – объем, занимаемый диаграммой направленности антенны наземной станции;  $[\sigma_{sca}(\theta) Y(\theta)]_0$  – коэффициент рассеяния в дожде в средней точке объема V.

### 4.9.3. Эффекты деполяризации

Отношение сигнал/шум *С*/*N* для ТСВА в общем случае будет иметь следующий вид:

$$\frac{1}{(C/N)_{T}} = \frac{1}{(C/N)_{U}} \frac{1}{(C/N)_{D}} \frac{1}{(C/N)_{IM}} \frac{1}{(C/N)},$$

где  $(C/N)_U$  – отношение сигнал/шум для радиолинии вверх от наземной станции на CBA;  $(C/N)_D$  – отношение сигнал/шум для радиолинии вниз от CBA к наземной станции;  $(C/N)_{IM}$  – отношение сигнал/шум вследствие интермодуляционных продук-

тов между соседними каналами; (*C*/*N*) – отношение сигнал/шум вследствие деполяризации сигнала в атмосфере.

Ухудшение C/N по сравнению с номинальным отношением (C/N)<sub>ном</sub> вследствие атмосферных эффектов деполяризации можно записать в виде [57]:

$$C/N = -10 \lg \left[ 10^{-\left(\frac{(C/N)_{HOM}-A}{10}\right)} + 10^{-XPD/10} \right],$$

где *XPD* – кроссполяризационная развязка; *А* – двунаправленное затухание.

Для долговременного статистического определения изменения кроссполяризации при прохождении радиоволн через гидрометеоры можно воспользоваться методом, предлагаемым Рекомендацией МСЭ-Р *P.*618.

Входные параметры для расчета:  $L_{\rm g}$  – затухание в дожде, дБ, для заданного процента времени *p*;  $\tau$  – угол отклонения от линейно поляризованного вектора электрического поля (для круговой поляризации  $\tau = 45^{\circ}$ ); *f* – частота, ГГц;  $\theta$  – угол места радиолинии, ...°.

Оценка ХРД выполняется в такой последовательности.

1. Рассчитывается частотно-зависимый компонент

$$C_f = 30 \log f$$
для  $8 \le f$ , ГГц  $\le 35$ .

2. Вычисляется компонент, зависящий от затухания в дожде,

$$C_{La} = V(f) \log L_{a},$$

где  $V(f) = 12,8f^{0,19}$  для  $8 \le f$ , ГГц  $\le 20$ ; V(f) = 22,6 для 20 < f, ГГц  $\le 35$ .

3. Рассчитывается коэффициент улучшения поляризации

$$C_{\tau} = -10 \log[1 - 0.484(1 + \cos 4\tau)].$$

Коэффициент  $C_{\tau} = 0$  для  $\tau = 45^{\circ}$  и достигает максимальной величины 15 дБ для  $\tau = 0^{\circ}$  или 90°.

4. Вычисляется компонент, зависящий от угла места,

$$C_{\theta} = -40 \log(\cos \theta)$$
 для  $\theta \le 60^{\circ}$ .

5. Рассчитывается компонент, зависящий от угла наклона,

$$C_{\sigma} = 0,0052 \,\sigma^2$$

где  $\sigma$  – эффективное стандартное отклонение распределения угла наклона дождевых капель, …°. При этом  $\sigma$  может принимать значения 0°, 5°, 10° и 15° соответственно для 1%, 0,1%, 0,01% и 0,001% времени.

6. Определяется ХРД в дожде, не превышающем времени р %:

$$XPD_{\mu} = C_f - C_{L\mu} + C_{\theta} + C_{\tau} + C_{\sigma}, \ \mu E_{\sigma}$$

7. Рассчитывается компонент, зависящий от кристаллов льда,

$$C_{ice} = XPD_{\pi} \times (0,3 + 0,1\log p)/2,$$
дБ.

8. Определяется ХРД, не превышающее время р %, включая эффекты во льду,

$$XPD_p = XPD_{\pi} - C_{ice}, \, \mathrm{д}\mathrm{E}.$$

Дополнительную информацию о деполяризации в микроволновом диапазоне можно получить из [60, 127–130].

### 4.10. Тропосферная сцинтилляция



**Рис. 4.32.** Типичная временная (*t*) зависимость флуктуации ослабления *L* радиоволн при дожде и сцинтилляции

Типичная временная зависимость флуктуации ослабления радиоволн при дожде и сцинтилляции представлена на рис. 4.32. Существующие расчетные оценки замираний сигнала вследствие тропосферной сцинтилляции в основном носят эмпирический характер.

В диапазоне частот от 7 до 20 ГГц для расчета амплитудной сцинтилляции может быть использована модель Рекомендации МСЭ-Р *Р.*618-7 при углах места  $\theta$  больше 4°. Входными

параметрами данной модели служат: t – средняя поверхностная температура окружающей среды за период одного или более месяцев, °*C*; *H* – средняя поверхностная относительная влажность за период одного или более месяцев, %; f – частота,  $\Gamma\Gamma\mu$ , где  $4 \le f$ ,  $\Gamma\Gamma\mu \le 20$ ;  $\theta$  – угол места радиолинии, ...°; *D* – физический диаметр антенны наземной станции, м;  $\eta$  – к.п.д. антенны (можно принять равным 0,5).

Оценка сцинтилляции выполняется в такой последовательности.

1. Для величины *t* рассчитывается давление насыщенного водяного пара *e<sub>s</sub>*, гПа, согласно Рекомендации МСЭ-Р *P*.453.

2. Вычисляется коэффициент рефракции радиоволн  $N_{wet}$  вследствие наличия водяного пара, соответствующий  $e_s$ , t и H, как показано в Рекомендации МСЭ-Р *P*.453.

3. Рассчитывается стандартная дисперсия сигнальной амплитуды  $\sigma_a$ 

 $σ_a = 3,6.10^{-3} + 10^{-4} \cdot N_{wet}, дБ.$ 

4. Вычисляется эффективная длина радиотрассы

$$l = \frac{2h_{l}}{\sqrt{\sin^{2}\theta + 2,35 \cdot 10^{-4}} + \sin\theta}, \text{ M},$$

где  $h_l$  – высота турбулентного слоя, обычно принимается  $h_l = 1000$  м.

5. Оценивается эффективный диаметр антенны

$$D_{eff} = D\sqrt{\eta}$$
, м.

6. Рассчитывается усредняющий фактор

$$g(x) = \left\{3,86(x^2+1)^{11/12}\sin\left[\frac{11}{6}\arctan\frac{1}{x}\right] - 7,08x^{5/6}\right\}^{1/2}$$

где  $x = 1,22D_{eff}^2(f/l).$ 

7. Вычисляется стандартная дисперсия сигнала для рассматриваемого периода времени и пути распространения радиоволны

$$\sigma = \sigma_a f^{7/12} g(x) / (\sin \theta)^{1,2}$$

8. Рассчитывается временной процентный коэффициент a(p) для периода времени p, который может изменяться в пределах 0.01 < p.% < 50,

$$a(p) = -0,061(\lg p)^3 + 0,072(\lg p)^2 + 1,71\lg p + 3,0.$$

9. Оценивается глубина сцинтилляционных замираний для процентного времени *р* 

$$L_{cu}(p) = a(p) \sigma, дБ.$$

Согласно [131, 132] среднемесячное значение  $\ln(\sigma^2)$ , обозначаемое как *m*, для частот 18, 40 и 50 ГГц может быть определено по формуле:

$$m = \ln\left[g^{2}(D_{eff})\left(\frac{2\pi}{\lambda}\right)^{1,166}(\sin\theta)^{-2,4}\right] + m_{n},$$

где  $m_n = -15,84 + 0,1235T;$  T – среднемесячная температура на поверхности Земли, ° $C; \lambda$  – длина волны, м;  $g^2(D_{eff})$  – антенная усредняющая функция.

Отметим, что в данной модели высота турбулентности составляет

$$h_1 = 2058 + 94, 5T, \text{ M}.$$

## 4.11. Выводы

1. Ослабление электромагнитного излучения в атмосфере определяется поглощением и рассеянием атмосферными гидрометеорами и газами.

2. Только на приземных трассах гидрометеоры можно рассматривать как достаточно однородную массу, состоящую из сформировавшихся капель или частиц с одним определенным распределением по размерам.

3. На радиотрассе от наземной станции к СВА радиоволны проходят все уровни формирования наземных осадков и облаков, где размеры капель или частиц могут сильно различаться.

4. На основе имеющихся статистических данных относительно структуры осадков предложена объединенная модель системы облако—дождь, которая состоит из, не менее чем, трех слоев: от верхней границы облака до высоты таяния кристаллов (высоты нулевой изотермы атмосферы) имеется слой из мелких капель и сухих кристаллов льда; затем имеется слой таяния кристаллов и область между нижней границей зоны таяния и земной поверхностью, заполненная дождем. Эта модель позволяет однозначно интерпретировать результаты радиофизических измерений вследствие принципиальной возможности радиолокационного обнаружения и выделения трех перечисленных слоев системы облако—дождь.

5. В данной модели учитываются следующие виды ослабления при прохождении радиоволн через тропосферу и стратосферу: в газах атмосферы  $L_a = L_K + L_B (L_K - B кислороде и сухом воздухе; L_B - в парах воды), в облаках <math>L_c$ , в тающем слое  $L_{mil}$ , в дожде  $L_a$ , тропосферная сцинтилляция (мерцание)  $L_{cu}$ .

6. По каждому виду ослаблений, которые входят в объединенную модель, представлены расчетные соотношения.

7. Представлены пространственные модели ячеек дождя для прогнозирования ослабления радиоволн с учетом конкретного распределения возможной зоны дождя.

8. Рассмотрено влияние эффектов рассеяния на гидрометеорах: фазовый сдвиг при распространении радиоволны в дожде, индикатрисы рассеяния единичного объема дождя, эффекты деполяризации.

9. Предложенная объединенная модель ослабления в тропосфере и стратосфере может быть использована и для спутниковых линий связи при учете в ней ослабления и сцинтилляции в ионосфере.

10. Основными особенностями радиолинии TCBA по сравнению со спутниковой линией связи являются: более высокие достижимые уровни мощности, сильная зависимость уровня мощности от гидрометеоров, существенно меньшая длина радиотрассы.

#### Список литературы

1. *Мак-Картни Э*. Оптика атмосферы. Рассеяние света молекулами и частицами. – М.: Мир, 1979. – 430 с.

2. *Misme P., Waldteufel P.* A model for attenuation by precipitation on microwave Earth-space link // Radio Sci. - 1980. - **15**, N 3. - P. 655–665.

3. *Lin S.H.* Empirical rain attenuation model for Earth-satellite paths // IEEE Trans. Commun. – 1979. – 27, N 6. – P. 812–817.

4. *Crane K.R.* Prediction of attenuation by rain // IEEE Trans. Commun. – 1980. – **28**, N 6. – P. 1717–1733.

5. Arbesser-Rastburg B. R., Paraboni A. European research on Ka-band slant path propagation // Proc. IEEE. - 1997. - 85, N 6. - P. 843-852.

6. *Panagopoulos A.D., Arapoglou P.-D. M., Cottis P.G.* Satellite communications at Ku, Ka, and V bands: Propagation impairments and mitigation techniques // IEEE Communications Surveys & Tutorials. – 2004. – **6**, N 3.– P. 2–14.

7. *Ventouras S., Wrench C.L.* Measured slant path attenuation and rainfall statistics in southern England in relation to ITU-R predictions // 1<sup>st</sup> International Workshop COST 280 "Propagation Impairment Mitigation for Millimetre Wave Radio Systems", 1–3 July 2002, Malvern, UK. – Malvern: QinetiQ, 2002. – P. 1–10.

8. Dissanayake A.W., Allnutt J.E., Haidara F. A prediction model that combines rain attenuation and other propagation impairments along Earth-satellite paths // IEEE Trans. Antennas and Propagat. – 1997. – 45, N 10. – P. 1546–1558.

9. *Кравчук С.А.* Моделирование распространения волн сантиметрового и миллиметрового диапазонов в тропосфере и стратосфере для прогнозирования линий связи стратосферных и спутниковых систем // Матер. 15-й Междунар. конф. КрыМиКо'2005, 12–16 сентября 2005 г. – Севастополь, 2005. – С. 290– 291.

10. Калмыков Ю.П., Титов С.В. О спектре поглощения молекулярного кислорода в 10-ТГц диапазоне частот // Радиофизика. – 1989. – **32**, № 8. – С. 933–944. (Известия ВУЗов).

11. Калмыков Ю.П., Титов С.В. К теории молекулярного поглощения сантиметровых и миллиметровых волн в кислороде // Радиотехника и электроника. – 1991. – **36**, № 12. – С. 2281–2290.

12. Калмыков Ю.П., Титов С.В. О форме линии поглощения вращательных спектров полярных газов в приближении моделей сильных столкновений // Оптика и спектроскопия. – 1992. – **72**, № 1. – С. 49–55.

13. Kalmykov Yu. P., Titov S.V. A semiclassical theory of dielectric relaxation and absorption in polar fluids: Memory function approach to the extended rotational diffusion models // Relaxation Phenomena in Condensed Matter, Ed. W.T.Coffey, Advances in Chemical Physics, **87**. – New York: Wiley, 1994. – P. 31–122.

14. *Калмыков Ю.П., Титов С.В.* Молекулярное поглощение миллиметровых и субмиллиметровых волн в атмосферном кислороде и водяном паре // Электромагнитные волны и электронные системы. – 1997. – **2**, № 4. – С. 80–86.

15. Калмыков Ю.П., Титов С.В. Обобщенная вращательная диффузия и молекулярное поглощение в газах: метод функций памяти // Зарубежная радиоэлектроника. – 1998. – № 9. – С. 32–50.

16. Калмыков Ю.П., Новскова Т.А., Титов С.В. Спектр поглощения молекулярного кислорода в диапазоне частот 50–70 ГГц: уширение давлением в рамках модели *J*-диффузии // Радиотехника и электроника. – 1998. – **43**, № 5. – С. 613–621. 17. *Факторы*, влияющие на распространение мм волн в приземном слое атмосферы / Г.К. Загорин, А.Ю. Зражевский, Е.В. Коньков и др. // Журн. радиоэлектроники. – 2001. – № 8. – С. 1–24.

18. Калмыков Ю.П., Титов С.В. Квантовая дипольная автокорреляционная функция модели свободного вращения // Радиотехника и электроника. – 1987. – **32**, № 9. – С. 1902–1908.

19. Калмыков Ю.П., Титов С.В. О поглощении миллиметровых и субмиллиметровых радиоволн в водяном паре // Оптика и спектроскопия. – 1993. – 75, № 3. – С. 610–616.

20. Kalmykov Yu. P., Titov S. V. Dielectric relaxation and extended rotational diffusion of asymmetric top molecules with account of finite duration of collisions // J. Molecular Structure. – 1999. – **479**. – P. 123–133.

21. Kalmykov Yu. P., Titov S. V. Dielectric relaxation and a generalized model of rotational diffusion of asymmetric-top molecules with regard for finite collision time // Chem. Phys. Reports. – 1999. – 17, N 12. – P. 2371–2388.

22. Калмыков Ю.П., Титов С.В. Спектральные моменты и ориентационные корреляционные функции молекул типа асимметричного волчка // Оптика и спектроскопия. – 2000. – **89**, № 1. – С. 29–36.

23. Соколов А.В., Сухонин Е.В. Ослабление миллиметровых волн в толще атмосферы // Итоги науки и техники. Сер. Радиотехника. – М.: ВИНИТИ, 1980. – **20**. – С. 107–205.

24. Альтернативный метод определения координационного расстояния для распространения радиоволн по моде (1), описанной в отчете 382. Доп. 1 к Отчету 382-5. // Совместное использование частот и координация между системами фиксированной спутниковой службы и радиорелейными системами. Рекомендации и отчеты МККР. Тома 4 и 9, часть 2. – Москва-Дубровник: МСЭ, 1986. – С. 132–134.

25. *Martellucci A., Rastburg B. A., Munoz I. M.* Improved climatological databases for modelling of clear-air propagation effects // Meeting and Joint Workshop with COST272 "Propagation Impairment Mitigation for Millimeter Wave Radio Systems", May 2003. – Noordwijk: ESTEC, 2003. – P. 5-043–5-048.

26. Schelleng J.C., Burrows C.R., Ferell E.B. Ultra-shortwave propagation // Proc. IRE.- 1933. - 21, N 3. - P. 427-463.

27. Справочник по радиолокации: В 4-х т. Т. 1. Основы радиолокации / Под ред М. Сколника. – М.: Сов. радио, 1976. – 456 с.

28. Ван де Хюлст Г. Рассеяние света малыми частицами. – М.: Изд-во иностр. лит., 1961. – 346 с.

29. Воробьев В.В. Тепловое самовоздействие лазерного излучения в атмосфере. – М.: Наука, 1987. – 420 с.

30. Гуди Р. Атмосферная радиация. — М.: Мир, 1966. — 376 с.

31. Золотарев В.М., Морозов В.Н., Смирнова Е.В. Оптические постоянные природных и технических сред. – Л.: Химия, 1984. – 412 с.

32. Shaaf J.W., Williams D. Optic constants of ice in the infrared // J. of Opt. Soc. Amer. -1973. - 63, N 6. - P. 726-732.

33. Warren S.G. Optical constants of ice from ultraviolet to the microwave // Appl. Opt. -1984. -23, N 8. -P. 1206-1225.

34. Кондратьев К.Я., Москаленко Н.И., Поздняков Д.В. Атмосферный аэрозоль. – Л.: Гидрометеоиздат, 1983. – 348 с.

35. Deirmendjian D. Far-infrared and submillimeter wave attenuation by clouds and rain // J. Appl. Met. – 1975. – 14, N 12. – P. 1584–1593.

36. Волковицкий О.А., Павлова Л.Н., Петрушин А.Г. Оптические свойства кристаллических облаков. – Л.: Гидрометеоиздат, 1984. – 320 с.

37. Lord Rayleigh. On the incidence of aerial and electric waves upon small obstacles in the form of ellipsoids or elliptic cylinders, and on the passage of electric waves through a circular aperture in a conducting screen // Phil. Mag. -1897. -44. -P. 28-52.

38. *Mie G*. Beiträge zur Optik trüber Medien, speziell kolloidaler Metallösungen // Ann. Physik. – 1908. – **25**. – P. 377–445.

39. *Mishchenko M.I., Travis L.D., Lacis A.A.* Scattering, absorption and emission of light by small particles. – New York: Goddard Institute for Space Studies, 2004. – 488 p.

40. Вычислительные методы в электродинамике / Под ред. Р. Митры. - М.: Мир, 1977. - 486 с.

41. *Tsang L., Kong J.A., Ding K.-H.* Scattering of electromagnetic waves. Vol. 1. Theories and applications. – New York: John Wiley & Sons, 2000. – 436 p.

42. *Scattering* of electromagnetic waves. Vol. 2. Numerical Simulations / L. Tsang, J.A. Kong, K.-H. Ding, C.O. Ao. – New York: John Wiley & Sons, 2001. – 724 p.

43. *Tsang L., Kong J. A.* Scattering of electromagnetic waves. Vol. 3. Advanced Topics. – New York: John Wiley & Sons, 2001. – 424 p.

44. Григорьев А.Д. Электродинамика и техника СВЧ. – М.: Высшая шк., 1990. – 335 с.

45. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике для научных работников и инженеров. – М.: Наука, 1984. – 832 с.

46. Поршнев С.В. Вычислительная математика. Курс лекций. – СПб.: БХВ-Петербург, 2004. – 320 с.

47. Sadiku M.N.O. Numerical techniques in electromagnetics. – London, New-York, Washington: CRC Press, 2001. – 750 p.

48. Вайнштейн Л.А. Электромагнитные волны. – М.: Радио и связь, 1988. – 440 с.

49. Справочник по специальным функциям с формулами, графиками и таблицами / Под ред. М. Абрамовица, И. Стиган. – М.: Наука, 1979. – 832 с.

50. Стрэттон Дж. Теория электромагнетизма. – М.-Л.: Гостехиздат, 1948. – 414 с.

51. Slobin D. S. Microwave noise temperature and attenuation of clouds: Statistics of these effects at various sites in the United States, Alaska, and Hawaii // Radio Sci. - 1982. - 17. - P. 1443-1454.

52. Altshuler E. A., Marr R. A. Cloud attenuation at millimeter wavelengths // IEEE Trans. Antennas and Propagat. – 1989. – **37**. – P. 1473–1479.

53. Dintelmann F., Ortgies G. A semiempirical model for cloud attenuation prediction // Electron. Lett. – 1989. – 25. – P. 1487–1488.

54. Gerace G. C., Smith E. K. A comparison of cloud models // IEEE Anten. and Prop. Magazine. – 1990. – N 10. – P. 32–38.

55. Fang D.J., Chen C.H. Propagation of centimeter/millimeter waves along a slant path through precipitation // Radio Sci. - 1982. - 17, N 4. - P. 989-1005.

56. Хргиан А.Х. Физика атмосферы. Т. 2. — Л.: Гидрометеоиздат, 1978. — 346 с.

57. *Radiowave* propagation modelling for SatCom services at Ku-band and above. Cost action 255 final report. – Noordwijk: ESA Publications Division, 2002. – 678 p.

58. *Атмосфера*: Справочнык (справочные данные, модели) / Ю.С. Седунов, С.И. Авдюшин, Е.П. Борисенков и др. – Л.: Гидрометеоиздат, 1991. – 510 с.

59. Черняк М.М. Ослабление электромагнитного излучения малыми каплями воды // Труды ВГИ. – 1970. – Вып. 17. – С. 274–276.

60. Martellucci A., Poiares Baptista J.P.V., Blarzino G. New climatological databases for ice depolarisation on satellite radio links // 1st International Workshop COST 280 "Propagation Impairment Mitigation for Millimetre Wave Radio Systems", 1–3 July 2002, Malvern, UK. – Malvern: QinetiQ, 2002. – P. pm3-037 (1–8).

61. Ortgies G., Rucker F., Dintelman F. Statistics of clear-air attenuation on satellite links at 20 and 30 GHz // Electron. Lett. – 1990. – 26.– P. 358–360.

62. *Prediction* of radio waves attenuation due to melting layer of precipitation / W. Zhang et al. // IEEE Trans. Antennas and Propagat. – 1994. – **42**. – P. 492–500.

63. Auchterlonie L.J., Fletcher P.N., Hume A.L. Measured and modeled scattering properties of simulated particles of granular and spongy hail at microwave and millimeter-wave frequencies // IEE Proc.-Microw. Antennas Propagat. – 1997. – **144**, N 1.– P. 27–33.

64. *Ryde J.W.* The attenuation and radar echoes produced at centimetre wavelengths by various meteorological phenomena // In "Meteorological factors in radio-wave propagation". – London: The Physical Society, UK, 1946. – P. 169–188.

65. Bohren C.F., Battan L.J. Radar backscattering of microwaves by spongy ice spheres // J. of Atmospheric Sciences. – 1982. – **39**. – P. 2623–2628.

66. Шифрин К.С. Рассеяние света в мутной среде. – М.-Л.: ГТИ, 1951. – 430 с.

67. Борен К., Хафлен Д. Поглощение и рассеяние света малыми частицами. – М.: Мир, 1986. – 660 с.

68. *Огути Т.* Распространение и рассеяние электромагнитных волн в дожде и других гидрометеорах // ТИИЭР. – 1983. – **71**, № 9.– С. 6–65.

69. Загорин Г.К, Соколов. А.В. Поляризационные эффекты при распространении миллиметровых радиоволн в осадках // Тез. лекций и докл. II Всесоюзн. школы-симпозиума по распространению миллиметровых и субмиллиметровых волн в атмосфере / Под ред. проф. А.В. Соколова. – Фрунзе: Илим, 1986. – С. 157–167.

70. Загорин Г.К., Кутуза Б.Г. Особенности переноса поляризованного теплового СВЧ излучения в облаках и осадках // Радиотехника. – 1998. – Вып. 10. – С. 21–31.

71. Загорин Г.К., Соколов А.В., Сухонин Е.В. Взаимные помехи между радиосистемами при рассеянии радиоволн в дождях // Тр. I Всесоюзн. школы-симпозиума по распространению миллиметровых и субмиллиметровых волн в атмосфере, 10–17 февраля 1982. – М., 1983. – С. 129–134.

72. Magono C. The shape of water drops falling in stagnant air // J. Meteorol. - 1954. - 11, N 1. - P. 77-79.

73. Jones D.M.A. The shape of rain drops // J. Meteorol. - 1959. - 16, N 5. - P. 505-510.

74. *Pruppacher H.R., Fitter R.L.* A semi-empirical determination of the shape of cloud and rain drops // J. Atmosph. Sci. – 1971. – 28, N 1.– P. 86–94.

75. *An efficient* calculational approach to evaluation of microwave specific attenuation / L.W. Li, T.S. Yeo, P.S. Kooi, M.S. Leong // IEEE Trans. Antennas and Propagat. – 2000. – **48**, N 8. – P. 1220–1229.

76. Матвеев Л.Т. Основы общей метеорологии. Физика атмосферы. – Л.: Гидрометеоиздат, 1965. – 503 с.

77. Laws J.O., Parsons D.A. The relation of rain-drop-size to intensity // Trans. Geophys. Union. – 1943. – 24, N 1. – P. 452–460.

78. Marshall J.S., Palmer W.M. The distribution of rain drops with size // J. Meteorol. – 1948. – 5. – P. 165–166.

79. Best A.S. The size distribution of rain drops // Quart. J. Roy. Meteorol. Soc. -1950. - 76, N 327. - P. 16–25.

80. Sekine M., Chen C.D., Musha T. Rain attenuation from lognormal and Weibull raindrop-size distribution // IEEE Trans. Antennas. and Propagat. – 1987. – **35**, N 3. – P. 358–359.

81. Ajayi G.O., Olsen R.L. Modeling of a tropical raindrop size distribution for microwave and millimeter wave applications // Radio Sci. – 1985. – 20, N 2. – P. 193–202.

82. *Moupfouma F., Tiffon J.* Raindrop size distribution from microwave scattering measurements in equatorial and tropical climates // Electron. Lett. – 1982. – **18**, N 23. – P. 1012–1014.

83. Исимару А. Распространение и рассеяние волн в случайно-неоднородных средах: в 2-х т. Том 1. – М.: Мир, 1981. – 280 с.

84. Полякова Е.А., Шифрин К.С. Микроструктура и прозрачность дождей // Тр. ГГО. – 1953. – № 42. – С. 104–110.

85. Zhang W. Scattering of radiowaves by a melting layer of precipitation in backward and forward directions // IEEE Trans. Antennas and Propagat. – 1994. – 42, N 3. – P. 347–356.

86. Ihara T., Furuhama Y., Manabe T. Interference of raindrop size distribution from rain attenuation statistics at 12, 35 and 82 GHz // IECE Trans. – 1984. – E67, N 70.4. – P. 211–217.

87. Comment on raindrop size distribution model / L.W. Li, T.S. Yeo, P.S. Kooi, M.S. Leong // IEEE Trans. Antennas and Propagat. – 1994. – 42, N 9. – P. 1360–1367.

88. *Estimation* of rain attenuation for millimeter-wave propagation in domestic environments / S. Cho, Y.-S. Kim, J.-K. Pack, S.-S. Lee, H.-J. Kim // The Journal of the Korean Institute of Communication Sciences (Korean). – 1999. – 23, N 7. – P. 1755–1763.

89. Holt A.R., Upton S.A.J., Bebbington D.O. Calculation of coherent attenuation of millimeter-wave frequencies // Electron. Lett. – 1984. – 20, N 4. – P. 833–834.

90. Olsen R.L., Rogers D.V., Hodge D.B. The  $aR^b$  relation in the calculation of rain attenuation // IEEE Trans. Antennas and Propagat. - 1978. - 26, N 3. - P. 318-329.

91. *Henrikson J.* Route design for radio links above 17 GHz // Nokia Telecommunications. – 1988. – DKHOO-1783-SEA1. – 32 p.

92. Zhang W., Karhu S.I., Salonen E.T. Predictions of radiowave attenuations due to a melting layer of precipitation // IEEE Trans. Antennas and Propagat. – 1994. – 42, N 4. – P. 492–500.

93. Thomas D.T. Cross polarization discrimination in microwave radio transmission due to rain // Radio Sci. - 1971. - 6, N 2. - P. 833-839.

94. Oguchi T. Scattering properties of Pruppacher-Pitter form raindrops and cross polarization due to rain: calculation at 11, 13, 19.3 and 34.8 GHz // Radio Sci. -1977. -12, N 1. -P.41-62.

95. Oguchi T. Attenuation of electromagnetic waves due to rain with distorted raindrops // J. Radio Res. Labs (Tokyo). - 1960. - 7, N 33. - P. 467-485.

96. Oguchi T. Attenuation and phase rotation of radio waves due to rain: calculations at 19.3 and 34.8 GHz // Radio Sci. -1973. - 8, N 1. - P. 31-38.

97. Morrison J.A., Cross M.L. Scattering of a plane electromagnetic wave by axisymmetric raindrops // BSTJ. – 1974. – 53, N 5. – P. 955–1019.

98. Oguchi T. Eigenvalues of spheroidal wave functions and their branch points for complex values of propagation constants // Radio Sci. -1970. - 5, No 8-9. - P. 1207-1214.

99. Barber P., Yeh C. Scattering of electromagnetic waves by arbitrarily shaped dielectric bodies // Appl. Optics. - 1975. - 14, N 11. - P. 2864-2872.

100. Morgan M. A. Finite element computation of microwave scattering by raindrops // Radio Sci. – 1980. – 15, N 2. – P. 1109–1119.

101. Morrison J.A., Chu T. S. Perturbation calculations of rain-induced differential attenuation and differential phase shift at microwave frequencies // BSTJ. - 1973. - 52, N 9. - P. 1907–1913.

102. *Brussaard G.* Rain-induced cross polarization and rain-drop canting // Electron. Lett. – 1974. – 10, N 20. – P. 411–412.

103. *Howard J., Gerogiokas M.* A statistical raindrop canting angle model // IEEE Trans. Antennas and Propagat. -1982. -30, N 1. -P. 141–147.

104. *Сухонин Е.В.* Методы прогнозирования ослабления миллиметровых волн на наклонных трассах // Тр. II Всесоюзн. школы-симпозиума по распространению миллиметровых и субмиллиметровых волн в атмосфере, Фрунзе, 2–7 сент., 1986. – Фрунзе: Илим, 1986. – С. 147–156.

105. Goldhirsh J. Rain cell size statistics as a function of rain rate for attenuation modeling // IEEE Trans. Antennas and Propagat. -1983. -31, N 5. -P.799-801.

106. *Matricciani E*. Rain attenuation predicted with two-layer rain model // European Transactions on Telecommunication. – 1991. – **2**, N 6. – P. 715–727.

107. *Matricciani E*. Prediction of rain attenuation in slant paths in equatorial areas: Application of the two layer rain model // Electron. Lett. -1993. - 29. - P. 72-73.

108. *Macchiarella G.* A comparative analysis of some prediction methods for rain attenuation statistics in Earth-to-space links // Radio Sci. -1985. -20, N 1. -P. 35–49.

109. Morita K. Estimation methods for propagation characteristics on Earth-satellite links in microwave and millimeter wavebands // Rev. ECL. -1980. - 28, N 5-6. -P. 459-471.

110. Литвинов И.В. Осадки в атмосфере и на поверхности земли. – Л.: Гидрометеоиздат, 1980. – 412 с.

111. Assis M.S., Einloft C.M. A simple method for estimating rain attenuation distributions // Proc. URSI. – La Baule, 1977. – P. 301–304.

112. Costa E. An analytical and numerical comparison between two rain attenuation prediction method for Earth-satellite paths // Proc. URSI Comm. – Louvain-la-Neuve, 1983. – P. 213–218.

113. *Rucker F.* Simultaneous propagation measurements in the 12 GHz band on SIRIO and OTS satellite links // Ann. Telecommun. -1981. - 36, N 1-2. -P. 3-7.

114. *Morita K., Higuti I.* Statistical studies on electromagnetic wave attenuation due to rain // Rev. ECL. – 1971. – **19**, N 7-8. – P. 798–822.

115. Сухонин Е.В. Прогнозирование ослабления миллиметровых волн в толще атмосферы // Итоги науки и техники. Сер. Радиотехника. – М.: ВИНИТИ, 1990. – С. 3–68.

116. *MacKenzie E.C., Allnutt J.E.* Effect of squall-line direction on space-diversity improvement obtainable with millimetre-wave satellite radiocommunication systems // Electron. Lett. – **13**, N 19. – P. 571–572.

117. *Сухонин Е.В.* Принципиально новая модель дождя для прогнозирования статистики ослабления радиоволн на приземных и наклонных трассах // Тр. II Всесоюз. школы-симпозиума по распространению миллиметр. и субмиллиметр. волн в атмосфере. – 2–7 сент. – Фрунзе: Илим, 1986. – С. 215–218.

118. *Pawlina A*. Rain patterns motion over a region deduced from radar measurements // Alta Freq. – 1986. – 55, N 2. – P. 99–102.

119. Paraboni A., Masini G., Elia A. The effect of precipitation on microwave LMDS networks performance analysis using a physical raincell model // IEEE Journal on Selected Areas in Communications. – 2002. – 20, N 3. – P. 615–619.

120. *Capsoni C., Fedi F., Paraboni A.* A comprehensive meteorologically oriented methodology for the prediction of wave propagation parameters in telecommunication applications beyond 10 GHz // Radio Sci. – 1987. – **22**, N 3. – P. 387–393. 121. *Data* and theory for a new model of the horizontal structure of rain cells for propagation applications / C. Capsoni, F. Fedi, C. Magistroni, A. Paraboni, and A. Pawlina // Radio Sci. – 1987. – 22, N 3. – P. 395–404.

122. Goldhirsh J. Two-dimension visualization of rain cell structures // Radio Sci. – 2000. – 35, N 3. – P. 713–729.

123. *HYCELL*: A new model of rain fields and rain cells structure / L. Feral, J. Lemorton, L. Castanet, H. Sauvageot // Meeting and Joint Workshop with COST272 "Propagation Impairment Mitigation for Millimeter Wave Radio Systems", May 2003. – Noordwijk: ESTEC, 2003. – P. 5–065.

124. Новицкий П.В., Зограф И.А. Оценка погрешностей результатов измерений. – Л.: Энергоатомиздат, 1991. – 304 с.

125. Голунов В.А., Коротков В.А., Сухонин Е.В. Эффекты рассеяния при излучении миллиметровых волн атмосферой и снежным покровом // Итоги науки и техники. Сер. Радиотехника. – М.: ВИНИТИ, 1990. – С. 68–136.

126. Crane R.K. Bistatic scattering from rain // IEEE Trans. Antennas and Propagat. – 1974. – 22, N 2. – P. 312–320.

127. *Микроволновые* устройства телекоммуникационных систем: В 2-х т. Т. 1: Распространение радиоволн. Антенные и частотно-избирательные устройства / М.З. Згуровский, М.Е. Ильченко, С.А. Кравчук и др. – К.: Політехніка, 2003. – 456 с.

128. *Amaya C., Vanhoenacker-Janvier D.* Estimation of the effective ice content on Earth-satellite paths from dual-polarisation measurements at Ka-band // IEE Proc. – Microw. Antennas Propag. – 2000. – **147**, N 4. – P. 315–319.

129. Tan J., Thurai M. Rain-induced crosspolarisation on line-of-sight systems at 38GHz // IEE Proc. – Microw. Antennas Propag. – 1997. – 144, N 1. – P. 20–26.

130. *Thurai M., Paulson K.S., Woodroffe J.M.* Use of dual polarisation for point-to-point fixed links operating at 38GHz // IEE Proc.–Microw. Antennas Propag. – 2000. – **147**, N 4. – P. 289–294.

131. Marzano F.S., d'Auria G. Estimation of intermittent scintillation on microwave links from meteorological data // Alta Frequenza. -1994. - 6. - P. 94-97.

132. Assessment of model-based scintillation variance prediction on long-term basis using ITALSAT satellite measurements / F.S. Marzano, C. Riva, A. Banich, F. Clivio // Int. J. Sat. Com. – 1999. – 17, Issue 1. – P. 17–36.

## ГЛАВА 5

## ОПИСАНИЕ ТИПОВОЙ ТСВА В РАМКАХ ФИКСИРОВАННОЙ СЛУЖБЫ

## 5.1. Общие положения

Типовая TCBA в диапазонах частот 26...32 ГГц и 47,2...48,2 ГГц может обладать следующими свойствами:

- CBA устанавливается на воздушном корабле, находящемся в номинальной фиксированной точке на высоте от 20 до 50 км;

— воздушный корабль обеспечивается электроэнергией, необходимой для эксплуатации системы и выполнения задач связи, в дневное время с помощью солнечных батарей, размещенных на верхней поверхности воздушного корабля, а в ночное время путем использования аккумуляторов;

 воздушный корабль оснащен многолучевой антенной с иглообразной диаграммой направленности (ДН), находящейся под его дном и обеспечивающей независимые радиолинии доступа к наземным станциям с определенным минимальным углом места;

 каждый луч, формируемый многолучевой антенной с иглообразной ДН, соответствует ячейке на поверхности Земли, по крайней мере, с четырехкратным повторным использованием частот;

 оболочка воздушного корабля сделана из пленочного материала с металлическим слоем, например из алюминия, который должен блокировать электромагнитные волны частот 26...48,2 ГГц и выше;

 – для покрытия больших территорий используется несколько воздушных кораблей, станции на борту которых соединены между собой беспроводными линиями, например оптическими, для построения полностью беспроводной сети сотовой топологии.

На рис. 5.1 показана схема телекоммуникационной системы на базе TCBA с двумя вариантами минимального угла места 20° и 40°.



**Рис. 5.1.** Сеть ТСВА: *1* – СВА; *2* – межплатформенные линии связи; *3* – зона покрытия; *4* – антенна с 367 (70) лучами

# 5.2. Значение минимального рабочего угла места AT при формировании зоны покрытия TCBA

Минимальный рабочий угол места AT определяет зону покрытия одной CBA. Чем меньше минимальный угол места, тем большую зону покрытия можно получить. Однако, при этом путь распространения радиоволн в условиях дождя становится длиннее, и, следовательно, необходимый уровень ЭИИМ повышается, так как на случай дождя требуется увеличить энергетический запас радиолинии.

Типовое значение минимального рабочего угла места для TCBA, работающей в полосе частот 28...31 ГГц, должно быть согласно Рекомендации МСЭ-Р F.1569 больше 20°. Работа при меньшем угле места требует более высокого ЭИИМ как в направлении вверх, так и вниз из-за более длинного пути распространения радиоволн и увеличения затухания в дожде. Это может привести к сложной ситуации при совместном использовании TCBA и других систем, таких как спутниковые  $\Phi$ С, космические научные службы и т.п. Помимо этого, затенение зданиями или разного рода возвышенностями ухудшит условия прямой видимости с CBA при меньших углах места в городских и горных местностях.

Углы места менее 20° могут быть введены при следующих условиях:

- ЭИИМ (вверх и вниз) радиолиний с углами места более 20° сохраняются неизменными, увеличиваться могут лишь ЭИИМ линий с меньшими углами возвышения;

— принимаемый минимальный рабочий угол места определен в соответствии с требованиями по совместимости с другими службами в каждой рассматриваемой зоне;

- АРМП используется в направлениях вверх и вниз.

Введение большего минимального угла места, например 40°, также возможно с целью уменьшения интерференции на другие службы и для увеличения обеспечения прямой видимости с АТ в условиях затенения зданиями либо горами. Чем больше минимальный угол места, тем большее количество СВА необходимо для покрытия
требуемой фиксированной территории на поверхности Земли, в то время как общее количество иглообразных лучей от всех СВА остается неизменным.

## 5.3. Зоны покрытия TCBA и требования к антенным системам ее станций



Рис. 5.2. Типовая зона обслуживания, формируемая многолучевой бортовой антенной СВА (частоты 28 и 31 ГГц)

Для обеспечения высокой эффективности повторного использования частот при охвате одной СВА большого числа наземных АТ лучше всего подходит антенная система, формирующая многолучевые иглообразные ДН.

На рис. 5.2 согласно Рекомендации МСЭ-Р *F*.1569 показана типовая зона обслуживания (площадь, охватываемая линией пересечения ДН антенны с определенной поверхностью Земли по уровню заданного КУ), полученная в результате ее облучения многолучевой антенной при минимальном угле места 20°. Количество сфокусированных (игольчатых) лучей составляет 367. Все размеры зон обслуживания отдель-

ных лучей в данном случае равны и составляют не более 6 км в диаметре. Это может быть достигнуто посредством реализации разных величин КУ антенных элементов каждого луча в соответствии с их углом места (табл. 5.1). Если при использовании эллиптической ДН антенн лучи имеют более высокий КУ, более узкую ДН и более низкий уровень боковых лепестков, чем лучи возле центра зоны обслуживания, то такая многолучевая конструкция позволяет получить наименьшую интерференцию от других служб с каналом связи ТСВА при малых углах возвышения. При расчете бюджета радиолинии КУ на краю сфокусированного луча принимают равным -3 дБи. На рис. 5.3 в качестве примера показана эллиптическая ДН сфокусированного луча (углы возвышения 20° и 90°). ДН для сфокусированного луча с углом возвышения 90° приводится в Рекомендации МСЭ-Р F.1245 и имеет круглую форму поперечного сечения. Эллиптические ДН для сфокусированных лучей с углом возвышения менее чем 90° формируются путем модификации двух ДН из Рекомендации МСЭ-Р F. 1245, которые описывают плоскости по большей и меньшей осям эллипса результирующей эллиптической ДН. Для исследований совместного использования, где учитывается уровень боковых лепестков этой эллиптической ДН, предпочтительным для безопасности представляется выравнивание боковых лепестков большей оси эллипса ДН по боковым лепесткам меньшей оси (непрерывная кривая на рис. 5.3). ДН по Рекомендации МСЭ-Р *F*.1245 может быть также использована без модификации для антенн наземных станций TCBA.

Таблица 5.1. Типовые значения КУ сфокусированных лучей

Угол места в центре											
ДН луча,°	81	66	53,9	44,7	37,8	32,6	28,5	25,2	22,5	20,3	20
КУ в центре ДН луча,											
дБи	195	197	20.8	22.4	24.2	259	27.6	29.1	30.5	31.9	32.5





**Рис. 5.3.** Типовая эллиптическая маска ДН сфокусированного луча: *1* – большая ось референсной кривой, угол места 20°; *2* – малая/большая ось референсной кривой, угол места 90°; *3* – малая ось скорректированной кривой, угол места 90°

**Рис. 5.4.** Пример 121-ячеистой зоны покрытия с коэффициентом повторного использования частоты, равным 4 (диаметр зоны составляет порядка 70 км)

Для исследований по совместимости коэффициент повторного использования частот в сфокусированных лучах предполагается равным 4, так как это дает наименьшую интерференцию для других первичных служб, действующих в зоне работы TCBA.

Для радиолиний TCBA вниз при коэффициенте повторного использования частоты, меньшем чем 4, поддержание в пределах допустимого уровня подавления межлучевой интерференции может быть затруднено.

На рис. 5.4 представлена более реальная в исполнении зона покрытия диаметром 70 км, состоящая из 121 ячейки и имеющая минимальный угол места 30°. Параметры такой ячеистой структуры представлены в табл. 5.2.

Поромотри		Знач	ения для яч	неек на кру	гах по номе	ерам:	
параметры	0	1	2	3	4	5	6
Угол места по наведе- нию, …°	0	17,8	32,7 29,7	43,9 40,3 40,3	52,1 49,2 48,0 49,2	58,1 55,8 54,4 54,4 55,8	60,8 59,5 59,0 59,5 60,8
Азимут по наведению, °	0	0	0 30,0	0 19,1 40,9	0 13,9 30,0 46,1	0 10,9 23,4 36,6 49,1	9,0 19,1 30,0 40,9 51,1
Ширина ДН по уровню -3 дБ по углу места,°	17,6	16,0	12,6 13,6	9,3 10,4 10,4	6,8 7,6 8,0 7,6	5,0 5,7 6,0 6,0 5,7	4,3 4,6 4,7 4,6 4,3
Ширина ДН по уровню –3 дБ по азимуту, …°	17,6	16,8	14,8 15,4	12,7 13,5 13,5	10,9 11,6 11,8 11,6	9,4 10,0 10,3 10,3 10,0	8,7 9,0 9,1 9,0 8,7
КУ антенны в центре ячейки, дБи	17,7	18,3	19,8 19,4	21,7 21,0 21,0	23,5 22,8 22,5 22,8	25,1 24,5 24,1 24,1 24,5	25,9 25,5 25,4 25,5 25,9

Таблица 5.2. Параметры 121 ячеистой зоны покрытия (круг 0 соответствует центральной ячейке)

Сотовая конфигурация, рекомендуемая МСЭ-Р, с одинакового размера круговыми сотами облучения (ячейками), формируемыми лучами с эллиптической ДН, представлена на рис. 5.2. Однако, из-за сложности формирования таких эллиптических ДН предлагается альтернативная сотовая конфигурация, формируемая посредством лучей с круглой ДН. На рис. 5.5 показан пример такой альтернативной сотовой конфигурации, реализуемой посредством 397 круглых лучей с пятью разными КУ антенн. На рис. 5.5 промаркированы все ячейки, которые формируются круглыми лучами с одинаковым усилением антенн. Коэффициенты усиления антенн для облучения центральной области составляют 22,4 дБи, а для периферии – 31,7 дБи. Передаваемая мощность для каждого луча определяется так, чтобы плотность потока мощности *pfd (power flux density)* на Земле была одинаковой среди всех лучей.



Рис. 5.5. Альтернативная сотовая конфигурация, формируемая лучами круглого сечения с пятью различными коэффициентами усиления антенн, дБи: ° 22,4; × 25,1; + 27,1; \* 29,1; □ 31,7



Рис. 5.6. Зависимость суммарного (от 397 иглообразных лучей) ЭИИМ от угла надира: *1* – традиционная модель (худший случай); *2* – практическая модель (азимут 0°); *3* – практическая модель (худший случай)

На рис. 5.6 показана полная (общая) ЭИИМ от 397 лучей для нескольких азимутальных направлений. Здесь круглые ДН лучей антенны рассчитываются согласно Рекомендации МСЭ-Р *F*.1245. Из рис. 5.6 следует, что интерференция от радиолинии СВА вниз к другим системам не будет увеличиваться по сравнению с той сотовой конфигурацией, которая представлена на рис. 5.2.

Для диапазона частот 47,2...48,2 ГГц в качестве примера плана частотного каналообразования для ТСВА может быть рассмотрено деление полосы 300 МГц в каждом направлении на 7 полос по 33 МГц каждая и с двумя защитными интервалами по 33 МГц. Чтобы максимизировать спектральную эффективность, семь частотных полос закреплены за семью частотными ячейками с повторным использованием лучей антенны СВА. Для прямых пользовательских радиолиний каждая полоса по 33 МГц разделяется на три канала по 11 МГц. В обратных пользовательских радиоканалах каждая полоса подразделяется на 15 каналов по 2,2 МГц. Каждый обратный радиоканал далее сегментирует в 32 временных слота по 64 кбит/с плюс защитный слот, слот контроля доступа и пилот сигнала. Таким же образом каждый прямой радиоканал делится на множество слотов по 64 кбит/с плюс необходимые слоты кадров (кадровой синхронизации). Каждый период кадра составляет 6 мс. Существуют 700 ячеек (сот) в каждой из зон UAS, SAC и RAC (городской, пригородной и сельской зонах). Имеется до 20 шлюзовых станций в каждой из зон UAC и SAC. Каждая шлюзовая станция локализована в центре ячейки, чтобы минимизировать соканальную интерференцию со смежной ячейкой. Всего 22 канала по 11 МГц используются каждой шлюзовой станцией, занимая всю полосу в 242 МГц в каждом направлении и оставляя четыре защитных интервала по 11,75 МГц.

На линии связи с АТ СВА использует ФМ-4 модуляцию с временным уплотнением *TDM* в полосе пропускания 11 МГц для прямого канала и 2,2 МГц – для обратного. Связь с наземной шлюзовой (центральной) станцией производится посредством высокоуровневой модуляции КАМ-64 с полосой 11 МГц на несущую. Для диапазона частот 47,2...48,2 ГГц типовые характеристики передатчика СВА и его антенны приведены в табл. 5.3, а параметры наземных станций ТСВА – в табл. 5.4. В верхнем направлении АТ используют модуляцию ФМ-4 и работают с СВА посредством многостанционного доступа с временным разделением каналов *TDMA*.

ДН антенн шлюзовых станций и АТ ТСВА могут быть определены согласно Рекомендации МСЭ *F*.699 с максимальными КУ *G*<sub>max</sub>, приведенными в табл. 5.4.

Обеспечение связи с	Мощность передатчика, дБВт	Максимальный КУ антенны, дБи
АТ в области UAC	1,3	30
АТ в области SAC	1,3	30
АТ в области <i>RAC</i>	3,5	41
Шлюзовой станцией в UAC	0,0	35
Шлюзовой станцией в SAC	9,7	38

Таблица 5.3. Параметры передатчика СВА диапазона 47,2...48,2 ГГц

Таблица 5.4. Параметры передатчика наземных станций ТСВА диапазона 47,2...48,2 ГГц

Обеспечение связи от	Мощность передатчика, дБВт	Максимальный КУ антенны, дБи
АТ в области UAC	-8,2	23
АТ в области SAC	-7,0	38
АТ в области <i>RAC</i>	-1,5	38
Шлюзовой станции в UAC	1,7	46
Шлюзовой станции в SAC	13,4	46

Из выражения  $20lg(D/\lambda) \approx G_{max} - 7,7$  Рекомендации МСЭ *F*.699 можно определить отношение диаметра апертуры антенны к длине волны  $D/\lambda$  для рассматриваемого диапазона волн, которое находится в интервале от 5,821 до 82,224. На рис. 5.7 представлена частотная зависимость рассчитанного диаметра апертуры антенны. При отношении  $D/\lambda$  меньше 100 для определения ДН может быть использована следующая система:

$$\begin{split} G(\phi) &= G_{\max} - 2,5 \times 10^{-3} \left(\frac{D}{\lambda}\phi\right)^2 \text{ для } 0 < \phi < \phi_m; \\ G(\phi) &= G_1 \text{ для } \phi_m \le \phi < 100 \frac{\lambda}{D}; \\ G(\phi) &= 52 - 10 \log \frac{D}{\lambda} - 25 \log \left(\phi\right) \text{ для } 100 \frac{\lambda}{D} \le \phi < 48^\circ; \\ G(\phi) &= 10 - 10 \log \frac{D}{\lambda} \text{ для } 48^\circ \le \phi < 180^\circ, \end{split}$$

где  $G(\varphi) - KY$  относительно изотропной антенны;  $\varphi$  – угол отклонения от главной оси ДН;  $G_1$  – KY первого бокового лепестка, равного 2 + 15 lg( $D/\lambda$ ).



**Рис. 5.7.** Частотная зависимость диаметра апертуры антенны  $D_a$  для максимальных КУ: 1 - 46 дБи; 2 - 38 дБи; 3 - 23 дБи

Зная отношение  $D/\lambda$ , можно определить угол раскрыва ДН  $\theta$  по уровню –3 дБ из выражения

$$D/\lambda \approx 69, 3/\theta$$
.

Результаты расчетов сведены в табл. 5.5.

Диаграмма направленности антенны СВА в дБи определяется Рекомендацией МСЭ *S*.672:

$$\begin{split} G(\psi) &= G_m - 3(\psi / \psi_b)^{\alpha} & \text{для } \psi_b \leq \psi \leq \psi_b; \\ G(\psi) &= G_m + L_N + 20 \lg(z) & \text{для } a\psi_b < \psi \leq 0,5b\psi_b; \\ G(\psi) &= G_m + L_N & \text{для } 0,5b\psi_b < \psi \leq b\psi_b; \\ G(\psi) &= X - 25\log(\psi) & \text{для } b\psi_b < \psi \leq Y; \\ G(\psi) &= L_F & \text{для } Y < \psi \leq 90^{\circ}; \\ G(\psi) &= L_B & \text{для } 90^{\circ} < \psi \leq 180^{\circ}, \end{split}$$

где  $X = G_m + L_N + 25 \log(b\psi_b); Y = b\psi_b \times 10^{0.04(G_m + L_N - L_F)}; G(\psi)$  — КУ при угле  $\psi$  от оси симметрии главного лепестка, дБи;  $G_m$  — максимальный КУ главного лепестка, дБи;  $\psi_b$  — половина ширины ДН по уровню –3 дБ, …°;  $L_N$  — уровень ближайшего бокового лепестка относительно максимального КУ, дБ (в случае эллиптической ДН см. табл. 5.6);  $L_F$  — 0 дБи для самого дальнего бокового лепестка (в случае прецизионных антенн принимается равным –10 дБи); z — главная/малая оси эллипса для излучаемого луча;  $L_B = 15 + L_N + 0.25 G_m + 5 \lg z$  или 0, дБи.

Ширина ДН по уровню –3 дБ (2 $\psi_b$ ) равна

*G*<sub>1</sub>, дБи

13,475

15,725

17,225

18,725

20,225

21,725

23,225

24,725

26,225 27,725

29,225

30,725

 $(\Psi_b)^2 = 27\ 000/10^{0.1\,Gm}$ 

Таблица 5.5. Параметри	ы ДН антенны	согласно
Рекомендации МСЭ F	.699	

θ, ...°

11,905

8,428

6,695

5,318

4,224

3,355

2,665

2,117

1,682

1,336

1,061

0.843

КУ, дБи

23

26

28

30

32

34

36

38

40

42

44

46

Таблица 5.6. Значения	$L_N$ эллиптической ДН
-----------------------	------------------------

<i>L<sub>N</sub></i> , дБ	а	b	α
-20	$2,58\sqrt{(1-\lg z)}$	6,32	2
-25	$2,58\sqrt{(1-0,8 \lg z)}$	6,32	2
-30	_	6,32	_



**Рис. 5.8.** Сравнение референсной ДН, приведенной в Рекомендации МСЭ-Р *S.*672 (кривая *I*), и теоретической ДН для круговой апертуры при числе облучателей, равном: 2 – 1; 3 – 2 ( КУ = 30,6 дБи, край облучения в виде возведенной в степень параболической функции проходит через –10 дБ)

На рис. 5.8 представлены результаты сравнения референсной ДН, приведенной в Рекомендации МСЭ-Р *S*.672, и теоретической ДН для круговой апертуры при разном числе облучателей.

Исходя из Рекомендации МСЭ-Р *S*.672, можно записать следующие основные параметры ДН антенны СВА:  $G_m$  ( $G_{max}$ ) = 30,62 дБ;  $D/\lambda$  = 14;  $\psi_b$  = 2,4°;  $a\psi_b$  = 6,2°;  $b\psi_b$  = 15,3°; X = 2,11;  $Y = 51,2^\circ$ ;  $L_F = -10$  дБ; боковой лепесток -27,5 дБ.

#### 5.4. Автоматическая регулировка мощности передатчика

Если мощность передачи фиксирована, то всегда необходим достаточный запас мощности на случай дождя, что может привести к интерференции на другие системы в условиях ясного неба. Поэтому автоматическая регулировка мощности передатчика (АРМП) может уменьшить вероятность возникновения интерференции.

АРМП реализуется в усилителе мощности с регулируемым КУ посредством переменного аттенюатора. Возможны различные варианты способов изменения усиления и, соответственно, разная их стоимость. Самая простая АРМП может быть создана с использованием одношагового аттенюатора, который может быть включен либо выключен.

Когда станция (терминал) ТСВА использует полосу 31...31,3 ГГц (47,9... 48,2 ГГц) в каналах вверх, то использование АРМП в передатчике наземной станции ТСВА в условиях ясного неба уменьшает интерференцию, вызываемую каналом вверх на станциях ФС, которые работают на одной и той же частоте. В то же время в условиях дождя АРМП увеличивает мощность интерференции, но затухание такой мощности в осадках может изолировать станцию ФС от попадания на нее помех. Таким образом, интерференция может быть значительно снижена при любых погодных условиях без потери доступности линий связи в ТСВА.

Когда ТСВА использует полосу 27,5...28,35 ГГц (47,2...47,5 ГГц) в каналах вниз, АРМП бортового передатчика отдельных лучей антенны СВА в условиях ясного неба уменьшает интерференцию в каналах вниз на наземные станции спутниковых систем, использующих ту же полосу частот, что и СВА. В то же время уровень интерферирующей мощности в условиях дождя возрастает, так как работа в зонах проливного дождя требует высокой мощности передатчика, но в очень коротких промежутках времени. Все это приводит к тому, что влияние суммарной интерференции от всех иглообразных лучей всех СВА на станции спутниковых систем не может быть значительным.

# 5.5. Экранирующее влияние аэроплатформы на обратное излучение

Оболочка аэроплатформы СВА, покрытая слоем металла (обычно алюминием), блокирует обратное излучение от бортовой антенны, установленной на аэроплат-

форме, так как размер оболочки аэроплатформы обычно значительно больше, чем длина волны излучаемого антенной сигнала.

Чтобы оценить затухание, вызываемое экранирующим эффектом оболочки, рассмотрим упрощенную модель рассеяния, представленную на рис. 5.9. Здесь приведенная электромагнитная мощность на поверхности цилиндра в направлении  $\varphi$ , град выражается следующим уравнением в виде функции частоты несущего сигнала и радиуса цилиндра:

$$P = 20 \lg \left| \frac{1}{\pi ka} \sum_{n=0}^{\infty} \varepsilon_n \frac{(-j)^{n-1}}{H_n^{(1)'}(ka)} \cos n\varphi \right|, \, \text{дБ},$$
(5.1)

i

где *a* – радиус цилиндра;  $k = 2\pi/\lambda$  ( $\lambda$  – длина волны несущей);  $\varepsilon_n = \frac{1}{2}(n=0);$ 

 $\varepsilon_n = 1 (n \neq 0); H_n^{(1)'}(x)$  – производная функции Ханкеля *n*-го порядка 1-го рода.

-20

-40 -60

*Р*(φ), дБ 0

Рис. 5.9. Двумерная модель рассеяния плоской волны (*H*-волна) бесконечным проводящим цилиндром: *I* – бесконечный проводящий цилиндр; *2* – плоская волна; *3* – нормальное излучение в направлении  $\varphi$ ; *4* – антенна ( $\varphi = 0^\circ$  на поверхности)

N

1



**Рис. 5.10.** Зависимость уровня мощности в направлении  $\varphi$  согласно уравнениям: 1 - (5.1); 2 - (5.2)

На рис. 5.10 показана приведенная электромагнитная мощность на поверхности цилиндра для случая a = 7,5 м и частоты 20 ГГц. Затухание, вызванное экранированием, возрастает при увеличении радиуса цилиндра или росте частоты. Для TCBA, которые применяют аэроплатформы с радиусом более чем 7,5 м и частоты несущих сигналов выше 20 ГГц, затухание при экранировании оболочки аэроплатформы равно:

-15 дБ

2



**Рис. 5.11.** Направление излучения в случае интерференции спутнику от СВА: *1* – бортовая антенна; *2* – аэроплатформа с СВА; *3* – направление максимума ДН луча; *4* – спутник; *5* – направление передачи; *6* – плоскость, касательная к аэроплатформе в точке установки бортовой антенны

где  $\theta$  — угол разноса в направлении заинтересованности (например, спутник) от направления надира СВА (как показано на рис. 5.11). Отметим, что КУ антенны при  $\theta = 90^{\circ}$  должен учитываться при расчете мощности обратного излучения от антенны, установленной на аэроплатформе, так как волна передается в направлении  $\theta = 90^\circ$ , распространяется вдоль поверхности круглого тела и излучается обратно.

(5.2)

#### 5.6. Готовность радиолиний к работе

Готовность радиолиний, которая необходима ФС, может отличаться при использовании системой выделенных фиксированных и пакетных каналов связи. При использовании выделенного фиксированного канала требуется относительно высокая готовность, а при использовании канала с пакетной передачей – не всегда. Поскольку пакетная сеть обычно использует методы автоматического повтора запроса, то передаваемые данные не могут быть утеряны даже при временном появлении битовых ошибок или обрыве радиолинии, правда, при уменьшении пропускной способности радиолинии. Поэтому согласно Рекомендации МСЭ-Р F.1569 в случае беспроводной пакетной сети на базе ТСВА, использующей, например, частоты 28 и 31 ГГц, доступность 99,4 % в направлениях вниз и вверх должна быть достаточной в зонах умеренной интенсивности осадков  $R_{0.01} = 50$  мм/ч. В табл. 5.7 указана ожидаемая готовность радиолиний в других зонах при таких же значениях мощности передатчика. Во многих странах с меньшими осадками достигнута готовность 99,7...99,9 %. В тропических регионах доступность линий 99,4 % получена путем увеличения мощности передачи с помощью АРМП на 5...14 дБ (максимальная мощность передачи 2,5 Вт) в условиях дождя. Поскольку частоты линий вверх и вниз близки, готовность радиолиний в обоих направлениях может существенно не различаться.

Наземные станции некоторых абонентов, которым необходима бо́льшая готовность в каналах вверх, могут оборудоваться дополнительно АРМП. Увеличение в условиях дождя мощности передачи до 12,2 дБ (1,5 Вт) обеспечивает доступность линий 99,8 % в зонах с интенсивностью осадков  $R_{0.01} = 50$  мм/ч (табл. 5.8).

		Значения в городах мира							
Параметры		Улан-Батор	Лондон	Париж	Вашингтон	Токио			
Интенсивность осадков		14	24	27	50	50			
<i>R</i> <sub>0,01</sub> , мм/ч									
Северная широта,°		47,5	51,3	48,5	38,5	35,5			
	Вверх	99,95	99,9	99,87	99,6	99,4			
Готовность	(31 ГГц)								
линий, %	Вниз	99,95	99,9	99,87	99,6	99,4			
	(28 ГГц)								

Таблица 5.7. Готовность радиолиний в различных регионах мира (угол места 20°)

*Таблица 5.8.* Необходимое изменение мощности АРМП линий вверх и мощность передачи для увеличения готовности линий (Токио, интенсивность осадков  $R_{0.01} = 50 \text{ мм/ч}$ )

Параметр	Значения при готовности линий вверх, %					
Параметр		99,4	99,6	99,8	99,9	
Увеличение мощности						
АРМП, дБ/	Угол места 20°	0/0,093	+4,3/0,25	+12,2/1,5	+20,8/11,2	
Максимальная мощ-						
ность передачи, Вт	Угол места 90°	0/0,093	+2,2/0,16	+6,8/0,45	+13/1,9	

*Таблица 5.9.* Эффект от регулирования скорости передачи в линиях вверх для увеличения готовности линий (Токио, интенсивность осадков  $R_{0.01} = 50$  мм/ч)

Параметр		Значения при готовности линий вверх, %						
		99,4	99,5	99,6	99,7			
Скорость переда-	Угол места 20°	20	12,9	7,4	3,5			
чи в линиях вверх (Мбит/с)	Угол места 90°	20	16,2	12	8,1			

Готовность линий вниз CBA может также быть увеличена установкой дополнительной АРМП в отдельных антенных элементах с иглообразными лучами. В зонах с интенсивностью осадков  $R_{0,01} = 50$  мм/ч в условиях дождя увеличение мощности передачи до 10,2 дБ дает готовность радиолиний 99,8%, а увеличение мощности до 17,5 дБ — готовность 99,9%. Как описано в предыдущем разделе, зоны проливных дождей, требующие высоких мощностей передачи, имеют очень ограниченную по времени длительность и поэтому влияние суммарной интерференции от иглообразных лучей всех CBA на спутники не может быть большим.

Регулировка скорости передачи данных и алгоритм адаптивной модуляции могут также компенсировать уменьшение готовности радиолиний из-за затухания в дожде и/или увеличить готовность. В табл. 5.9 показан пример эффекта от регулирования скорости передачи данных для увеличения доступности в Токио.

#### 5.7. Верхняя граница количества одновременно передаваемых несущих в диапазоне 27...31 ГГц

Ширина полос частот в каналах вверх ТСВА на 31 ГГц равна 300 МГц (использование верхних 150 МГц запрещено ВРК-2003). Если одна несущая занимает полосу шириной 20 МГц, то верхняя граница числа одновременно используемых несущих в каналах вверх равна 15. При коэффициенте повторного использования частот, равном 4, максимальное количество одновременно передаваемых несущих наземной станции TCBA составляет 15 для четырех иглообразных лучей. Эта верхняя граница должна учитываться при исследовании совместимости в направлении вверх.

В реальной системе запросы на доступ многих пользователей будут контролироваться алгоритмами доступа, реализованными в бортовом транспондере для распределения ресурсов, в которых количество одновременно передаваемых вверх несущих ограничено вышеупомянутой верхней границей.

В дальнейшем необходимо учитывать возможность передачи сигналов при разных ширинах полос частот, поскольку мультимедийные приложения будут требовать различных скоростей передачи. Верхняя граница числа одновременно передаваемых несущих в этих случаях может измениться. Однако, необходимо принимать во внимание, что сигналы с меньшими полосами частот могут передаваться с меньшей мощностью и меньшим внеполосным излучением.

Для предотвращения внеполосной передачи шума в направлении вверх, когда информационный сигнал отсутствует, передатчик наземной станции TCBA должен уменьшать КУ выходного усилителя мощности. Такая регулировка также позволит сохранить энергию наземной станции TCBA.

#### 5.8. Внеполосное излучение передатчика наземной станции ТСВА в диапазоне 31 ГГц

#### 5.8.1. Расчетные параметры

Рассмотрим внеполосное излучение передатчика наземной станции TCBA на примере станции, использующей полосу 31...31,3 ГГц в направлении вверх. Такая станция должна работать, не оказывая интерференционного влияния своим внеполосным излучением на научные службы, использующие смежную полосу 31,3...31,8 ГГц.

На краю полосы частот, отведенной сигналам TCBA, уровень внеполосного излучения передатчика наземной станции TCBA зависит от крутизны характеристики полоснопропускающего фильтра (ППФ) на ПЧ и уровня шума выходного высокочастотного модуля передатчика (включая усилитель мощности) на частотах за краем полосы, предназначенной для TCBA. Типовая конфигурация передатчика наземной станции TCBA показана на рис. 5.12.



**Рис. 5.12.** Типовая конфигурация передатчика наземной станции TCBA: *1* – входной сигнал базовой полосы частот; *2* – модулятор; *3* – фильтр с косинусоидальным сглаживанием АЧХ; *4* – конвертор вверх (модуль промежуточной частоты); *5* – высокочастотный модуль передатчика; *6* – выходной высокочастотный сигнал



Рис. 5.13. Спектр мощности типичного сигнала с ФМ-4 до фильтрации



**Рис. 5.14.** Спектр мощности сигнала с ФМ-4 после фильтра с косинусоидальным сглаживанием АЧХ (коэффициент избирательности 0,5)

Мощность внеполосного излучения на входе высокочастотного блока передатчика должна быть на уровне теплового шума, что достигается использованием соответствующих ППФ ПЧ.

На рис. 5.13—5.15 показаны примеры фильтрации на ПЧ сигнала с ФМ-4. Так, на рис. 5.13 представлен энергетический спектр первоначального ФМ-4 сигнала со скоростью 20 Мбит/с. На рис. 5.14 показан спектр ФМ-4 сигнала после косинусоидальной сглаживающей фильтрации (коэффициент сглаживания 0,5). На рис. 5.15 представлена зависимость от частоты коэффициента передачи ППФ с чебышевской характеристикой 6-го порядка и шириной полосы пропускания по уровню -3 дБ 20,2 МГц (центральная частота 1,8 ГГц). Как показано на рис. 5.15, внеполосное излучение на частотах, отстоящих от центральной частоты 1,8 ГГц более чем 20,1 МГц, ослабляется до уровня -143,83 дБ(Вт/МГц), что соответствует уровню теплового шума при температуре 300 К:

$$B_G = |f_{pmt}| - \frac{\Delta f_{IF}}{2}, \text{ M}\Gamma u,$$

где  $f_{pmt}$  — частота, на которой уровень внеполосного излучения ослаблен до допустимого уровня (относительно уровня сигнала на центральной частоте), МГц;  $\Delta f_{IF}$  — полоса пропускания фильтра ПЧ по уровню –3 дБ, МГц.



**Рис. 5.15.** АЧХ полосно-пропускающего 6-ти резонаторного фильтра с характеристикой затухания чебышевского типа



Рис. 5.16. Спектральная характеристика мощности сигнала с ФМ-4 после полосно-пропускающего фильтра с чебышевской характеристикой (число резонаторов – 6) на ПЧ (уровень выходной мощности –29,82 дБВт в полосе 20,2 МГц): *1* – уровень мощности теплового шума –143,8 дБ(Вт/МГц)

Типовой спектр передаваемого сигнала на ПЧ наземной станции ТСВА представлен на рис. 5.16.

В случае, если внеполосное излучение на выходе ПЧ ослаблено до уровня теплового шума, а в высокочастотном блоке передатчика используются идеальные линейные смесители и усилители, то при описанном выше примере фильтрации необходимая защитная полоса составит 10 МГц (= 20,1 - 20,2/2) в диапазоне от 31,29 ГГц до 31,3 ГГц. Необходимая защитная полоса может быть увеличена при использовании нелинейных устройств в высокочастотном блоке передатчика. Она может также зависеть от ширины полосы сигнала, который передается в окрестности 31,3 ГГц.

Мощность внеполосного излучения высокочастотного блока передатчика на частоте 30 ГГц зависит в первую очередь от КУ усилителя мощности, поскольку, как уже отмечалось, уровень входных внеполосных шумов по ПЧ равен уровню тепловых шумов.

В табл. 5.10 приведены типовые характеристики высокочастотного блока передатчика наземной станции ТСВА. Этот блок состоит из смесителя для переноса сигнала с ПЧ (1,8 ГГц) на 31 ГГц и усилителя мощности с максимальным КУ 42 дБ (коэффициент шума 6 дБ). Максимальная мощность сигнала на выходе блока передатчика равна –10,3 дБВт, что обеспечивает требуемый уровень мощности несущей в условиях дождя. АРМП осуществляется усилителем мощности с переменным КУ, который реализует переменный аттенюатор.

*Таблица 5.10.* Типовые расчетные характеристики высокочастотного блока передатчика диапазона 30 ГГц

Параметры	Вход	ФНЧ	Смеситель	Усилитель мощности	ФНЧ	Выход
КУ, дБ		-1,2	-17,25	42 (36) <sup>(1)</sup>	-4,02	
К <sub>ш</sub> , дБ		1,2	17,25	6	4,02	
Мощность сигнала,	-29,83	-31,03	-48,28	-6,28	-10,3	-10,3
дБВт				$(-12,28)^{(1)}$	(-16,3) <sup>(1)</sup>	(-16,3) <sup>(1)</sup>
Мощность внепо-	-143,83	-143,83	-143,83	-95,83	-99,85	-99,85
лосного шума,				(-101,83) <sup>(1)</sup>	(-105,85) (1)	(-105,85) <sup>(1)</sup>
дБ(Вт/МГц)						
Центральная	1,8	1,8	31,28	31,28	31,28	31,28
частота, ГГц						

(1) расчетные значения для условий ясного неба

Мощность внеполосного излучения высокочастотного блока передатчика определяется с помощью следующего выражения:

$$P_{\rm B\Pi\,B\rm b\rm IX} = P_{\rm B\Pi\,B\rm X} + G_{\rm yBM} + NF_{\rm yBM} + L_{\rm \Phi\rm H\rm q}\,, \label{eq:pbilder}$$

где  $P_{\rm B\Pi B \rm b \rm IX}$  — мощность внеполосного излучения на выходе блока передатчика, дБ(Вт/МГц);  $P_{\rm B\Pi B \rm X}$  — мощность внеполосного излучения на входе блока передатчика, дБ(Вт/МГц);  $G_{\rm YBM}$  — КУ усилителя мощности, дБ;  $NF_{\rm YBM}$  — коэффициент шума усилителя мощности, дБ;  $L_{\rm \phi H \rm Y}$  — затухание в ФНЧ на выходе усилителя мощности, дБ.

В табл. 5.10 мощность внеполосного входного излучения предполагается равной мощности тепловых шумов при температуре 300 K, т.е.  $P_{\rm B\Pi\,BX}$  = -143,83 дБ(Вт/МГц). Полученная в результате вычислений максимальная мощность внеполосного излучения на выходе блока составила – 99,85 дБ(Вт/МГц), что в условиях дождя является допустимым. В условиях ясного неба АРМП может еще уменьшить внеполосное излучение путем уменьшения КУ усилителя мощности. Предполагается применение АРМП с диапазоном в 6 дБ. Следовательно, в условиях ясного неба мощность внеполосного излучения уменьшится до –105,85 дБ(Вт/МГц). Для по-

лучения низкой мощности внеполосного излучения очень важна линейность устройств высокочастотного блока (усилителей и смесителей), и кроме того КУ усилителя мощности не должен быть слишком высоким, чтобы коэффициент шума К<sub>ш</sub> был низким.

#### 5.8.2. Результаты измерений

В Рекомендации МСЭ-Р *F*.1569 приведены результаты измерений высокочастотного блока передатчика на 31 ГГц, предназначенного для использования в наземных станциях ТСВА. Полученные данные показывают, что заданные характеристики селективности канала передачи достигнуты и поэтому теоретические исследования, представленные в предыдущем разделе, реализуемы на практике.

Рассмотрим более подробно процесс измерения и проанализируем полученные данные.

В табл. 5.11 представлена конфигурация измеряемого высокочастотного блока и соответствующая характеристика каждого его каскада. Здесь использованы три типа усилителей в монолитном исполнении *MMIC* (*Monolithic Microwave Integrated Circuit*), обеспечивающие необходимый выходной сигнал для требуемого бюджета радиолинии, который будет рассмотрен в следующем разделе.

Название каскада	Р1, дБВт	КУ, дБ	Коэффици- ент шума, дБ	Уровень сиг- нала, дБВт	Уровень внепо- лосного шума, дБ(Вт/МГц)	Центральная частота, ГГц
Вход	_	_	_	-27,80	-143,83	1,8
Соединитель	_	-0,11	0,11	-27,91	-143,83	1,8
ФНЧ	_	0	0	-46,56	-143,83	1,8
Аттенюатор	_	-3	3	-30,91	-143,83	1,8
Смеситель	-36	-11	11	-41,91	-143,83	1,8
Аттенюатор	_	0	0	-41,91	-143,83	31,15
ΠΠΦ	_	-4	4	-45,91	-143,83	31,15
Аттенюатор	_	-0,5	0,5	-46,41	-143,83	31,15
Линия	_	-0,15	0,15	-46,56	-143,83	31,15
MMIC	-18,5	20	4,2	-26,56	-119,63	31,15
Линия/атт.	_	-4,95	4,95	-31,51	-124,55	31,15
MMIC	-9	16	10	-15,51	-108,11	31,15
Линия/атт.	_	-2,95	2,95	-18,46	-111,06	31,15
MMIC	-2	13	13	-5,46	-98,01	31,15
Линия	_	-0,3	0,3	-5,76	-98,31	31,15
Аттенюатор	_	0	0	-5,76	-98,31	31,15
Фильтр	_	-4	4	-9,76	-102,31	31,15
Соединитель	_	-0,3	0,3	-10,06	-102,61	31,15

Таблица 5.11. Характеристики каскадов передающего высокочастотного модуля в диапазоне 31 ГГц

Схема измерительной установки для определения нежелательных излучений высокочастотного блока передатчика представлена на рис. 5.17. Здесь аттенюатор между спектроанализатором и измеряемым блоком служит имитатором АРМП и изменяет затухание от 0 до 6 дБ.

На рис. 5.18 показана частотная характеристика мощности теплового шума самого анализатора спектра в частотном диапазоне около 31,15 ГГц (без входного сигнала). Как видно на рис. 5.18, уровень мощности собственных шумов анализатора спектра на частотах ниже 31,15 ГГц равен –110,3 дБ(Вт/МГц) (-80,3 дБм/МГц), а на частотах выше 31,15 ГГц составляет –104,5 дБ(Вт/МГц) (-74,5 дБм/МГц).



Рис. 5.17. Структурная схема измерения характеристик высокочастотного блока передатчика



Рис. 5.18. Частотная характеристика мощности теплового шума анализатора спектра

Результаты измерения нежелательного излучения спектра ФМ-4 сигнала с шириной полосы 20 МГц на ПЧ после косинусоидальной сглаживающей фильтрации (коэффициент избирательности сглаживания равен 0,5) и полосовой фильтрации Чебышева представлены на рис. 5.19. На этом рисунке центральная частота (0 на оси частот) соответствует 1.8 ГГц. Здесь на вход высокочастотного блока передатчика подается сигнал уровнем -27,8 дБВт. На рис. 5.20 и рис. 5.21 показаны измеренные выходные спектры сигналов блока передатчика без и с АРМП (мощность увеличивается на 6 дБ). Здесь центральная частота (0 на оси частот) соответствует 31,15 ГГц, а представленные графики показывают результирующие данные, полученные после вычитания из измеренных спектров шума спектроанализатора. На рис. 5.21 видно, что уровень нежелательного излучения становится менее -106 дБ(Вт/МГц) (-76 дБм/МГц) при отстройке от центральной частоты не менее чем на 40 МГц. При включении АРМП (мощность увеличивается на 6 дБ) уровень нежелательного излучения может быть снижен до –100 дБ(Вт/МГц) (–70 дБм/МГц) и менее в частотной области, отстроенной на 40 МГц от центральной частоты. На рис. 5.22 показана АЧХ высокочастотного блока. Видно, что уровень выходного сигнала в 20 дБм, необходимый для ведения передачи по каналам вверх в ТСВА, достигается в линейном тракте блока передатчика.





Рис. 5.19. Измеренный спектр мощности на ПЧ сигнала с ФМ-4 после полосно-пропускающего фильтра

Рис. 5.20. Измеренный спектр мощности выходного высокочастотного сигнала на 31 ГГц

Таким образом, из представленных результатов измерений нежелательного излучения высокочастотного блока передатчика на частоте 31 ГГц, разработанного для наземной станции TCBA, следует, что нежелательное излучение на уровне -106 дБ(Bt/MГц) в условиях ясного неба и -100 дБ(Bt/MГц) в условиях дождя может быть получено для сигнала с полосой 20 МГц при защитной полосе шириной около 40 МГц. Если полоса сигнала меньше 20 МГц, то защитная полоса, необходимая для получения требуемого подавления нежелательного излучения, может быть меньше 40 МГц.





Рис. 5.21. Измеренный спектр мощности выходного высокочастотного сигнала на 31 ГГц при увеличении мощности на 6 дБ посредством автоматической системы регулирования мощности

Рис. 5.22. Измеренный спектр мощности выходного сигнала высокочастотного блока на 31 ГГц при увеличении мощности на 6 дБ: 1 – без модуляции; 2 – с модуляцией ФМ-4

#### 5.9. Примеры бюджетов радиолиний

Типовые бюджеты радиолиний для TCBA, использующих диапазоны 28 и 31 ГГц, представлены в табл. 5.12...5.17.

Бюджет радиолинии диапазона 47,2...48,2 ГГц, предлагаемый в Рекомендации МСЭ *F*.1500, базируется на следующих допущениях: модуляция ФМ-4, сверточное кодирование со скоростью 2/3, коэффициент ошибки на бит не более чем  $10^{-7}$ , затухание в дожде берется для *K* региона с вероятностью безотказной работы не менее 99,5% времени, шумовая температура приемника 900 К для наземных станций и 500 К для СВА, трафик формируется в *ATM* сети.

На радиолинии между СВА и шлюзовой станцией используется адаптивное управление мощностью (порядка 4 дБ) для борьбы с замираниями из-за осадков. При этом используется модуляция КАМ-64, скорость передачи информации 44 Мбит/с, сверточное кодирование со скоростью 4/5. Результаты расчета бюджетов радиолиний сведены в табл. 5.16 и 5.17.

	Радиолинии				
Парамстры	вверх	<b>ВНИЗ</b>	вверх	вниз	
Угол возвышения (места), °	20	20	90	90	
Частота, ГГц	31,28	28	31,28	28	
Ширина канала, МГц	20	20	20	20	
Передающая антенна:					
– выходная мощность, дБВт	-16,3	-14,5	-16,3	-15,2	
– потери в фидере, дБ	0,5	0,5	0,5	0,5	
– КУ, дБи	35	29,5	35	16,5	
– ЭИИМ, дБВт	18,2	14,5	18,2	0,7	
– ЭИИМ, дБ (Вт/МГц)	5,2	1,5	5,2	-12,3	
Длина радиолинии, км	58,5	58,5	20	20	
Потери в свободном пространстве, дБ	157,7	156,7	148,4	147,4	
Потери из-за осадков, дБ	0	0	0	0	
Доступность в зоне $M, \%$	100	100	100	100	
Потери в атмосферных газах, дБ	0,4	0,4	0	0	
Плотность потока мощности, дБ (Вт/(м <sup>2</sup> ·МГц))	_	-105,2	_	-109,3	
Приемная антенна:					
– КУ, дБи	29,5	35	16,5	35	
– потери в фидере, дБ	0,5	0,5	0,5	0,5	
– принимаемая мощность, дБВт	-110,9	-108,1	-114,2	-112,2	
<ul> <li>шумовая температура, К</li> </ul>	700	500	700	500	
<ul> <li>шумовая температура дБ(Вт/МГц)</li> </ul>	-200	-201,6	-200,2	-201,6	
– расчетное интерференционное отношение,	150.0	1.51 (	150.0	151 (	
db(BT/MI u) (I/N = 10%)	-150,2	-151,6	-150,2	-151,6	
– технические потери приема, дь	2,5	2,5	2,5	2,5	
Действительное $C/N_0$ , дБ (Гц)	86,3	90,6	83	86,5	
Скорость передачи пользовательских данных,					
Мбит/с	13,3	13,3	13,3	13,3	
дБ(Гц)	71,2	71,2	71,2	71,2	
Требуемое $E_b/N_0$ , дБ	10.5	10 7	10.7		
$(\Phi M-4, BER = 10^{-6})$	10,5	10,5	10,5	10,5	
Эффективность кодирования	5	5	5	5	
Кодирование по алгоритму Витерби					
(Viterbi coding, $K = 7$ , $r = 2/3$ )	5,5	5,5	5,5	5,5	
Необходимое С/N <sub>0</sub> , дБ (Гц)	76,7	76,7	76,7	76,7	
Энергетический запас на радиолинии, дБ	9,6	13,9	6,3	9,8	

Таблица 5.12. Типовой бюджет радиолинии для ТСВА на высоте 20 км в условиях ясного неба

Попомотри	Радиолинии				
Параметры	вверх	вни3	вверх	ВНИЗ	
Угол возвышения (места), °	20	20	90	90	
Частота, ГГц	31,28	28	31,28	28	
Ширина канала, МГц	20	20	20	20	
Передающая антенна:					
– выходная мощность, дБВт	-10,3	-14,5	-10,3	-15,2	
– потери в фидере, дБ	0,5	0,5	0,5	0,5	
– КУ, дБи	35	29,5	35	16,5	
– ЭИИМ, дБВт	24,2	14,5	24,2	0,7	
– ЭИИМ, дБ (Вт/МГц)	11,2	1,5	11,2	-12,3	
Длина радиолинии, км	58,5	58,5	20	20	
Потери в свободном пространстве, дБ	157,7	156,7	148,4	147,4	
Потери из-за осадков, дБ	12,2	10,1	8,05	6,43	
Доступность в зоне $M, \%$	99,4	99,4	99,4	99,4	
Потери в атмосферных газах, дБ	0,4	0,4	0	0	
Плотность потока мощности, дБ (Вт/(м <sup>2</sup> ·МГц))	_	-105,2	_	-109,3	
Приемная антенна:					
– КУ, дБи	29,5	35	16,5	35	
– потери в фидере, дБ	0,5	0,5	0,5	0,5	
<ul> <li>принимаемая мощность, дБВт</li> </ul>	-117,1	-118,2	-116,3	-118,6	
<ul> <li>шумовая температура, К</li> </ul>	700	500	700	500	
<ul> <li>шумовая температура, дБ(Вт/МГц)</li> </ul>	-200,2	-201,6	-200,2	-201,6	
– расчетное интерференционное отношение,					
дБ(Вт/МГц)	-150,2	-151,6	-150,2	-151,6	
– технические потери приема, дБ	2,5	2,5	2,5	2,5	
Действительное C/N <sub>0</sub> , дБ (Гц)	80,1	80,5	80,9	80,1	
Скорость передачи пользовательских данных,					
Мбит/с	13,3	13,3	13,3	13,3	
дБ(Гц)	71,2	71,2	71,2	71,2	
Требуемое $E_b/N_0$ , дБ	10,5	10,5	10,5	10,5	
Эффективность кодирования	5	5	5	5	
Кодирование по алгоритму Витерби	5,5	5,5	5,5	5,5	
Необходимое С/N0, дБ (Гц)	76,7	76,7	76,7	76,7	
Энергетический запас на радиолинии, дБ	3,4	3,8	4,2	3,4	

*Таблица 5.13.* Типовой бюджет радиолинии для ТСВА на высоте 20 км в условиях дождя (АРМП используется в линии вверх)

Параметры	Радиолинии				
Параметры	вверх	вни3	вверх	<b>ВНИЗ</b>	
Угол возвышения (места) , °	20	20	90	90	
Частота, ГГц	31,28	28	31,28	28	
Ширина канала, МГц	20	20	20	20	
Передающая антенна:					
– выходная мощность, дБВт	-16,3	-14,5	-16,3	-15,2	
– потери в фидере, дБ	0,5	0,5	0,5	0,5	
– КУ, дБи	35	29,5	35	16,5	
– ЭИИМ, дБВт	18,2	14,5	18,2	0,7	
<ul> <li>ЭИИМ, дБ (Вт/МГц)</li> </ul>	5,2	1,5	5,2	-12,3	
Длина радиолинии, км	73,1	73,1	25	25	
Потери в свободном пространстве, дБ	159,6	158,7	150,3	149,3	
Потери из-за осадков, дБ	0	0	0	0	
Доступность в зоне $M, \%$	100	100	100	100	
Потери в атмосферных газах, дБ	0,4	0,4	0	0	
Плотность потока мощности, дБ (Вт/(м <sup>2</sup> ·МГц))	_	-107,2	_	-111,3	
Приемная антенна:					
– КУ, дБи	29,5	35	16,5	35	
– потери в фидере, дБ	0,5	0,5	0,5	0,5	
<ul> <li>принимаемая мощность, дБВт</li> </ul>	-112,8	-110,1	-116,1	-114,1	
– шумовая температура, К	700	500	700	500	
– шумовая температура, дБ(Вт/МГц)	-200,2	-201,6	-200,2	-201,6	
<ul> <li>расчетное интерференционное</li> </ul>					
отношение, дБ (Вт/МГц)	-150,2	-151,6	-150,2	-151,6	
– технические потери приема, дБ	2,5	2,5	2,5	2,5	
Действительное $C/N_0$ , дБ (Гц)	84,4	88,6	81,1	84,6	
Скорость передачи пользовательских данных,					
Мбит/с	13,3	13,3	13,3	13,3	
дБ(Гц)	71,2	71,2	71,2	71,2	
Требуемое $E_b/N_0$ , дБ	10,5	10,5	10,5	10,5	
Эффективность кодирования	5	5	5	5	
Кодирование по алгоритму Витерби	5,5	5,5	5,5	5,5	
Необходимое $C/N_0$ , дБ (Гц)	76,7	76,7	76,7	76,7	
Энергетический запас на радиолинии, дБ	7,7	11,9	4,4	7,9	

Таблица 5.14. Типичный бюджет радиолиний для ТСВА на высоте 25 км в условиях ясного неба

Параметры	Радиолинии				
парамотры	вверх	<b>ВНИЗ</b>	вверх	вниз	
Угол возвышения (места), °	20	20	90	90	
Частота, ГГц	31,28	28	31,28	28	
Ширина канала, МГц	20	20	20	20	
Передающая антенна:					
– выходная мощность, дБВт	-10,3	-14,5	-10,3	-15,2	
– потери в фидере, дБ	0,5	0,5	0,5	0,5	
– КУ, дБи	35	29,5	35	16,5	
– ЭИИМ, дБВт	24,2	14,5	24,2	0,7	
– ЭИИМ, дБ (Вт/МГц)	11,2	1,5	_	-12,3	
Длина радиолинии, км	73,1	73,1	25	25	
Потери в свободном пространстве, дБ	159,6	158,7	150,3	149,3	
Потери из-за осадков, дБ	12,2	10,1	8,1	6,4	
Доступность в зоне $M, \%$	99,4	99,4	99,4	99,4	
Потери в атмосферных газах, дБ	0,4	0,4	0	0	
Плотность потока мощности, дБ (Вт/(м <sup>2</sup> ·МГц))	_	-107,2	_	-111,3	
Приемная антенна:					
– КУ, дБи	29,5	35	16,5	35	
– потери в фидере, дБ	0,5	0,5	0,5	0,5	
<ul> <li>принимаемая мощность, дБВт</li> </ul>	-119	-120,2	-118,2	-120,5	
<ul> <li>шумовая температура, К</li> </ul>	700	500	700	500	
<ul> <li>шумовая температура дБ(Вт/МГц)</li> </ul>	-200,2	-201,6	-200,2	-201,6	
– расчетное интерференционное					
отношение, дБ (Вт/МГц)	-150,2	-151,6	-150,2	-151,6	
– технические потери приема, дБ	2,5	2,5	2,5	2,5	
Действительное $C/N_0$ , дБ (Гц)	78,2	78,5	79	78,2	
Скорость передачи пользовательских данных,					
Мбит/с	13,3	13,3	13,3	13,3	
дБ(Гц)	71,2	71,2	71,2	71,2	
Требуемое $E_b/N_0$ , дБ	10,5	10,5	10,5	10,5	
Эффективность кодирования	5	5	5	5	
Кодирование по алгоритму Витерби	5,5	5,5	5,5	5,5	
Необходимое С/N <sub>0</sub> , дБ (Гц)	76,7	76,7	76,7	76,7	
Энергетический запас на радиолинии, дБ	1,5	1,8	2,3	1,5	

*Таблица 5.15.* Типичный бюджет радиолиний для ТСВА на высоте 25 км в условиях дождя (АРМП используется в линии вверх)

Пораматры	Значения для областей:						
параметры	UAC		SAC	SAC		RAC	
Уплотнение и многостанционный	TDM	FDMA	TDM	FDMA	TDM	FDMA	
доступ	вниз	вверх	вниз	вверх	вниз	вверх	
Частота, ГГц	47,0	48,0	47,0	48,0	47,0	48,0	
Рабочая полоса канала, МГц	11,0	2,0	11,0	2,0	11,0	2,0	
Мощность передатчика, дБВт	1,3	-8,2	1,3	-7,0	3,5	-1,5	
КУ антенны, дБи	27,0	23,0	27,0	38,0	38,0	38,0	
Потери на соединениях(Н)/							
волноводе(W), дБ	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	
ЭИИМ, дБВт	27,8	14,3	27,8	30,6	41,0	36,1	
Длина наклонной трассы, км	42,0	42,0	81,1	81,1	240,9	240,9	
Потери в свободном пространстве, дБ	158,3	158,5	164,1	164,3	173,5	173,7	
Атмосферные потери, дБ	2,3	2,8	5,2	5,8	6,3	7,7	
Затухание в дожде, дБ	11,2	11,2	14,8	14,9	20,2	22,4	
Плотность потока мощности <i>pfd</i> на							
земле, дБ(Вт/(м <sup>2</sup> МГц))	-99,6	_	-111,8	_	-114,5	_	
<i>G/T</i> приемника, дБ/К	-6,5	0,0	8,5	0,0	8,5	11,1	
Поляризационные потери, дБ	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	
Постоянная Больцмана, дБ(Вт/К)	-228,6	-228,6	-228,6	-228,6	-228,6	-228,6	
Битовая скорость, дБ(Гц)	70,0	63,1	70,0	63,1	70,0	63,1	
$E_b/(N_0 + I_0) \ (I = 0),  дБ$	7,5	6,8	10,3	10,6	7,6	8,3	
Требуемое $E_b/(N_0 + I_0)$ , дБ	6,1	6,1	6,1	6,1	6,1	6,1	
Допустимое ухудшение радиолинии, дБ	1,4	0,7	4,2	4,5	1,5	2,2	

*Таблица 5.16.* Параметры радиолиний СВА-АТ

Таблица 5.17. Параметры радиолиний СВА-шлюзовая станция

	Значения для областей:				
Параметры	UAC	UAC		SAC	
Уплотнение и многостанционный доступ	TDM	TDM	TDM	FDMA	
(на несущую)	вниз	вверх	<b>ВНИЗ</b>	вверх	
Частота, ГГц	47,0	48,0	47,0	48,0	
Рабочая полоса канала, МГц	11,0	11,0	11,0	11,0	
Мощность передатчика, дБВт	0,0	1,7	9,7	13,4	
КУ антенны, дБи	35,0	46,0	38,0	46,0	
Потери на соединениях(Н)/ волноводе(W), дБ	8,5	8,5	8,5	8,5	

	Значения для областей:			
параметры	UAC		SAC	
ЭИИМ, дБВт	26,5	39,3	39,2	50,9
Длина наклонной трассы, км	42,0	42,0	81,1	81,1
Потери в свободном пространстве, дБ	158,3	158,5	164,1	164,3
Атмосферные потери, дБ	2,3	2,8	5,2	5,8
Затухание в дожде, дБ	11,2	11,2	14,8	14,9
Коэффициент управления мощностью, дБ	4,0	4,0	4,0	4,0
$d \mathbf{E}(\mathbf{B} \mathbf{T}/(\mathbf{M}^2 \mathbf{M} \Gamma \mathbf{u}))$	-96,8	_	-96,4	_
<i>G</i> / <i>T</i> приемника, дБ/К	16,5	5,5	16,5	8,5
Поляризационные потери, дБ	0,5	0,5	0,5	0,5
Постоянная Больцмана, дБ(Вт/К)	-228,6	-228,6	-228,6	-228,6
Битовая скорость, дБ(Гц)	76,4	76,4	76,4	76,4
$E_b/(N_0 + I_0)$ ( $I = 0$ ), дБ	26,8	27,9	27,3	30,1
Требуемое $E_b/(N_0 + I_0)$ , дБ	20,3	20,3	20,3	20,3
Допустимое ухудшение радиолинии, дБ	6,5	7,6	7,0	9,8

Окончание табл. 5.17

#### 5.10. Выводы

Типовая система ФС на базе TCBA, использующая полосы 31...31,3 (47,9... 48,2) ГГц для передачи вверх и 27,5...28,35 (47,2...47,5) ГГц для передачи вниз, может иметь следующие рабочие характеристики:

- высота зависания CBA рекомендуется от 20 до 25 км;

 – значение минимального рабочего угла места желательно чтобы было больше 20° (работа при меньших углах возвышения также возможна для некоторых условий);

 – бортовая антенна формирует множество иглообразных лучей с показателем повторного использования частот равным или большим 4;

— материал оболочки высотной аэроплатформы обладает экранирующим эф-фектом для обратного излучения;

- наземная станция TCBA может иметь АРМП с целью уменьшения интерференции на другие службы, работающие в той же или смежных полосах, и увеличения готовности радиолинии без увеличения интерференции на другие службы;

— при условии работы системы в пакетной сети в климатической зоне *M* готовность радиолинии может достигать 99,4 % и больше; - расчетное значение I/N TCBA примерно равно 10 %;

 количество одновременно передаваемых сигналов имеет ограничение сверху, определяемое общей шириной полосы, разрешенной для использования, и шириной полосы каждого отдельного сигнала;

– внеполосное излучение в полосе 31,3...31,8 ГГц от передатчика наземной станции ТСВА может быть ниже –105 дБ(Вт/МГц) в условиях ясного неба и менее –100 дБ(Вт/МГц) в условиях дождя. Данные значения зависят от выбора устройств ПЧ и высокой частоты, а также правильной настройки каскадов передатчика;

- защитная полоса 31,26...31,3 ГГц необходима при линейных смесителях и усилителях передатчика наземной станции ТСВА, но она может быть и больше при наличии нелинейных устройств и зависит от ширины полосы сигнала, передаваемого на частоте, близкой к 31,3 ГГц.

### ГЛАВА 6

### ФОРМИРОВАНИЕ ЗОНЫ ОБСЛУЖИВАНИЯ ТСВА

Одной из определяющих характеристик функционирования TCBA является ее зона покрытия, определяемая как часть поверхности земного шара, в пределах которой создается необходимый для приема наземной станцией уровень сигнала, излучаемого CBA, а также обеспечивается необходимый уровень сигнала от наземной станции на входе приемника CBA. Регламентом радиосвязи [1] определено понятие зоны обслуживания радиосистемы как части поверхности Земли, на которой могут располагаться наземные станции данной системы. В отличие от зоны покрытия в пределах зоны обслуживания (действия) не только обеспечивается необходимый уровень сигнала на линиях между CBA и наземными станциями, но и соблюдаются необходимые защитные интервалы по отношению к мешающим сигналам других систем. Таким образом, зона обслуживания никогда не выходит за пределы зоны покрытия.

### 6.1. Геометрия зоны покрытия ТСВА

Если ограничить зону видимости аэроплатформы той частью земной поверхности, для которой CBA видна под углом не менее некоторого заданного угла места ү (рис. 6.1), то будут справедливы соотношения:

$$\begin{cases} (h+R_3)\sin\varphi = R_3\cos\gamma;\\ \alpha+\varphi+\gamma = \pi/2, \end{cases}$$

где h — высота зависания CBA над поверхностью Земли;  $R_3$  — радиус Земли (~ 6378 км);  $\phi$  — угол, равный половине максимального углового размера зоны видимости относительно CBA;  $\alpha$  — угловое расстояние границы зоны обслуживания от подплатформенной точки относительно центра Земли.

Тогда максимальная наклонная дальность от СВА до границы зоны действия определяется выражением:

$$D_h^2 = R_3^2 + (h + R_3)^2 - 2R_3(h + R_3)\cos\alpha,$$

а кривизна поверхности Земли под точкой зависания СВА равна:

$$\Delta R = R_3 \operatorname{tg}(\alpha/2) \sin \alpha \cdot$$



**Рис. 6.1.** Геометрия продольного сечения зоны покрытия ТСВА

Радиус зоны покрытия ТСВА может быть определен через параметры кривизны поверхности зоны покрытия: длину дуги, отображающей выпуклость поверхности зоны покрытия,  $R_1 = \alpha R_3$ , где  $\alpha$  в радианах; длину хорды, стягивающей эту дугу,  $R_2 = 2R_3 \sin(\alpha/2)$ ; расстояние от точки, над которой зависает СВА, до границы зоны видимости,  $R_{n1} = R_3 \sin \alpha$ ; через приближение полностью "плоской" поверхности зоны обслуживания, когда ее радиус определяется при помощи известных соотношений прямоугольного треугольника  $R_{n2} = \alpha$ 

 $= h/tg\gamma$  (на рис. 6.1 не показан).

Для спутниковых систем связи, когда *h* составляет тысячи километров, перечисленные способы определения радиуса зоны действия будут давать существенно различающиеся численные результаты. В случае TCBA, где высота расположения аэроплатформы не превышает 30 км, расхождения

значений  $R_1$ ,  $R_2$  и  $R_{n1}$  малы и оцениваются относительной ошибкой:

*Error* 
$$(R_i) = 100 | R_1 - R_i | / R_1, \%$$
,

где  $R_i$  принимает значения  $R_2$ ,  $R_{n1}$  и  $R_{n2}$ . Зависимости относительной ошибки *Error* 



ных значениях h представлены на рис. 6.2. Из рис. 6.2 следует, что при  $h \leq 30$  км расхождения между значениями  $R_1, R_2$  и  $R_{\pi 1}$  не превышают 0,1 %, а при углах места более 30° даже применение способа "плоской" поверхности дает погрешность менее 1%. Расхождения значений, полученных разными способами, уменьшаются при возрастании угла места. В табл. 6.1

от угла места при раз-

**Рис. 6.2.** Зависимость относительной ошибки *Error* для  $R_{n1}$  (кривые 3, 5, 6),  $R_{n2}$  (кривые 1, 2) и  $R_2$  (кривые 4, 7, 8) от угла места при разных значениях *h*, км: 20 (кривые 2, 6, 8); 30 (кривые 1, 5, 7) и 250 (кривые 3, 4)

приведены расчетные значения диаметра зоны покрытия TCBA от угла места при разных *h*.

VECT MOOTO °	2ф,° при	Диаметр $2R_1$ зоны покрытия, км, при <i>h</i> , км			
утол места,	<i>h</i> = 20 км	15	20	25	30
0	171	873,993	1009,000	1128,000	1235,000
5	167	301,422	388,290	470,295	548,159
10	158	163,781	215,800	266,669	316,456
15	149	109,932	145,713	181,083	216,057
20	139	81,516	108,294	134,881	161,280
25	129	63,842	84,907	105,866	126,720
30	119	51,659	68,745	85,766	102,721
35	110	42,642	56,767	70,848	84,885
40	100	35,610	47,416	59,192	70,936
45	90	29,895	39,813	49,708	59,580
50	80	25,093	33,422	41,734	50,028
55	70	20,945	27,899	34,840	41,768
60	60	17,273	23,010	28,736	34,452
65	50	13,953	18,588	23,215	27,833
70	40	10,892	14,510	18,123	21,729
75	30	8,019	10,683	13,343	15,999
80	20	5,277	7,031	8,781	10,529
85	10	2,618	3,489	4,357	5,225

Таблица 6.1. Расчетные значения диаметра зоны покрытия ТСВА

На практике CBA использует многолучевую антенну для формирования многосотовой (многоячеистой) зоны покрытия. В такой зоне покрытия односотовая зона обслуживания TCBA формируется с помощью одного луча антенны CBA. В общем случае проекцию луча антенны с симметричной круговой ДН на поверхность Земли можно смоделировать в виде пересечения конуса с плоской поверхностью. При этом могут иметь место четыре формы пересечения (рис. 6.3): круг при условии перпендикулярности продольной оси симметрии конуса и плоскости поверхности (луч антенны строго направлен вниз от CBA); эллипс, когда продольная ось конуса пересекает плоскость поверхности под углом, не равным  $\theta = 0$ ; парабола, если плоскость поверхности пересекает конус параллельно его образующей; гипербола, когда при больших углах  $\theta$  луч антенны не будет полностью попадать на поверхность Земли. Наибольший интерес для анализа работы многосотовой зоны покрытия представляет эллиптическая форма проекции луча бортовой антенны на поверхность Земли (рис. 6.4).

Если представить главный лепесток ДН антенны CBA в виде конуса излучения с углом  $\varphi$  (вершина конуса на CBA), а поверхность Земли – как секущую плоскость в сечении такого конуса, то при использовании проекционных правил начертательной геометрии и аппарата тригонометрии можно получить проекцию такой ДН на плоскость в виде эллипса с главными осями *a* и *b*, равными:

$$u = r_1 + r_2,$$
  
$$b^2 = 4tg^2(\varphi/2) \cdot (h/\cos\theta + \sin\theta \cdot (r_2 - r_1)/2)^2 - (r_2 - r_1)^2 \cos^2\theta,$$

где  $r_1 = h \cdot \sin(\varphi/2)/\cos \theta/\cos(\theta - \varphi/2); \quad r_2 = h \cdot \sin(\varphi/2)/\cos \theta/\cos(\theta + \varphi/2); \quad h$  — высота расположения СВА.



**Рис. 6.3.** Конические сечения: *а* – круг; *б* – эллипс; *в* – парабола; *г* – гипербола



Рис. 6.4. Проекция луча антенны с симметричной круговой ДН на поверхности земли: 1 – СВА; 2 – поверхность земли; 3 – главная ось ДН луча антенны СВА; 4 – контур эллиптической зоны покрытия луча

## 6.2. Влияние отхода главной оси ДН бортовой антенны CBA на работу системы

#### 6.2.1. Основные положения расчетной модели

Построим приближенную модель зависания аэроплатформы с возможным изменением ее положения (девиации) в пределах определенной кубической зоны для оценки влияния отклонения главной оси ДН бортовой антенны СВА на качество связи с АТ, у которого антенная система не имеет специальных юстировочных механизмов для компенсации ухода ДН бортовой антенны. Она следует из заложенного в TCBA фиксированной службы принципа подвижной (в ограниченном объеме – цилиндре зависания) базовой станции (точки доступа – ретранслятора) и неподвижных АТ.



**Рис. 6.5.** Геометрическое представление положения аэроплатформы и наземной станции: a – вертикальное сечение;  $\delta$  – представление кубической зоны девиации аэроплатформы (1 – референсное положение аэроплатформы (0, 0, h); 2 – позиция аэроплатформы при максимальном сдвиге ( $x' y', h + \Delta h$ ); 3 – позиция наземной станции ( $d \cos \delta, d \sin \delta, 0$ ))

На рис. 6.5 представлены размеры и координаты положения аэроплатформы и наземной станции. Здесь H – высота расположения аэроплатформы над уровнем моря: h – расстояние между начальной точкой (0, 0, 0) и аэроплатформой;  $\theta_s$  – угол возвышения (места);  $\theta'$  – угол между линиями L и d. Аэроплатформа располагается на высоте 20,6 км над уровнем моря в пределах своей зоны позиционирования (удержания), которая может быть представлена в виде внутренней области куба, имеющего длину ребра  $2\Delta h$ , км. Для описания зоны позиционирования может быть использована и модель сферы, вписанной в такой куб. Однако, она хорошо описывает только усредненное положение аэроплатформы в зоне удержания. Применение кубической модели для формирования пространственной зоны положения аэроплатформы позволяет достаточно просто получить угол девиации в наихудшем случае (при максимальном отклонении) [2]. Антенна наземной станции или пользовательский терминал (их высота возвышения над уровнем моря равна 0 км) ориентированы на референсную точку платформы (0, 0, h). При этом главный лепесток бортовой антенны из референсной точки всегда ориентирован на позицию наземной станции. Позиция наземной станции определяется углом места  $\theta_s$  и азимутальным углом  $\delta$ . Последний является углом между направлением на наземную станцию и осью x в плоскости x-y. Для точек A...H изменения G/T и ЭИИМ рассчитываются, исходя из значений угла девиации между направлениями главных лепестков антенн аэроплатформы и наземной станции. Для получения расчетных соотношений кроме того приняты следующие параметры:

— кубическая пространственная зона удержания аэроплатформы  $\pm 0,1...1,0$  км;

— направление главного лепестка антенны наземной станции ориентировано на референсную точку аэроплатформы (0, 0, h);

 – главный лепесток бортовой антенны всегда ориентирован на позицию антенны наземной станции;

 наземная станция использует плоскую полосковую антенну с воздушным зазором и/или антенну с круглой апертурой;

— максимальный диапазон движения аэроплатформы:  $A(\Delta h, \Delta h, h + \Delta h)$ ,  $B(\Delta h, \Delta h, h - \Delta h)$ ,  $C(\Delta h, -\Delta h, h + \Delta h)$ ,  $D(\Delta h, -\Delta h, h - \Delta h)$ ,  $E(-\Delta h, -\Delta h, h + \Delta h)$ ,  $F(-\Delta h, -\Delta h, h - \Delta h)$ ,  $G(-\Delta h, \Delta h, h + \Delta h)$ ,  $H(-\Delta h, \Delta h, h - \Delta h)$  ( $\Delta h$  – изменение положения аэроплатформы);

— угол девиации между направлениями главных лепестков антенн аэроплатформы и наземной станции рассчитывается для восьми точек (*A*...*H*).

#### 6.2.2. Расчет угла девиации

Расстояние L (рис. 6.5) между наземной станцией и референсной точкой аэроплатформы (0,0,*h*) выражается через радиус Земли  $R_3$ , высоту аэроплатформы H и угол места  $\theta_2$ :

$$L = (R_3 + H) \frac{\sin \varphi}{\sin\left(\frac{\pi}{2} + \theta_s\right)},$$
(6.1)

где  $\phi$  — угол между платформой и позицией наземной станции относительно центра Земли, который определяется как

$$\varphi = \frac{\pi}{2} - \Theta_s - \gamma;$$

γ – угол между линией, соединяющей аэроплатформу с центром Земли, и направлением
от позиции наземной станции к аэроплатформе:

$$\gamma = \arcsin\left[\frac{R_3}{R_3 + H}\sin\left(\frac{\pi}{2} + \theta_s\right)\right].$$

Расстояние L' между наземной станцией  $(d \cdot \cos \delta, d \cdot \sin \delta, 0)$  и смещенной аэроплатформой  $(x', y', h + \Delta h)$  выражается следующим образом:

$$L' = \sqrt{(d\cos\delta - x')^2 + (d\sin\delta - y')^2 + (h + \Delta h)^2}, \qquad (6.2)$$

где *d*, *h* – расстояния от начальной точки (0, 0, 0) до наземной станции и смещенной аэроплатформы, соответственно:

$$d = L\cos\theta';$$
  
$$h = L\sin\theta'.$$

Угол  $\theta'$  между отрезками L и d определяется как

$$\theta' = \frac{\pi}{2} - \gamma \; .$$

Расстояние l между референсной (0, 0, h) и смещенной  $(x', y', h + \Delta h)$  позициями аэроплатформы записывается в виде

$$l = \sqrt{(x')^2 + (y')^2 + (\Delta h)^2},$$
(6.3)

где  $\Delta h$  — величина смещения аэроплатформы вдоль оси *z*, т.е. вариация положения аэроплатформы по высоте.

Расстояние l может быть получено и как функция угла девиации  $\phi_s$  между линиями L и L' для случаев  $L \neq L'$ 

$$l = \sqrt{L^2 + (L')^2 - 2LL'\cos\phi_s} \ .$$

Тогда из выражений (6.1)–(6.3) угол девиации  $\phi_s$  может быть определен следующим образом:

$$\phi_s = \arccos\left(\frac{L^2 + (L')^2 - l^2}{2LL'}\right).$$
(6.4)

#### 6.2.3. Представление ДН антенных систем наземных станций

Рассмотрим два возможных вида антенн наземных станций: планарную антенную решетку (ПАР) и антенну с круглой апертурой.



Рис. 6.6. Геометрия единичного элемента полосковой антенной решетки: *1* – воздушный зазор; *2* – антенный элемент; *3* – направление поля; *4* – диэлектрическая подложка; *5* – фидерная полосковая линия; 6 – земляная поверхность (размеры в мм)



**Рис. 6.7.** ДН одиночного элемента полосковой антенны в плоскостях: *1* – *E*; *2* –*H* 

Структура одного элемента ПАР показана на рис. 6.6. Он состоит из двух диэлектрических слоев с диэлектрической проницаемостью  $\varepsilon_r = 2,5$  и одного промежуточного слоя в виде воздушного зазора. На рис. 6.7 показана ДН такого антенного элемента, симметричная в диапазоне  $\pm 5^{\circ}$ , где нормированная интенсивность излучения в плоскостях *E* и *H* одинакова.

В общем случае ДН антенной решетки образуется путем объединения ДН ее отдельных элементов. Такой процесс объединения можно описать с помощью так называемого коэффициента планарной решетки (*planar array factor*) [3]:

E (общий) = E (одного элемента в референсной точке) × [коэффициент решетки].

Коэффициент решетки для равноамплитудной прямоугольной антенной решетки, сфазированной в направлении  $(\theta_0, \phi_0)$ , равен

$$AF_{n} = \frac{1}{M} \frac{\sin(\psi_{x}/2)}{\sin(\psi_{y}/2)} \frac{1}{N} \frac{\sin(N\psi_{y}/2)}{\sin(\psi_{y}/2)},$$

где *М* и *N* – количество элементов соответственно вдоль осей *x* и *y*;

$$\psi_x = 2\pi d_x (\sin \theta_a \cos \phi_a - \sin \theta_0 \cos \phi_0);$$
  
$$\psi_y = 2\pi d_y (\sin \theta_a \sin \phi_a - \sin \theta_0 \sin \phi_0);$$

 $d_x$  и  $d_y$  – межэлементные расстояния (в длинах волн) вдоль осей x и y, соответственно. Геометрия ПАР из  $M \times N$  элементов представлена на рис. 6.8.



**Рис. 6.8.** Геометрия полосковой антенной решетки размером  $M \times N$ 

**Рис. 6.9.** ДН антенны с круглой апертурой ( $f = 47 \ \Gamma \Gamma \mu$ ,  $a = 50 \ \text{мм}$ )

Для круглой апертуры диаметром *a* приведенная ДН антенны параболического типа для n = 2 и C = 0,15 изображена на рис. 6.9 [4].

Функция ДН такой антенны

$$\begin{split} f(\theta_a,n,C) &= \frac{Cf(\theta_a,n=0) + \frac{1-C}{n+1}f(\theta_a,n)}{C + \frac{1-C}{n+1}};\\ f(\theta_a,n) &= \frac{2^{n+1}(n+1)!J_{n+1}(\beta a\sin\theta_a)}{(\beta a\sin\theta_a)^{n+1}}, \end{split}$$

где  $\theta_a$  — угол между осью *z* (перпендикуляром к поверхности апертуры в плоскости *x*—*y* радиусом *a*/2) и направлением произвольного вектора поля *r*, выходящего из центра апертуры (0, 0, 0).

## 6.2.4. Вариации ЭИИМ и *G*/*T* в пределах диапазона изменения положения аэроплатформы

В табл. 6.2 и 6.3 приведены значения максимального угла девиации между направлениями главных лепестков антенн аэроплатформы и наземной станции (пользовательского терминала) в диапазоне изменения положений аэроплатформы 0,1...1 км. Максимальный угол девиации может быть рассчитан по выражению (6.4). На рис. 6.10 и 6.11 представлены вариации угла девиации для пользовательского терминала в диапазонах изменения положения (позиционирования) аэроплатформы  $\pm 0,5$  и  $\pm 1$  км, соответственно. Как видно на рис. 6.10, максимальный угол девиации составляет около 2,21° при угле места пользовательского терминала 73,4°, азимутальном угле 45,0° и диапазоне позиционирования аэроплатформы  $\pm 0,5$  км. Для диапазона позиционирования аэроплатформы  $\pm 1$  км при угле возвышения пользовательского терминала 74,6° и азимутальном угле 45,0° максимум угла девиации показан на рис. 6.11. Из рис. 6.10 и 6.11 следует, что при увеличении диапазона позиционирования аэроплатформы угол возвышения пользовательского терминала, при котором угол девиации максимальный, возрастает.



**Рис. 6.10.** Зависимость угла девиации  $\phi_s$  от углов места и азимута АТ (диапазон изменения положения аэроплатформы составляет  $\pm 0,5$  км, а  $\theta_s = 73,4^\circ$ ):  $I - \delta = 90^\circ$ ,  $\phi_s = 2,16^\circ$ ;  $2 - \delta = 45^\circ$ ,  $\phi_s = 2,21^\circ$  (максимальный угол девиации);  $3 - \delta = 0^\circ$ ,  $\phi_s = 2,16^\circ$ 

**Рис. 6.11.** Зависимость угла девиации  $\phi_s$  от углов места и азимута АТ (диапазон изменения положения аэроплатформы составляет  $\pm 1,0$  км, а  $\theta_s = 74,6^\circ$ ):  $1 - \delta = 90^\circ$ ,  $\phi_s = 4,4^\circ$ ;  $2 - \delta = 45^\circ$ ,  $\phi_s = 4,5^\circ$  (максимальный угол девиации);  $3 - \delta = 0^\circ$ ,  $\phi_s = 4,4^\circ$ 

Азимутальный угол пользовательского терминала может изменяться от  $0^{\circ}$  до  $360^{\circ}$ , однако максимальный угол девиации принимает одно и то же значение через каждые 90°. Поэтому можно рассматривать только азимутальные углы от  $0^{\circ}$  до  $90^{\circ}$ .

Чтобы рассчитать вариации ЭИИМ и G/T для пользовательских терминалов, необходимо рассмотреть полосковую антенную решетку и антенну с круглой апертурой. Выражения для ДН таких антенн получены в предыдущем разделе.

Вариации КУ вследствие ошибки наведения могут быть рассчитаны из ДН для конкретного угла девиации. На рис. 6.12 представлены ДН для антенных решеток с числом элементов 4×4, 8×8 и 16×16, а на рис. 6.13 показаны ДН антенн с круглой апертурой диаметрами 5 $\lambda$ , 10 $\lambda$ , 15 $\lambda$  и 20 $\lambda$ .


**Рис. 6.12.** Сравнение ДН плоских антенных решеток: *1* – 4×4; *2* – 8×8; *3* – 16×16



**Рис. 6.13.** Сравнение ДН антенн с круглой апертурой диаметрами:  $1 - 5\lambda$ ;  $2 - 10\lambda$ ;  $3 - 15\lambda$ ;  $4 - 20\lambda$ 



**Рис. 6.14.** Изменение КУ от углов места и азимута для  $8 \times 8$  элементной антенной решетки (положение аэроплатформы *F*(-1, -1, *h*-1) и диапазон изменения ее положения составляет  $\pm 1,0$  км)

**Рис. 6.15.** Изменение КУ от углов места и азимута для круглой апертурной (5 $\lambda$ ) антенны (положение аэроплатформы *F*(-1, -1, *h*-1) и диапазон изменения ее положения составляет ±1,0 км)

Используя результаты, представленные на рис. 6.12 и 6.13, можно отобразить вариации КУ для пользовательских терминалов, как показано на рис. 6.14 и 6.15. Позиция пользовательских терминалов, как уже упоминалось, определяется посредством угла места и азимутального угла. На рис. 6.14 и 6.15 показаны вариации КУ соответственно планарной антенной решетки с числом элементов  $8 \times 8$  и антенны с круглой апертурой диаметром  $5\lambda$  для пользовательского терминала, когда в пределах диапазона позиционирования  $\pm 1$  км позицией аэроплатформы является точка F(-1, -1, h - 1). Ухудшение КУ вследствие ошибки позиционирования для антенны с круглой апертурой отображено в табл. 6.2, а для плоской антенны — в табл. 6.3. Значение G/T может быть выражено в терминах КУ приемной антенны и шумовой температуры приемника, а ЭИИМ — через потери на передачу и КУ передающей антенны. Таким образом, можно записать

G/T, дБ = [КУ приемной антенны] – [ шумовая температура приемника]; ЭИИМ, дБ = [мощность передатчика] – [потери на передачу] + [КУ передающей антенны].

Вариации G/T и ЭИИМ могут быть непосредственно получены из КУ антенн, представленных в табл. 6.2 и 6.3, при условии неизменности значений шумовой температуры приемника, мощности передатчика и потерь на передачу.

Таблица 6.2. Ухудшение КУ при максимальном угле девиации для антенны с круглой апертурой

Параметры	I, влияющие на ухудш	Ухудшение максимального КУ, дБ, при диаметре апертуры				
Диапазон ухода аэ- роплат- формы, км	Позиция наземной станции по углу места $\theta_s$ ,° (азимутальный угол $\delta_s = 45^\circ$ )	Угол де- виации,°	5λ (22 дБи)	10λ (27,7 дБи)	15λ (31,3 дБи)	20λ (33,8 дБи)
$\pm 0,2$ $\pm 0,4$ $\pm 0,6$ $\pm 0.8$	72,8 73,2 73,7 74 1	0,9 1,8 2,7 3,6	-0,04 -0,17 -0,39 -0,70	-0,17 -0,69 -1,59 -2,89	-0,38 -1,57 -3,66 -6,83	-0,17 -2,84 -6,76 -13,24
±1,0	74,6	4,5	-1,12	-4,66	-11,45	-25,03

Таблица 6.3. Ухудшение КУ при максимальном угле девиации для ПАР

Параметрь	I, влияющие на ухудш	іение	Ухудшение максимального КУ, дБ, при ко- личестве элементов			
Диапазон	Позиция наземной Угол де-		4×4	8×8	16×16	
ухода аэ-	станции по углу	виации,°	(18 дБи)	(24 дБи)	(30,5 дБи)	
роплат-	места $\theta_s,^\circ$					
формы,	(азимутальный					
KM	угол $\delta_s = 45^\circ$ )					
±0,2	72,8	0,9	-0,02	-0,08	-0,31	
$\pm 0,4$	73,2	1,8	-0,08	-0,31	-1,29	
$\pm 0,6$	73,7	2,7	-0,18	-0,72	-3,05	
$\pm 0,8$	74,1	3,6	-0,32	-1,31	-5,88	
±1,0	74,6	4,5	-0,5	-2,11	-10,46	



**Рис. 6.16.** Зависимость ухудшения  $G/T \Delta_{G/T}$  и ЭИИМ  $\Delta_{ЭИИМ}$  от диапазона ухода аэроплатформы  $\Delta_x$  для ПАР с количеством элементов:  $I - 4\times4$ ;  $2 - 8\times8$ ;  $3 - 16\times16$ 



**Рис. 6.17.** Зависимость *G/T* и ЭИИМ от диапазона ухода аэроплатформы  $\Delta_x$  для антенны с круглой апертурой диаметром:  $1 - 20\lambda$ ;  $2 - 15\lambda$ ;  $3 - 10\lambda$ ;  $4 - 5\lambda$ 

На рис. 6.16 и 6.17 показаны вариации G/T и ЭИИМ для планарной антенны и антенны с круглой апертурой, соответственно. Они определяются через размеры антенн, длины волн и амплитудное распределение электромагнитного поля в антенной апертуре. Как видно на рис. 6.16 и 6.17, если пользовательские терминалы используют антенны с низким КУ (ниже 20 дБ), например, антенну с диаметром апертуры менее  $5\lambda$  или планарную AP с количеством элементов  $8 \times 8$  и менее, то вариации G/T и ЭИИМ составляют менее 1 дБ. Это пренебрежимо мало по сравнению с вариациями других параметров радиолинии. Однако, если антенна пользовательского терминала без механизма автоматического наведения имеет высокий КУ (больше 20 дБ), например, антенна с диаметром апертуры 20 $\lambda$  или планарная AP с количеством элементов  $16 \times 16$ , то не учитывать эти вариации нельзя. Для антенн с высоким КУ пренебречь вариациями G/T и ЭИИМ можно в случае значительного запаса энергетики радиолинии и при уходе платформы от своей референсной точки не более чем на  $\pm 0,4$  км. Оптимальным решением для антенн с высоким КУ может быть наличие у них функции механического автоматического позиционирования.

## 6.3. Способы коррекции отклонения ДН бортовой антенны аэроплатформы при ее движении

В случае неподвижного зависания СВА на высоте *h* (в точке центра зоны покрытия – ТЦЗ) на поверхности Земли образуется круговая сотовая ячейка радиусом

 $R = h \cdot tg(\varphi/2)$ , которая является проекцией ДН с углом раскрыва  $\varphi$  по уровню –3 дБ. В действительности СВА под влиянием внешних дестабилизирующих факторов, прежде всего ветра, смещается на какое-то расстояние  $\Delta$  в горизонтальном направлении от ТЦЗ соты. С помощью двигательной установки аэроплатформа стремится вернуться в центр соты. Таким образом, происходит постоянное колебательное движение аэроплатформы на  $\pm \Delta$  вокруг ТЦЗ. При этом наблюдаются соответствующие сдвиги на величину  $\Delta$  положения максимума ДН и края зоны покрытия. В направлении отхода аэроплатформы от ТЦЗ происходит выход края зоны облучения антенны СВА за границу заданной соты на  $\Delta$ , а в противоположном направлении – появляется недопокрытие соты на то же значение  $\Delta$ . Это ведет к необходимости постоянной коррекции ДН при радиальном движении аэроплатформы относительно центра соты с целью поддержания максимально возможного покрытия обслуживаемой территории заданной соты TCBA.

В данной работе предложены три способа коррекции отклонения ДН при движении аэроплатформы с СВА [5]:

- поддержание максимума ДН в центре соты;

– совмещение крайней точки границы соты в направлении движения аэроплатформы с краем ДН антенны СВА;

- пропорциональный выход краев ДН за зону соты.

Предложенные способы реализуются с помощью поворота центра ДН антенны СВА на угол θ относительно перпендикуляра, опущенного из точки стояния СВА на поверхность Земли, как показано на рис. 6.18.



**Рис. 6.18.** Линии контуров ДН антенны СВА для случаев: 1 -максимум ДН в ТЦЗ; 2 -один край проекции ДН совмещен с краем соты; 3 -положение СВА над ТЦЗ из  $\Delta = 0$ ; 4 -равно-отстоящее покрытие соты



Рис. 6.19. Зависимость угла поворота  $\theta$  от приведенного к 2*R* сдвига положения аэроплатформы  $\Delta$  для следующих способов коррекции: *1* – поддержка максимума ДН в центре соты; *2* – совмещение крайней точки границы соты с краем ДН; *3* – пропорциональный выход краев ДН за зону соты (2*R* = 48 км; *h* = 20 км)

Углы поворота соответственно для трех способов коррекции отхода ДН можно определить по следующим выражениям:

$$\theta = \operatorname{arctg}(\Delta/h);$$

$$\theta = \arcsin \frac{\cos(\varphi/2)}{\sqrt{\frac{h^2}{\cos^2(\varphi/2)\Delta^2} - 2\frac{h}{\Delta} \operatorname{tg}(\varphi/2) + 1}};$$
$$\theta = \frac{1}{2} \operatorname{arctg} \left[ \frac{\Delta}{h} \frac{1 + \cos(\varphi)\sqrt{1 + \sin^2(\varphi) \cdot \Delta^2/h^2}}{1 - \cos^2(\varphi) \cdot \Delta^2/h^2} \right]$$

Для этих способов коррекции зависимость угла поворота  $\theta$  от приведенного к 2*R* сдвига положения аэроплатформы  $\Delta$  представлена на рис. 6.19. Зависимости приведенных к 2*R* удлинения  $\Delta^+$  и укорочения  $\Delta^-$  зоны покрытия, смещения центра ДН от центра зоны соты  $d_0$  от угла коррекции  $\theta$  показаны на рис. 6.20. Зависимости приведенных к 2*R* большой *a* и малой *b* осей эллипсов зон покрытия от смещения аэроплатформы  $\Delta$  представлены на рис. 6.21.



**Рис. 6.20.** Зависимости приведенных к 2*R* удлинения  $\Delta^+$  (кривые *1*, *2* и *3*) и укорочения  $\Delta^-$  (кривая *6*) зоны покрытия, смещения центра ДН от центра зоны соты  $d_0$  (кривые *4* и *5*) от угла коррекции  $\theta$  для следующих способов коррекции: поддержание максимума ДН в центре соты (кривые *1* и *6*); совмещение крайней точки границы соты с краем ДН (кривые *2* и *5*); пропорциональный выход краев ДН за зону соты (кривые *3* и *4*) (2*R* = 48 км; *h* = 20 км)



Рис. 6.21. Зависимости приведенных к 2*R* большой *a* (кривые 1, 2 и 3) и малой *b* (кривые 2, 4 и 6) осей эллипсов зон покрытия от смещения аэроплатформы  $\Delta$  для следующих способов коррекции: поддержание максимума ДН в центре соты (кривые 1 и 2); совмещение крайней точки границы соты с краем ДН (кривые 3 и 4); пропорциональный выход краев ДН за зону соты (кривые 5 и 6) (2*R* = 48 км; *h* = 20 км)

В образованной зоне покрытия минимальный угол места для антенн АТ

$$\gamma = \operatorname{arctg}(h/R) - \theta$$
,

удлинение зоны покрытия

$$\Delta^{+} = \frac{h \cdot \sin \theta}{\cos (\phi/2) \cos (\phi/2 + \theta)} - \Delta$$

а сдвиг центра ДН от ТЦЗ

$$d_0 = \Delta - h \cdot \mathrm{tg}\,\theta$$

В случае укорочения зоны покрытия на  $\Delta^-$  от края заданного покрытия соты выражение для расчета такого укорочения имеет вид

$$\Delta^{-} = \frac{\Delta \cdot \sin(\varphi/2)}{\sin(\theta)\cos(\theta - \varphi/2)} - h \operatorname{tg}(\varphi/2) \,.$$

На рис. 6.22–6.24 приведены виды сверху заданной зоны обслуживания (эллипс, нарисованный штриховой линией) и зон покрытия, образованных тремя способами коррекции ДН СВА при отходе аэроплатформы от центра соты. Цифры на рисунках указывают на величину отхода аэроплатформы от центра соты, а соответствующие им кривые отображают границы зон покрытия, образованные в результате коррекции этого отхода (единица масштаба по горизонтальной оси составляет 1 км; стрелка показывает направление отхода платформы; 2R = 48 км; h = 20 км).



**Рис. 6.22.** Вид сверху заданной зоны обслуживания и зон покрытия, образованных методом коррекции поддержанием максимума ДН в центре соты при отходе аэроплатформы от центра соты на 1...8 км

**Рис. 6.23.** Вид сверху заданной зоны обслуживания и зон покрытия, образованных методом коррекции совмещением крайней точки границы соты с краем ДН при отходе аэроплатформы от центра соты на 1...8 км

На рис. 6.25–6.27 приведены виды сверху заданной зоны обслуживания (эллипс, нарисованный штриховой линией) и зон покрытия, образованных тремя способами кор.рекции ДН СВА при изменении высоты зависания аэроплатформы от 24 до 16 км с шагом 2 км (соответственно кривые 1-5). На рисунках единица распределения (масштаб) по горизонтальной оси составляет 1 км, отход платформы в горизонтальной плоскости  $\Delta = 6$  км; 2R = 48 км; h = 20 км.



**Рис. 6.24.** Вид сверху заданной зоны обслуживания и зон покрытия, образованных методом коррекции пропорциональным выходом краев ДН за зону соты при отходе аэроплатформы от центра соты на 1...16 км





Рис. 6.25. Вид сверху заданной зоны обслуживания и зон покрытия, образованных методом коррекции совмещением крайней точки границы соты с краем ДН при изменении высоты зависания аэроплатформы



**Рис. 6.26.** Вид сверху заданной зоны обслуживания и зон покрытия, образованных методом коррекции пропорциональным выходом краев ДН за зону соты при изменении высоты зависания аэроплатформы

Рис. 6.27. Вид сверху заданной зоны обслуживания и зон покрытия, образованных методом коррекции поддержанием максимума ДН в центре соты при изменении высоты зависания аэроплатформы



**Рис. 6.28.** Зависимость относительного изменения  $\Delta a/a_0$  (кривые 4-7) и  $\Delta \theta/\theta_0$  (кривые 1-3) от  $\Delta h/h_0$  для метода коррекции совмещением крайней точки границы соты с краем ДН при смещении аэроплатформы  $\Delta$  на 1 км (кривые 1 и 4); 5 км (кривые 2 и 5); 7 км (кривая 6) и 8 км (кривые 3 и 7) (2R = 48 км;  $h_0$  = 20 км)



**Рис. 6.29.** Зависимость относительного изменения  $\Delta a/a_0$  (кривые 4-7) и  $\Delta \theta/\theta_0$  (кривые 1-3) от  $\Delta h/h_0$  для метода коррекции поддержанием максимума ДН в центре соты при смещении аэроплатформы  $\Delta$  на 1 км (кривые 3 и 4); 5 км (кривые 2 и 5); 7 км (кривая 6) и 8 км (кривые 1 и 7) (2R = 48 км;  $h_0$  = 20 км)



**Рис. 6.30.** Зависимость относительного изменения  $\Delta a/a_0$  (кривые 4-6) и  $\Delta \theta/\theta_0$  (кривые 1-3) от  $\Delta h/h_0$  для метода коррекции пропорциональным выходом краев ДН за зону соты при смещении аэроплатформы  $\Delta$  на 1 км (кривые 3 и 4); 5 км (кривые 2 и 5) и 8 км (кривые 1 и 6) (2R = 48 км;  $h_0 = 20$  км)



Рис. 6.31. Зоны покрытия односотовой

структуры ТСВА

Зависимости относительного изменения  $\Delta a/a_0$  и  $\Delta \theta/\theta_0$  от  $\Delta h/h_0$  при смещении аэроплатформы на  $\Delta$  представлены на рис. 6.28–6.30.

Зону покрытия одной соты можно рассматривать в виде трех вложенных кругов (рис. 6.31):

 средний круг определяет зону действия TCBA при неподвижном расположении аэроплатформы в центре соты;

 внешний круг образуется в результате увеличения угла наклона антенны при отходе аэроплатформы от центральной точки соты на Δ; территория, образованная сечением среднего и внешнего кругов, является зоной неуверенного

приема, которая должна учитываться при взаимном расположении нескольких TCBA или TCBA и любых средств наземной связи;

— внутренний круг определяет зону уверенного приема и, в сущности, формирует реальную зону действия ТСВА с подвижной СВА.

Чтобы зона уверенного приема совпадала со всей сотовой зоной покрытия, необходимо, чтобы внутренняя и средняя окружности совпадали.

# 6.4. Прогнозирование зоны покрытия TCBA с учетом интерференции

Помеха по основному каналу приема (I), называемая интерференционным сигналом, образуется тогда, когда два или более независимых сигнала передаются одновременно в одной и той же полосе частот. Одинаковые частоты могут использоваться многократно в пределах одной соты, которая вмещает в себе множество одночастотных ячеек. Повторное использование частот приводит к проектированию систем с ограниченным уровнем отношения несущая/помеха *CIR*. Именно к таким системам относится и TCBA. Поэтому определение *CIR* в любой точке зоны покрытия TCBA является важным условием прогнозирования работы этой системы. Выражение для расчета *CIR* в точке *n* ячейки с номером *k* имеет вид

$$CIR_{n}^{k} = \frac{P_{k}K_{ak}(\alpha_{nk})}{L_{n}\sum_{i}^{N-1}P_{i}K_{ain}(\varphi_{i})/L_{i}},$$

где  $P_k$  — мощность передатчика CBA, которая поступает на антенный элемент с коэффициентом усиления  $K_{ak}(\alpha_{nk})$  для последующего облучения ячейки k;  $K_{ain}(\varphi_i)$  — коэффициент усиления антенного элемента, который создает помеху, в направлении на расчетную точку под углом  $\varphi_i$ ;  $P_i$  — уровень мощности передатчика антенного элемента *i*, создающего помеху в точке *n* ячейки *k*; *i* = 1, 2,...,*N*-1; *N* — максимальное число ячеек в зоне покрытия;  $\alpha_{nk}$  — угол между прямой, которая соединяет СВА с точкой *n* ячейки *k*, и направлением от СВА до ТЦЗ;  $\varphi_i$  — угол между осью симметрии основного лепестка ДН антенны, которая является источником помехи, и направлением от СВА к точке, для которой делается расчет;  $L_n$  и  $L_i$  — потери на распространение электромагнитных волн в направлениях, которые определяют углы  $\alpha_{nk}$  и  $\varphi_i$ , соответственно.

Для расчета интерференции в зоне соты TCBA можно использовать два подхода [6]. Первый подход базируется на аналитических выражениях расчета *CIR* по упрощенным моделям ячеек соты TCBA. Второй подход основывается на численных методах и алгоритмах, которые реализуются в виде программного пакета моделирования распределения сигналов по ячейкам с учетом реальных форм ДН и условий распространения радиоволн в каждой расчетной точке.

Рассмотрим последовательно оба подхода.

#### 6.4.1. Модель круглых ячеек и одинаковых антенных элементов

Чтобы получить аналитическое выражение для расчета *CIR*, можно воспользоваться упрощенной моделью ячеек в виде набора одинаковых кругов. Это допущение справедливо для ячеек, которые расположены ближе к центру соты, где еще не сильно проявляется эллиптичность формы ячеек.

Расстояние между точкой, которая находится непосредственно под высотной аэроплатформой (в данном случае это ТЦЗ), и центром *n*-й ячейки соты можно вычислить по формуле:

$$d_n = h \cdot \operatorname{tg}(\alpha_n),$$

где h – высота расположения платформы;  $\alpha_n$  – угол между прямой, которая соединяет СВА с центром этой ячейки, и направлением от СВА к ТЦЗ:

$$\alpha_n = 2n(\pi/2 - \gamma)/(2m+1);$$

n — номер ячейки относительно ТЦЗ; m — максимальное число колец в зоне обслуживания;  $\gamma$  — минимальный угол места антенны АТ.

Прямая, которая соединяет CBA и центр *n*-й ячейки, является направлением максимального излучения передающей антенны CBA.

Координаты центров ячеек можно вычислить по формулам:

$$y_{i,n} = \sin(2n\pi)d_n; \quad x_{i,n} = \cos(2n\pi/i)d_n,$$

где  $i = \{1, 2...6n\}$  — номер ячейки в каждом кольце; n — индекс кольца радиусом  $d_n$  (рис. 6.32).



Для приемника, расположенного в ТЦЗ, помехи будут создавать электромагнитные волны, которые излучаются антенными элементами на СВА, использующими одну и ту же частоту. Передающие антенны на СВА могут вносить помехи не только в направлениях боковых лепестков ДН, но и под разными углами  $\phi_i$  относительно оси симметрии главного лепестка ДН.

После ряда тригонометрических преобразований для круговой модели ячейки получим

$$\varphi_i = \arccos[\cos\xi \cdot \cos\alpha_i + \sin\xi \cdot \sin\alpha_i \cdot \cos\beta_i],$$

**Рис. 6.32.** Формирование кольца круглых ячеек с индексом *n* = 1 где  $\xi = \arctan(r/h); r - \operatorname{расстояние}$  от ТЦЗ до расчетной точки на поверхности Земли;  $\beta_i$  –

угол на плоскости между вектором r и направлением из ТЦЗ на точку, куда попадает ось симметрии основного лепестка ДН антенны, которая является источником помехи;  $\alpha_i$  – то же, что и  $\alpha_n$ , только для *i*-й ячейки.

Предположив, что мощности, поступающие на входы всех передающих антенн, одинаковы, КУ антенн равны между собой, потери на распространение радиоволн в пределах соты также одинаковы, можно вычислить *CIR* в любой произвольно выбранной точке определенной ячейки:

$$CIR = K_{a}(\alpha_{n}) / \sum_{n=2}^{N} K_{a}(\varphi_{n-1}),$$

где  $K_a(\cdot)$  – КУ передающей антенны под углами  $\alpha_n$  или  $\phi_{n-1}$ .

На рис. 6.33 показаны результаты расчетов согласно представленной круговой модели для трех ячеек (две из них эллиптической формы) 19-ячейковой соты. Все ячейки работают на одной частоте при равных уровнях мощностей на выходах антенных элементов СВА. Для расчетов принят профиль ДН антенны СВА в виде  $|\sin c^3 2, 26\phi|$  в диапазоне изменений угла  $-\pi \le \phi \le \pi$ . Здесь представлены два случая, когда угол между направлениями максимального излучения двух расположенных рядом передающих антенных элементов составляет: 1) 7° (штриховые линии); 2) 10° (сплошные линии). При расчетах использовалась антенная решетка, элементы которой имеют  $K_a = 33$  дБи в максимуме главного лепестка ДН, подавление боковых лепестков ДН составляет 16 дБ и больше, а ширина луча ДН по уровню –3 дБ равна 10°. Высота расположения СВА составляет 20 км. Следует отметить, что при угле 7° боковые лепестки соседних антенн попадают в центр расчетных ячеек. Кроме рассмотренной формы ДН может быть использовано приближение плоской основы боковых лепестков вида [7]:

$$G = G_{\max} \cdot \max\left[\cos(\phi)^n, S_f\right],$$

где  $G_{\max}$  — максимальный КУ антенны по оси симметрии главного лепестка ДН;  $\phi$  — угол, отсчитываемый от той же оси симметрии главного лепестка ДН;  $S_f$  — плоский уровень боковых лепестков ДН.

Используя представленное выражение, можно получить уравнение для соты, находящейся непосредственно под CBA, центр которой совпадает с подплатформенной точкой. Принятая мощность для этой соты

$$P_{rx}(r) = P_{tx} + G_{tx} + G_{rx} - 20 \lg(4\pi\sqrt{h^2 + r^2}/\lambda) + \max[10n \lg(\cos(\arctan(r/h))), S_f], \text{ dB}, (6.5)$$



Рис. 6.33. Одночастотная интерференция в трех радиальных ячейках в 19-ти ячейковой соте

где  $P_{tx}$  – передаваемая мощность, дБ;  $G_{tx}$  и  $G_{rx}$  – КУ антенн передатчика СВА и приемника АТ, соответственно, дБ; r – расстояние от центра соты (в подплатформенной точке); h – высота зависания СВА.

Уравнение (6.5) может аппроксимировать поведение любой круглой соты в предположении их идентичности, когда пик мошности и его спад одинаков для всех сот, в том числе и для центральной. Теперь можно рассмотреть каждый центр соты как виртуальную БС на поверхности Земли, имеющую характеристику затухания своей передаваемой мощности согласно (6.5). Концепция виртуальной БС связана с приближением, позволяющим использовать для архитектуры ТСВА программное обеспечение для моделирования наземной сотовой связи.

### 6.4.2. Численный метод определения интерференции

Данный подход базируется на численных методах и алгоритмах, которые реализуются в виде программного пакета моделирования распределения сигналов по ячейкам с учетом реальных форм ячеек и условий распространения радиоволн в каждой расчетной точке. При этом подходе поверхность зоны обслуживания соты делится на  $N_x \times N_y$  расчетных логических или физических точек (пикселей) размером  $\Delta_p \times \Delta_p$  (рис. 6.34), которые служат наименьшим элементом для моделирования зоны обслуживания. Такой элемент описывается двумерной структурой pCell[ $N_x$ ][ $N_y$ ] на языке  $C/C^{++}$ :

Структура вмещает следующие параметры расчетной точки (элемента): мощность полезного сигнала Рс, суммарную мощность помех Рі, номер частотной полосы полезного сигнала F, координаты точки pt в виде стандартной структуры POINT из интерфейса прикладного программирования (ИПП) *Windows*.



**Рис. 6.34.** Деление зоны обслуживания соты на  $N_x \times N_y$  расчетных точек в виде двумерной структуры pCell $[N_x][N_y]$ 

Тогда соту TCBA можно рассматривать как множество точек  $A_p$ , которое определяется путем объединения семейства подмножеств точек ячеек

$$\bigcup_{\xi\in N_{\xi}} B_{k\xi} = A_p \,,$$

где  $B_{k\xi}$  — подмножество точек  $pt_{\xi}$ ячейки k ( $B_{k\xi} \subseteq A_p$ ,  $pt_{\xi} \in B_{k\xi}$ );  $N_{\xi}$  — множество индексов точек в ячейке.

Алгоритм расчета *CIR*, который приведен на рис. 6.35, включает в себя три основных этапа. На первом под-готовительном этапе резервируется память компьютера под структуру pCell[N<sub>x</sub>][N<sub>y</sub>], определяются данные, которые необходимы для дальнейших вычислений: ДН элементов антенной решетки CBA, их количество и расположение друг относительно друга, мощности передатчиков, которые подаются на антенные элементы, высота

зависания CBA, распределение частотных полос между антенными элементами, границы ячеек в пределах соты, погодные условия на трассе радиолиний, вид отображения полученных результатов (черно-белые изолинии по определенным уровням *CIR* или цветное заполнение), масштабируемость и др.



Рис. 6.35. Упрощенный алгоритм расчета CIR

Для тех элементов структуры pCell[N<sub>x</sub>][N<sub>y</sub>], которые находятся в пределах расчетной поверхности соты, выделяется физическая память, заполнение для каждой расчетной точки ее координат x и y в pCell[x][y].pt и номер отведенной под нее полосы частот pCell[x][y].F.

Второй этап — это непосредственный расчет уровней полезной мощности pCell[x][y].Рс и суммарной мощности помех pCell[x][y].Рі в каждой расчетной точке, с последующим вычислением *CIR*. Полезная мощность определяется как уровень мощности в расчетной точке  $\xi$  ячейки *k*:

$$P_{c\xi}^{k} = P_{\Pi P \square}^{k} f(\alpha_{\xi}^{k}) / L_{\xi}^{k},$$

где  $P_{\Pi P A}^{k}$  — уровень мощности передатчика CBA, который поступает на *k*-й антенный элемент с функцией ДН  $f(\alpha_{\xi}^{k})$ ;  $\alpha_{\xi}^{k}$  — угол, который определяет направление к точке  $\xi$ ;  $L_{\xi}^{k}$  — общие потери распространения сигнала к точке  $\xi$ .

Так как каждой ячейке отвечает определенный элемент антенной решетки CBA, полезным сигналом для k-й ячейки является сигнал, который излучается k-м антенным элементом и на поверхности Земли ограничивается границами k-й ячейки. Вне границ k-й ячейки этот же сигнал определяется как помеха при условии, что значение pCell[x][y]·F k-й ячейки совпадает с таким же значением ячейки, которая в данный момент рассматривается.

Процедура определения уровней мощностей полезного сигнала и помехи проводится одновременно и выполняется путем последовательного подсоединения друг за другом антенных элементов CBA.

Таким образом, в каждой расчетной точке, описываемой структурой pCell[x][y], накапливается (суммируется) значение уровней мощности помех, излучаемых антенными элементами, посторонними по отношению к ячейке, в которой расположена расчетная точка.

Теперь можно определить значения *CIR* в любых точках структуры pCell[x][y]. Кроме того, для произвольных контуров покрытия поверхности зоны соты дождевыми или снеговыми тучами доступно моделирование влияния погодных условий на отдельных участках соты в динамике движения этих туч. При этом для моделирования движения туч и интенсивности осадков используются имитационные модели на основе метода Монте-Карло. Влияние погодных условий передается через величину потерь  $L_{\mu}^{k}$ .

Последним этапом алгоритма являются отображение результатов вычислений *CIR* на битовую карту *Windows* BITMAP и вывод ее в режиме отображения MM\_ISOTROPIC на экран монитора.

На основе разработанного алгоритма и материала, который изложен в предыдущих разделах, с использованием языка C/C++ и ИПП Windows была создана прикладная программа HAPS Cells, скриншоты некоторых окон которой приведены на рис. 6.36.



Рис. 6.36. Скриншоты окон прикладной программы HAPS Cells

В качестве примера на рис. 6.37 представлены результаты моделирования по программе *HAPS Cells* соты TCBA с 62 ячейками, которые образованы проекцией лучей (по уровню -3 дБ ДН) элементов антенной решетки CBA. При этом угол между осями главных лепестков ДН элементов антенной решетки составлял 10°, а подавление боковых лепестков достигало 16 дБ. На рис. 6.37 видно, что из-за небольшого угла местоположения антенны АТ эллиптичность формы ячеек начинает проявляться на 3-...4-м витке их расположения по мере отдаления от центра соты. Поэтому рассмотренная модель круглых ячеек по мере удаления от ТЦЗ будет давать все большую погрешность.



Результаты моделирования значений *CIR* соты, проекции ячеек которой приведены на рис. 6.37, представлены на рис. 6.38 в виде цветной градации уровней интерференции.

**Рис. 6.38.** Результаты моделирования значений *CIR* в виде цветной градации уровней

Рис. 6.37. Вид сверху 62 ячейковых зон покрытия, образованных проекцией лучей элементов антенной решетки СВА, которые определены по уровню –3 дБ их ДН (масштаб одного деления на осях соответствует 1 км)

## 6.5. Оптимизация антенной системы СВА

#### 6.5.1. Общие положения

ТСВА способна обеспечить связь в зоне прямой видимости с большим количеством пользователей, расположенных как на малой, так и на большой географических площадях. При этом TCBA использует меньшую коммуникационную инфраструктуру, чем требуется для обычной наземной сети. Такие системы формируют сотовую архитектуру посредством многолучевой антенной системы CBA.

Характеристики наземных сотовых архитектур для мобильной связи были описаны Ли еще в 1989 г. [8]. Для достижения плотного покрытия зоны обслуживания соты в виде периодической ячеистой структуры разные радиоканалы распределены между соседними сотами так, чтобы избежать внутриканальной интерференции. Такие распределения могут реализовываться по частотам, временным интервалам или кодам. При этом соты с разными частотами собираются в группы (кластеры), которые затем могут использоваться как базовые для заполнения всей зоны обслуживания радиосистемы согласно принципу повторного использования частот.





При большом количестве сот в кластере и расстоянии между местами повторного использования частот, а также высоком отношении сигнал/помеха *CIR* будет требоваться совсем небольшое количество радиоканалов на соту. Этот компромисс является фундаментальным для большинства сотовых систем. Фиксированное распределение каналов показало самую высокую емкость в незатененных окружениях. Однако, в условиях, когда информационная нагрузка (трафик) на соту постоянно меняется, только динамическое распределение каналов позволяет достигнуть еще большей емкости системы [9–11]. Динамическое распределение каналов особенно полезно, когда частотное окружение или информационную нагрузку трудно прогнозировать [12–14].

Сотовая система TCBA имеет определенные сходства и различия с наземной сотовой системой. Здесь также применимо повторное использование частот (фиксированное или динамическое), но есть одно существенное отличие, которое состоит в самом механизме возникновения помех и их затухания с расстоянием. В TCBA помеха создается на одном канале сотами, которые обслуживает одна многолучевая антенна. Помеха возникает из-за наложения главных или боковых лепестков ДН отдельных антенных элементов. В этой связи представляет интерес рассмотреть влияние количества антенных элементов, ДН которых попадают в один и тот же канал, на распределение *CIR* в зоне обслуживания на поверхности Земли.

В идеальном случае отдельный луч антенны облучает соответствующую ему сотовую ячейку, создавая по всей ее площади одинаковый уровень мощности, а за пределами ячейки мощность отсутствует. С этой точки зрения антенна является обычным пространственным фильтром. Однако, на практике сфокусированные лучи не соответствуют представленной идеальности, особенно в миллиметровом диапазоне, где метод синтеза ДН антенны достаточно сложен. Наиболее подходят к идеальному случаю антенны апертурного типа. Для максимального уменьшения помех используются ДН с очень малыми боковыми лепестками и с резким спадом излучения в главном лепестке. В то время как подавление боковых лепестков можно достигнуть с помощью оптимизации облучателя [15], коэффициент спада излучения в главном лепестке регулируется его шириной и направленностью. Если направленность выбрана слишком высокой, то у соты будет отмечен чрезмерный спад мощности на ее краевом контуре; если слишком низкой — достаточно большой уровень мощности будет выходить за пределы соты.

В настоящем разделе будет получено решение для формирования оптимальной направленности, основанной на максимизации мощности на краю каждой соты. Данное решение является более рациональным, чем представленное в работе [16], где сота определяется, как и для наземных систем, по контурам, формируемым по уровню –3 дБ ДН антенны.

#### 6.5.2. Упрощенная модель ДН антенны СВА

ДН главного лепестка апертурных антенн средней и высокой направленности *D* можно приближенно описать функцией косинуса, возведенной в степень *n* [3]

$$D = D_{\max} \cdot (\cos \theta)^n, \qquad (6.6)$$



**Рис. 6.39.** Типичная ДН рупора диаметром  $4\lambda$  (*1*) согласно [15] и расчетная модель ( $\cos\theta$ )<sup>*n*</sup> (*2*) при *n* = 208

где  $\theta$  – угол отклонения от электрической оси (главного лепестка) антенны; *n* – коэффициент крутизны спада ДН. В качестве примера на рис. 6.39 показана типичная ДН рупора [15]. Крутизна спада излучения в главном лепестке соответствует реальной ДН до -26 дБ от максимума амплитуды. Так как уравнение (6.6) не воспроизводит структуру боковых лепестков, можно использовать для моделирования плоское представление бокового лепестка (оно обычно указывается производителем антенн).

Когда уровни боковых ле-

пестков очень низкие, максимальное значение направленности можно приблизительно вычислить по формуле [3]:

$$D_{\max} = \frac{32 \ln 2}{\theta_{3ab}^2 + \phi_{3ab}^2},$$
 (6.7)

где  $\theta_{3\,d\bar{b}}$  и  $\phi_{3\,d\bar{b}}$  – ширина луча по уровню –3 дБ в двух ортогональных плоскостях. Эти величины для кругового симметричного луча равны и тогда (6.6) можно переписать в виде:

$$D = (\cos \theta)^n \frac{32 \ln 2}{2\theta_{3 \mu b}^2}.$$

Ширина луча по уровню – 3 дБ также является функцией *n*. Так как направленность в этом случае составляет половину максимального значения, то

$$\left(\cos\frac{\theta_{3\pi B}}{2}\right)^n = 0,5 ,$$

тогда

$$\theta_{3\mathrm{d}\mathrm{B}} = 2\mathrm{arccos}(\sqrt[n]{1/2}) \ .$$

Следовательно, направленность может быть выражена как функция только аргументов  $\theta$  и *n*:

$$D = (\cos \theta)^n \frac{32 \ln 2}{2 \cdot (2 \arccos(\sqrt[n]{1/2}))^2}$$

Теперь можно установить значение D на краю соты, приравнивая  $\theta = \theta_{edge}$  и варьируя значением n. В качестве примера на рис. 6.40 показано, что для данного угла  $\theta$  на краю соты направленность максимизируется для единичного значения n. Геометрия соты представлена на рис. 6.41. Когда угол увеличивается, направленность на краю соты *EOS* (*Edge of Cell*) максимизируется для низких значений n. Значение n может быть получено приравниванием производной D' к нулю, где D' – частная производная по n:

$$D' = \frac{3,84\sqrt[n]{0,5}(\cos\theta)^n}{\sqrt{1-(0,5)^{2/n}} \cdot n^2 [\arccos(\sqrt[n]{0,5})]^3} + \frac{4(\cos\theta)^n \log 2\log(\cos\theta)}{(\arccos\sqrt[n]{0,5})^2}.$$

Таким образом, данный метод аппроксимации ДН удобен для выбора направленности на краю соты как функции единственного параметра *n*.



**Рис. 6.40.** Зависимость направленности (*a*) и ее производной (*б*) от значения *n* на краю соты под углом, …<sup>o</sup>: I - 10; 2 - 15; 3 - 20



Рис. 6.41. Геометрия соты ТСВА: *1* – СВА; *2* – подплатформенная точка; *3* – сота, обрамленная кругом радиуса *r*, *4* – ось главного лепестка ДН луча антенны

Например, из рис. 6.40 следует, что для достижения максимальной мощности на краю соты под углом  $10^{\circ}$  от CBA используется значение n = 65. С помощью формулы (6.7) можно выбрать антенну, взяв максимальное значение направленности. Чтобы сравнить модель луча для максимального условия на краю соты с близкими к оптимальным, рис. 6.42 показывает три случая, где край соты достигает 9° на CBA.



Рис. 6.42. Зависимость направленности от угла отклонения от оси главного лепестка антенны при угле наклона 9° от СВА: *1* – край ячейки; *2* – пик мощности 3 дБ на краю; *3* – пик мощности 10 дБ на краю; *4* – максимальная мощность на краю

На рис. 6.42 видно, что помешая отпечаток антенн с ДН шириной по -3 дБ на край соты получаем направленность края соты очень схожую с максимальным случаем, но худшим коэффициентом спада. Для пика в 10 дБ улучшенный спад вызовет гораздо меньшие помехи между смежными сотами (это зависит от их углового разделения), но при этом будет снижен энергетический потенциал линии связи на краю соты. В общем случае сота будет характеризоваться разны-

ми углами возвышения и азимута. Две ортогональные ширины луча можно использовать для получения эллиптического луча, который оптимизирует мощность на краю соты в двух плоскостях. Техника получения эллиптического луча антенн для оптимизации географического покрытия обсуждается в работе [17]. Следует подчеркнуть, что получение ширины луча каким-то другим методом, отличающимся от описанного выше, будет давать худшие результаты в отношении энергетического потенциала линии связи на краю соты.

#### 6.5.3. Прогнозирование внутриканальной интерференции

Для сот, которые совместно используют один радиоканал, вычисляются углы наведения антенны, а азимут и угол места требуются для получения оптимальных эллиптических лучей, формирующих правильные круговые ячейки. Углы должны определяться как функции от высоты зависания СВА. Координаты соты представляются в виде  $\{n_r, n_c\}$ , где  $n_r$  определяет номер концентрического шестиугольного кольца, а  $n_c$  – номер соты (ячейки) в кольце. Это представление изображено на рис. 6.43, где также в качестве примера показаны ячейки вдоль первой стороны четвертого кольца.

Углы наведения антенны по месту  $\theta_0$  и азимуту  $\phi_0$  от CBA к центру любой ячейки можно вычислить по формулам

$$\theta_0 = \operatorname{arctg} \frac{g}{h}$$

И

$$\phi_0 = \arcsin \frac{(c'-1)d\sin \frac{\pi}{3}}{g} + (n_s - 1)\frac{\pi}{3},$$

где d — ширина шестиугольника, показанного на рис. 6.43; h — высота зависания CBA; g — наземное расстояние на местности от центра ячейки до подплатформенной точки, которое определяется по правилу косинусов,



**Рис. 6.43.** Координатная система гексагонального представления многосотового покрытия площади обслуживания (121 сота): *а* – схематическое представление фрагмента системы; *б* – изображение всей 121-сотовой зоны покрытия

Так как результаты повторяются для каждой из сторон гексагональной ячейки (кольца), то используется параметр c', позволяющий определить положение сот по отношению к первой соте вдоль рассматриваемой стороны:

$$c' = n_c - (n_s - 1)n_r$$

где  $n_s$  – целое число между 1 и 6, которое определяет сторону шестиугольника,

$$n_s = 1 + Floor\left[\frac{n_c - 1}{n_r}\right];$$

*Floor* – оператор, который округляет до целого числа. На рис. 6.41 показаны угол места и азимут, определяющие круг радиусом *r* (обрамляемые соты). Они вычислены по формулам:

$$\theta_{sub} = \operatorname{arctg}\left(\frac{g+r}{h}\right) - \operatorname{arctg}\left(\frac{g-r}{h}\right)$$

И

$$\phi_{sub} = 2 \arctan \frac{r}{\sqrt{g^2 + h^2}}.$$

Мощность в каждой точке  $\{x, y\}$  на поверхности Земли рассчитывается для каждого луча антенны при помощи угла места  $\theta_a$  и азимута  $\phi_a$  относительно электрической оси ДН антенны в полярной системе координат. Вращение азимутальной плоскости по всей соте производится изменением координат:

$$x_0 = \sqrt{x^2 + y^2} \cdot \cos\left(\operatorname{arctg} \frac{y}{x} - \phi_0\right)$$

И

$$y_0 = \sqrt{x^2 + y^2} \cdot \sin\left(\operatorname{arctg} \frac{y}{x} - \phi_0\right),$$

тогда

$$\theta_a = \arctan\left(\frac{\sqrt{x_a^2 + y_0^2}}{h\cos\theta_0 + x_0\sin\theta_0}\right);$$

И

$$\phi_a = \operatorname{arctg} \frac{y_0}{x_a} \; ,$$

где  $x_a$  – перемещение  $x_0$  путем его трансформации в плоскости, перпендикулярной оси симметрии главного лепестка ДН антенны, как показано на рис. 6.44:

$$x_a = (x_0 - h \operatorname{tg} \theta_0) \cos \theta_0$$
.

Углы наведения и стягивающие углы для каждой соты являются функциями только координат соты  $\{n_r, n_c\}$  и размеров *d*, *h*. Они могут быть сгенерированы при изменении высоты СВА или ширины *d*. Пусть  $n_{\theta}$  и  $n_{\phi}$  будут индексами на кривой по формуле (6.6) для эллиптического луча, которые выбраны для оптимизации направленности на краях сот  $\theta_{sub}$  и  $\phi_{sub}$ , соответственно. Тогда направленность в точке  $\{x, y\}$ 

$$D = D_{\max} \cdot \{\cos(\theta_a \cos\phi_a)\}^{n_{\theta}} \{\cos(\theta_a \sin\phi_a)\}^{n_{\phi}},$$

где



Рис. 6.44. Изменение направленности антенны в точке на земле: a -общее схематическое представление;  $\delta -$ вид в плоскости, перпендикулярной оси симметрии главного лепестка ДН (1 -CBA; 2 -подплатформенная точка; 3 -ось главного лепестка ДН; 4 -поперечное сечение луча антенны в плоскости, перпендикулярной оси симметрии главного лепестка антенны)



**Рис. 6.45.** *СІR* и мощность *P* через ряды сот: a – центральный ряд сот;  $\delta$  – соседний к центральному ряд (1 - 7 каналов; 2 - 4 канала; 3 – мощность (потери в свободном пространстве))

Таким образом, для каждого луча генерируется массив данных вида  $\{x, y, power\}$ , где *power* определяется как коэффициент направленного действия антенны, направленной к точке  $\{x, y\}$  на поверхности Земли, с учетом дополнительных потерь в свободном пространстве относительно подплатформенной точки. Хотя *CIR* и не является функцией потерь в свободном пространстве, важно учитывать изменение распределения мощности поперек зоны обслуживания, как показано на рис. 6.45.

В зависимости от требуемой пространственной разрешающей способности размеры массивов данных обычно составляют  $10^4$  для каждого луча. Определив массивы данных для мощности, можно получить *CIR* для группы сот  $n_{cc}$ , использующих совместно один радиоканал:

$$CIR(x, y) = P_{\max}(x, y) / [-P_{\max}(x, y) \sum_{i=1}^{n_{cc}} P_i(x, y)].$$
(6.8)

В каждой точке  $\{x, y\}$  все массивы  $\{x, y, power\}$  проверяются на максимум  $P_{\max}(x, y)$ , который является максимальной мощностью одного отдельного луча и представляет собой несущую с самой большой мощностью.

Знаменатель в (6.8) является суммой мощностей всех других лучей, которые являются источниками помех. Для каждой группы сот последующий массив может быть создан согласно форме  $\{x, y, CIR\}$ . Чтобы определить географическую зону покрытия по различным заданным пороговым значениям *CIR*, может быть применена дальнейшая обработка. Ниже представлены некоторые результаты, иллюстрирующие влияние ширины ДН антенны на интерференцию в сотах [18].

#### 6.5.4. Результаты расчета для 121-сотовой архитектуры

На основе полученных результатов расчета видно, что эллиптические ДН лучей могут обеспечить лучшее покрытие, чем круговые ДН. Рассматриваемая многосотовая архитектура зоны обслуживания диаметром 60 км базируется на обычных 121 шестиугольных сотах диаметром 6,3 км каждая. Выбранный коэффициент повторного использования частот, равный четырем, позволяет сформировать три частотных группы по 30 сот и дополнительную группу из 31 соты. Проекции на поверхность Земли контуров *CIR* для последней группы представлены на рис. 6.46, где боковые лепестки были смоделированы как плавный спуск от максимума до уровня –40 дБ. Высота зависания СВА составила 20 км.

При помощи рис. 6.46, где расстояние между линиями контуров составляет 3 дБ, а цифрами обозначены наибольшие значения *CIR*, можно сравнить форму контуров покрытия для лучей с круглыми и эллиптическими ДН. Результирующая контурная структура *CIR* лучей с круглой ДН демонстрирует значительное искажение ячеек, которые могут простираться далеко от предназначенного для них местоположения. Когда задействованы оптимизированные эллиптические лучи, в сотах области высоких значений *CIR* становятся большими. Зоны покрытия для обоих случаев сравниваются на рис. 6.47 при одном заданном уровне *CIR*. Видно, что использование оптимизированных эллиптических лучей имеет явное преимущество. Та же тенденция просматривается и для других близко располагаемых трех групп сот при принятом коэффициенте повторного использования частот.

При дальнейшей обработке массивов данных могут быть найдены географические отношения между зонами покрытия четырех сотовых групп. Могут также быть изучены разрывы в покрытии при заданном уровне *CIR* и области перекрытия. На рис. 6.48 пред-



**Рис. 6.46.** Контуры *CIR* для одного из четырех каналов: *а* – круговые лучи; *б* – оптимизированные эллиптические лучи



**Рис. 6.47.** Относительное покрытие *Cover* одного из четырех каналов: *1* – круговые лучи; *2* – оптимизированные эллиптические лучи

ставлены пороги *CIR* на уровне 18 дБ и географическое перекрытие между каналами 1, 2 и 3 при пороге 10 дБ (затемненные области имеют уровни выше порога *CIR*; соты обозначены в соответствии с их номерами каналов).

Рис. 6.48, *а* показывает график покрытия *CIR* при пороговом уровне 18 дБ. Видно, что качество обслуживания имеет склонность быть хуже в центральном регионе, в то время как покрытие выходит за пределы круга диаметром 60 км. Результат показывает сложность контролирования географического покрытия с фиксированным планом повторного использования частот. Рис. 6.48,  $\delta$  показывает, в качестве

примера, области перекрытия для каналов 1, 2, и 3. Затемненные участки имеют покрытие с *CIR* на уровне 10 дБ для всех трех каналов. Рис. 6.49 показывает долевое покрытие для разных комбинаций перекрытия каналов. В этом случае перекрытие показано как доля от общей зоны покрытия (диаметром 60 км), которая обслуживается при *CIR*, не превышающем заданный порог. Например, при уровне *CIR* 10 дБ 80 % зоны покрытия обслуживаются двумя каналами, 40% – тремя и 2% – всеми четырьмя каналами.



**Рис. 6.48.** Примеры географического покрытия и перекрытия: *а* – покрытие всех каналов при уровне 18 дБ; *б* – перекрытие между каналами 1, 2 и 3 при уровне 10 дБ



**Рис. 6.49.** Относительное канальное перекрытие *CIR* для комбинации из четырех каналов: *1* – все четыре; *2* – лю-бые три; *3* – любые два; *4* – любой канал

Отсюда можно сделать вывод, что границы соты получают многоканальное покрытие. Это может быть полезным для увеличения емкости на границах сот, где *CIR* и бюджет мощности из-за первичного канала самый слабый. Также следует обратить внимание на то, что покрытие всюду находится на уровне меньшем 15 дБ. Это согласуется с рис. 6.49, где покрытие на канале 1 становится меньше, чем его величина при уровне 15 дБ.

Представляет интерес сравнение разных планов повторного использования частот (или размеров кластера), а также учета влияния бо-

ковых лепестков ДН. При увеличении количества повторно используемых каналов полоса пропускания, предназначенная для каждого канала, линейно сужается, а улучшение *CIR* происходит из-за уменьшения числа интерферирующих лучей и снижения перекрываемости проекций лучей на поверхности Земли. Для оптимизированных эллиптических лучей на рис. 6.50 показаны расчетные контуры *CIR* для одного из 7 каналов (случай наличия 17 сот). Эта сотовая конфигурация повторяется 6 раз. На рис. 6.50 показаны два случая уров-



**Рис. 6.50.** Контуры *CIR* для одного из семи каналов: a – боковые лепестки на уровне –40 дБ;  $\delta$  – боковые лепестки на уровне –50 дБ

ней боковых лепестков –40 и –50 дБ, при этом промежутки между контурами представляют собой интервалы по 3 дБ.

Зоны покрытия для двух уровней боковых лепестков показаны на рис. 6.51. Для четырехканальной схемы из-за малого углового разнесения между сотами границы сот подвержены помехам от главных лепестков соседних лучей. Поэтому при уменьшении мощности боковых лепестков в центрах сот уровень помех снижается, но на границах сот он возрастает из-за вклада мощностей боковых лепестков соседних антенн. При использовании семи каналов увеличенное угловое разнесение устраняет перекрытие боковых лепест-



**Рис. 6.51.** Влияние уровня боковых лепестков для одного из *nc* каналов: 1 - nc = 4; 2 - nc = 7; 3 - nc = 4; 4 - nc = 7 (3, 4 - боковые лепестки на уровне -50 дБ; 1, 2 - боковые лепестки на уровне -40 дБ)

ков. Поэтому при снижении уровней боковых лепестков в большей части зоны покрытия помехи уменьшаются.

Для зоны покрытия, использующей семь каналов с уровнем боковых лепестков – 40 дБ, перекрытие между каналами представлено на рис. 6.52, где показаны отдельными фракциями покрытия при разном количестве каналов. Например, существует 100% покрытие одним каналом при уровне *CIR* 19 дБ, двумя каналами при уровне *CIR* 13 дБ и т.д. Существует вариант, когда при возрастании количества перекрывающихся каналов покрытие уменьшается.



**Рис. 6.52.** Канальное перекрытие для числа каналов: *I* – 7; *2* – 6; *3* – 5; *4* – 4; *5* – 3; *6* – 2; *7* – 1 (одним)

В случае, когда нагрузка на трафик непредсказуема, перекрытие сот может быть использовано для обеспечения дополнительной емкости для заполненной соты. При этом обеспечивается достаточно высокий уровень мощности принимаемого сигнала. Высокий уровень перекрытия редко встречается в обычных наземных системах потому, что он предполагает:

 избыточность базовых станций, так как мощность ослабевает с расстоянием;

 высокую передаваемую мощность, которая необходима для обслу-

живания радиолиний на больших расстояниях;

 – большее число каналов для повторного использования частот, в том числе достижение полного перекрытия базовых станций с помощью множества перекрывающихся уровней слоев, каждый со своим определенным планом повторного использования частот.

В случае TCBA механизм интерференции отличается от наземных систем. Здесь высокий уровень перекрытия достигается без потребности в дополнительных каналах и базовых станциях. Еще одно преимущество заключается в том, что длина участков при перекрытии значительно не изменяется.

Сравнение четырех- и семиканальных схем показано в виде графиков CIR и относительной мощности на рис. 6.45 для нескольких поперечных сечений через центр ряда сот. В обеих схемах антенны и, следовательно, бюджеты мощностей идентичны. Мощность на земле определяется максимальным коэффициентом направленного действия за вычетом дополнительных потерь в свободном пространстве относительно подплатформенной точки. Таким образом, в подплатформенной точке располагается центр центрального ряда сот (рис. 6.50, а). Коэффициент направленного действия антенны составляет 22 дБ. Отсюда следует, что с ростом расстояния на земле коэффициент направленности возрастает быстрее, чем потери в свободном пространстве, и поэтому незначительно улучшается бюджет линии по мощности. На рис. 6.48, а четко видна тенденция для CIR по улучшению покрытия на границе зоны покрытия по сравнению с центральной. Одной из причин, способствующих этому, является более высокая направленность антенн, обслуживающих дальние по периметру соты. Это ведет к почти постоянному уровню мощности, при котором интерференция уменьшается на более удаленных сотах из-за больших потерь в свободном пространстве. Самые дальние соты имеют меньше соседних сот, и поэтому у них меньшая интерференция от главных лепестков соседних сот.

## 6.6. Влияние поля апертуры антенны на интерференцию и пропускную способность TCBA

Для группы соканальных сот *CIR* может быть рассчитан по выражению (6.8). В предыдущем разделе для упрощения анализа *CIR* была рассмотрена модель плоской характеристики боковых лучей. В настоящем разделе представлена модель, более близкая к реальной ДН антенны, на основе которой можно оценить пропускную способность TCBA.

ДН антенны в дальней зоне может быть рассчитана преобразованием поля апертуры. Для круглой апертуры поле может быть выражено как двойной интеграл по поверхности апертуры [3]

$$E(\theta,\phi) = \int_{\phi'=0}^{2\pi} \int_{r=0}^{1} A(r,\phi') \exp(jk\sin\theta r a\cos(\phi-\phi')) r dr d\phi',$$

где  $A(r,\phi')$  – распределение поля в апертуре антенны как функция радиуса *r* и угла  $\phi'$  (рис. 6.53).



**Рис. 6.53.** Распределение поля *E* на круглой апертуре: a – геометрия;  $\delta$  – зависимость распределения при *p*, равном 1 - 4; 2 - 3; 3 - 2; 4 - 1

В распределении поля круглой симметричной апертуры (такой, какая имеет место в коническом рупоре [15]), нет зависимости от параметра  $\phi'$ , и оно может быть выражено как A(r). В этом случае дальняя зона антенны также является круговой симметричной. Простое приближение для распределения поля радиальной апертуры приведено в [19]:

$$A(r)=(1-r)^p,$$

где A(r) – действительное число; p – параметр, определяющий крутизну спада характеристики амплитуды поля E. Тогда выражение для поля в дальней зоне будет иметь вид

$$E(\theta) = \pi R^2 2^p p! J_{p+1}(u) / u^{p+1}; \qquad (6.9)$$
$$u = kR \sin \theta ,$$

где R – радиус апертуры;  $k = 2\pi/\lambda$  – волновое число. Полученное выражение позволяет рассчитать ДН каждого антенного элемента, основываясь на одном параметре p. Пример полученной расчетной ДН при радиусе апертуры, равном 5 $\lambda$ , и разных значениях p показан на рис. 6.54. Из рисунка следует, что при увеличении p главный лепесток ДН расширяется, а уровень боковых лепестков снижается. Расширение главного лепестка ведет к снижению направленности, максимальное значение которой (при  $\theta = 0$ ) может быть аппроксимировано через ширину диаграммы направленности по уровню половинной мощности  $\alpha_{-3}$ :

$$D = 4\pi/(\alpha_{-3})^2$$

Используем полученную модель апертурной функции для оценки весовых характеристик бортовой антенны.



**Рис. 6.54.** Нормированная мощностная ДН для фиксированного диаметра апертуры для разных значений p: 1-0; 2-1; 3-3

Когда уровни боковых лепестков снижаются посредством использования амплитудного плавного перехода, сопутствующие потери по направленности должны быть компенсированы увеличением диаметра апертуры для поддержания требуемой ширины луча, которая предписывается размером и расположением каждой соты. Увеличение диаметра ведет к увеличению массы антенны.

Для достижения требуемой ширины ДН луча ищется определенное соотношение между параметром *p* и диаметром апертуры [20]. Такой поиск проводится путем компьютерно-

го моделирования ДН, представленных на рис. 6.54. Результаты сравнения полученных ДН показаны в табл. 6.4.

Таким образом, генерирование теоретической ДН с учетом распределения боковых лепестков может быть проведено по следующему алгоритму:

1) использование при расчете  $\alpha_{-3}$  для каждой ячейки метода, описанного в предыдущем разделе;

2) применение известного приближения [3], которое соотносит диаметр однородной апертуры и  $\alpha_{-3}$  – диаметр =  $60\lambda/\alpha_{-3}$ ;

3) для выбранного из табл. 6.4 значения *p* определяем новый требуемый диаметр апертуры;

**Таблица 6.4**. Снижение направленности и требуемый апертурный коэффициент компенсации для ряда значений параметра *p* 

Пара-	Снижение	Требуемый апертур-
метр р	направленности,	ный коэффициент
	раз (дБ)	компенсации
1	1,52 (1,8)	$(1,52)^{1/2}$
2	2,05 (3,1)	$(2,05)^{1/2}$
3	2,6 (4,1)	$(2,6)^{1/2}$
4	3,1 (4,9)	$(3,1)^{1/2}$

4) используем выражение (6.9) для моделирования ДН каждой антенны, основываясь на диаметре апертуры и выбранном *p*;

5) рассчитываем *CIR* для группы всех соканальных лучей согласно (6.8).

Для иллюстрации приближения по определению ДН на рис. 6.55 показаны распределения мощности по соте на поверхности







**Рис. 6.55.** Трехмерная ДН в декартовых координатах: a – центральная ячейка;  $\delta$  – ячейка на периферии зоны покрытия

Земли для случаев центральной и периферийной ячеек при использовании однородной апертуры (p = 0). Последнее имеет место при худшем уровне боковых лепестков и наименьшей апертуре антенны. При этом СВА располагается на высоте 17 км над центром зоны обслуживания.

Из характеристик, представленных на рис. 6.55, видна тенденция периодического возрастания боковых лепестков для случая периферийной соты (рис. 6.55, б) по сравнению с центральной сотой (рис. 6.55, а). Это связано с тем, что антенна, обслуживающая более дальнюю ячейку, имеет больший диаметр апертуры. Также лучи асимметричны для того, чтобы создавать на поверхности Земли круговые ячейки. При этом трехмерная ДН для эллиптической апертуры синтезирована из ДН двух круговых апертур путем интерполяции между случаями узкого и широкого лучей.



Рис. 6.56. Распределение CIR для однородной апертурной антенны с p = 0

Здесь, как уже упоминалось, анализируется 60 км зона покрытия с 121 сотой и коэффициентом повторного использования частот, равным 4. На рис. 6.56 показаны расчетные уровни CIR, возникающие благодаря соканальной интерференции для всех лучей антенны.

На рис. 6.56 имеет место 31 пик, соответствующий расположениям сот одного канала. Другие три канала имеют схожий вид распределения пиков и впадин. Распределение CIR может быть представлено как часть площади группы ячеек с одним уровнем минимального CIR, что может быть удобно для проведения сравнения значений уровней CIR различных типов антенн.

Рассмотрим влияние ненулевого параметра *р* на уровни *CIR*. На рис. 6.57 показаны теоретические ДН, созданные посредством изменения значения р от 0 до 3. В отличие от рис. 6.54 на рис. 6.57 представлены ДН при фиксированном  $\alpha_{-3} = 15^{\circ}$ . Следовательно, диаметр апертуры будет разным для каждого из значений р согласно табл. 6.4. Для каждой наземной позиции был проведен расчет CIR по предложенной методике. Расчетные уровни CIR в наземных ячейках для 31 соканальной группы ячеек и для каждой из обсуждаемых моделей ДН представлены на рис. 6.58. Здесь видно, что высокие значения *р* ведут к высоким значениям *CIR*.

Теперь можно рассмотреть соотношение между уровнями CIR, которые соответствуют минимальной и максимальной пропускной способности, и относительным размером антенной системы, определяющей полезную нагрузку аэроплатформы.





**Рис. 6.57.** ДН антенны для фиксированного значения  $\alpha_{-3}$  при *p*, равном: 1 - 0; 2 - 1; 3 - 2; 4 - 3 (5 - уровень боковых лепестков –40 дБ)

**Рис. 6.58.** Зависимость относительного покрытия *Cover* от *CIR* для разных *p*: 1 - 0; 3 - 1; 4 - 2; 5 - 3 (2 - уровень боковых лепестков -40 дБ)

Значение *CIR* для каждой точки (x, y) на поверхности Земли может быть преобразовано в спектральную эффективность с помощью табл. 6.5, содержащей несколько видов модуляции и схем кодирования, предлагаемых в СШР. Здесь для удобства и соответствия с обозначениями стандарта *IEEE* 802.16 рассматривается отношение несущей к сумме помехи и шума *CINR* (*Carrier to Interference plus Noise Ratio*). Значения последнего определены в предположении, что шум имеет гауссовское распределение, и поэтому *CINR* практически эквивалентно *CIR*.

	Значения для модуляции				
Параметры	KAM-64	KAM-64	KAM-16	GMSK	
Кодовая скорость*	1,0	0,69	0,69	0,69	
Эффективность ширины полосы, бит/с/Гц	4,8	3,3	2,2	0,9	
Требуемое $E_b/N_0$ , дБ	18,7	10,4	6,7	2,7	
Требуемое CINR, дБ	25,5	15,6	10,1	2,3	

Таблица 6.5. Параметры модуляции и кодирования для определения пропускной способности системы

\* Кодовая скорость = 0,6912 (скорость 3/4 внутреннего сверточного кода и 188/204 внешнего кода Рида-Соломона)

Наибольший интерес представляют минимальное и максимальное значения спектральной эффективности поперек соты, которые соотносятся с центром и периферией соты, соответственно. Кроме того, если взять случай p = 0 (наименьшая антенна) как базовый, то можно определить увеличение спектральной эффективности (эквивалент увеличения пропускной способности), которое может быть достигнуто путем увеличения параметра *p*. Все эти величины представлены в табл. 6.6, где для расчета пропускной способности была использована КАМ-64.

	Минимальные значения CIR			Максимальные значения CIR			Относитель-	Худший
Пара- метр <i>р</i>	<i>CIR</i> , дБ	Эффек- тивность полосы, бит/с/Гц	Увеличение пропускной способности	<i>CIR</i> , дБ	Эффек- тивность полосы, бит/с/Гц	Увеличение пропускной способности	ное увели- чение пло- щади аперту- ры	случай увеличе- ния массы
0	10	0,9	1,0	19	3,3	1,0	1,0	_
1	18	3,3	3,7	28	4,8	1,5	1,52	1,87
2	20	3,3	3,7	38	4,8	1,5	2,05	2,93
3	20	3,3	3,7	42	4,8	1,5	2,6	4,19

Таблица 6.6. Соотношение параметров антенн для разного *р* 

В последнем столбце таблицы показан худший случай увеличения массы полезной нагрузки (антенной системы) в предположении, что все размеры антенн масштабируются в соответствии с диаметром апертуры, следовательно, масса возрастает в кубической степени от длины.

Каждому приращению апертурного параметра *p* соответствует большее значение *CIR*, что определяет рост массы антенной системы.

Таким образом, по сравнению с однородной апертурой (p = 0), которая позволяет достигнуть максимального значения CIR = 19 дБ, в центре соты может быть достигнуто 9 дБ увеличение CIR, но при росте массы антенны примерно в 1,87 раза. Такой рост CIR обеспечивает пропорциональное увеличение пропускной способности системы в 1,5 раза. Дальнейшее увеличение CIR приводит к значительному росту массы антенны, но не дает заметного прироста пропускной способности.

## 6.7. Повышение эффективности использования спектра TCBA посредством применения дополнительных CBA

Наличие узконаправленных антенн на АТ позволяет пользователям пространственно различать CBA, расположенные в различных частях неба, и тем самым открывает возможность повышения эффективности использования общего спектра TCBA. Такое повторное использование спектра и получаемый при этом выигрыш в информационной емкости зависят, главным образом, от количества аэроплатформ и уровней боковых лепестков пользовательских антенн. Конфигурация из нескольких CBA также может решить проблему роста уровня трафика в определенной области обслуживания. При этом изначально может быть установлена только одна CBA, а с появлением новых пользователей и с возрастанием потребности в емкости можно поэтапно добавлять дополнительные CBA.

Представляет интерес проведение оценки достижения потенциально возможного выигрыша, который могут дать такие многоплатформенные конфигурации в улучшении эффективности использования спектра или повышении информационной емкости всей радиосистемы. Для этого рассмотрим, как можно увеличить абонентскую емкость путем введения в одной зоне действия TCBA нескольких аэроплатформ. Затем оценим потенциальный выигрыш, достигаемый для нескольких аэроплатформ, которые независимо друг от друга обслуживают одну общую соту (зону действия системы). Далее данную концепцию расширим на многолучевую (многосотовую) зону обслуживания от каждой аэроплатформы и сконцентрируем внимание на увеличении емкости в результате использования конфигурации из нескольких аэроплатформ.



#### 6.7.1. Многоплатформенный сценарий

**Рис. 6.59.** Многоплатформенный сценарий ТСВА: 1 - AT с координатами ( $x_u$ ,  $y_u$ , 0);  $2 - CBA_m$  с координатами ( $x_{hm}$ ,  $y_{hm}$ , h);  $3 - CBA_{i1}$  с координатами ( $x_{i1}$ ,  $y_{i1}$ , h); 4 - 3она обслуживания (сота)

Основной целью увеличения количества аэроплатформ, которые обслуживают общую зону действия, является увеличение информационной емкости на единицу площади (т.е. спектральной эффективности). Обычно для увеличения емкости зона покрытия радиосистемы разбивается на несколько сот или секторов. Этот подход можно также принять и для многоплатформенного сценария, однако, сперва ограничимся анализом одной соты для каждой СВА, обслуживающей одну зону действия ТСВА. Наличие нескольких СВА может увеличить емкость радиосистемы посредством ис-

пользования высокой направленности фиксированных пользовательских антенн. Их узкий луч изначально предназначен для улучшения энергетического потенциала линии связи, однако, он может служить и для уменьшения уровней интерференции от других CBA, удаленных на определенный угол от опорного направления пользовательской антенны. Предполагается, что максимум ДН пользовательской антенны всегда направлен непосредственно на CBA, с которой она осуществляет обмен данными (главную CBA). Сценарий, отображающий пользователя, главную CBA и одну из интерферирующих CBA, показан на рис. 6.59. Все CBA одинаково разнесены между собой на расстояние, равное диаметру круга, на котором они располагаются. Предполагается, что антенная система CBA идеальна и полностью стабилизирована против вращения платформы.
Для определения улучшения по емкости системы необходимо рассчитать в точке приема коэффициент отношения несущей к сигналам интерференции *CIR*, вызванным одной или более CBA для нисходящего канала. В системе из N интерферирующих CBA в произвольной точке (x, y, 0) зоны покрытия

$$CIR = \frac{T_{Hm} A_{Hm}(\phi_m)}{\sum_{j=1}^{N} T_{Hi_{j}} A_{Hi_{j}}(\phi_j) A_U(\theta_j)},$$
(6.10)

где  $T_{Hm}$  и  $T_{Hi_j}$  – коэффициенты передачи, которые учитывают длины и параметры радиоканалов, идущих соответственно от основной CBA и от *j*-й интерферирующей CBA к AT;  $A_{Hm}(\varphi_m)$  и  $A_{Hm}(\varphi_j)$  – КУ антенн главной и *j*-й интерферирующей CBA при углах отклонения  $\varphi_m$  и  $\varphi_j$  от максимума ДН, соответственно. Эти антенны направлены на точку с координатами (0, 0, 0), а при анализе отдельной соты их КУ предполагаются равными единице, поэтому с увеличением расстояния от центра зоны по-крытия нет спада мощностной характеристики;  $A_U(\theta)$  – КУ антенны пользователя при угле отклонения  $\theta$  от направления максимума ДН. В данном анализе ДН антенны пользователя может быть смоделирована следующим выражением:

$$A_{U}(\theta_{i}) = g_{U} \max[\cos(\theta)^{n}, d_{f}], \qquad (6.11)$$

где  $g_U$  – КУ в направлении максимума ДН антенны;  $d_f$  – номинально плоская нижняя граница бокового лепестка; n – параметр, который определяет скорость спада мощностной характеристики главного лепестка ДН. Предполагается, что максимум ДН антенны пользователя направлен на главную СВА, а под углом  $\theta$  к  $g_U$  располагается интерферирующая СВА. Передаваемая мощность от всех пользователей к СВА предполагается одинаковой.

Тогда для односотового анализа выражение (6.10) можно упростить

$$CIR = \frac{(1/H_m)^2}{\sum_{j=1}^N (1/H_{i_j})^2 A_U(\theta_j)},$$
(6.12)

где  $H_m$  и  $H_{i_j}$  – длины радиоканалов, связанные соответственно с главным и интерферирующим направлениями.

На рис. 6.60 отображена двумерная диаграмма контуров *CIR* на входе приемной системы AT, которая сгенерирована с использованием выражения (6.12) в предположении, что тестовый пользователь располагается в каждой из точек линий контуров диаграммы (антенна тестового пользователя направлена на главную CBA).



Рис. 6.60. Диаграмма контуров *CIR* нисходящего канала в зоне действия TCBA диаметром *d* для конфигурации из 4 CBA: • – главная CBA;  $\Delta$  – 3 интерферирующие CBA (значения меток контуров *CIR* в дБ)

# 6.7.2. Характеристики односотовой конфигурации

Для разного числа CBA можно оценить сценарий односотовой конфигурации. При этом значения используемых параметров следующие:

Параметр крутизны характеристики ДН	
с шириной главного лепестка 17,6° ( <i>n</i> )	58
Нижняя граница бокового лепестка	
относительно максимума ДН $(d_f)$ , дБ	-30
Количество платформ (N)	4
Радиус разнесения СВА, км	10
Радиус зоны покрытия, км	30
Высота зависания аэроплатформы. км	17

Оценка распределения *CIR* проводится на основе анализа отдельных круглых сот, составляющих одну круговую зону покрытия. Здесь *CIR* в любой точке (x, y, 0) относительно каждой CBA приводится к параметру эффективности использования полосы частот  $\eta$  согласно уравнению Шеннона:

$$\eta = \log_2(1 + CIR) \, .$$

Исходя из того, что в каждый момент времени антенна тестового пользователя направлена непосредственно на главную СВА и все СВА поочередно рассматриваются как главные, эффективность использования полосы частот  $\eta_c$  от всех CBA, обслуживающих зону покрытия, для каждой точки измерения (*x*, *y*, 0) можно определить следующим образом:

$$\eta_c \approx \sum_{j=1}^N \log_2(1 + CIR_j) \,.$$

Аналогично, параметры оцениваются статистически с использованием функции распределения вероятности *CDF*. На рис. 6.61 представлены *CDF* для *CIR* и эффективности использования полос частот для двух, трех и четырех CBA. Видно, что параметры *CIR* ухудшаются с ростом количества CBA в односотовой конфигурации. В результате падает скорость роста эффективности использования полосы частот по сравнению с ростом количества самих CBA. Если предположить, что максимально используемая эффективная полоса на одну CBA составляет 5 бит/с/Гц в соответствии с КАМ-64, то верхняя граница используемой эффективной полосы будет 20 бит/с/Гц. В рассматриваемом случае максимальная эффективность использования полосы немного ниже 20 бит/с/Гц.



Рис. 6.61. *CDF CIR* (*a*) и комбинированной эффективности η (*б*) поперек зоны действия TCBA для конфигураций из ряда CBA: *1* – 4 CBA, *2* – 3 CBA, *3* – 2 CBA



**Рис. 6.62.** Медианные *CIR* (*a*) и эффективность использования полосы частот  $\eta$  (*б*) в зависимости от различных радиусов разнесения аэроплатформ  $H_s/2$  для ширин луча антенны пользователя:  $1 - 5^{\circ}$  (n = 730);  $2 - 10^{\circ}$  (n = 180);  $3 - 15^{\circ}$  (n = 80);  $4 - 30^{\circ}$  (n = 20)

На рис. 6.62 для конфигурации из четырех CBA показаны медианный *CIR* и эффективность использования полосы частот разных радиусов разнесения CBA при не-

скольких значениях ширин ДН пользовательских антенн. Результаты показывают, что с увеличением расстояния между СВА в пространстве боковых лепестков пользовательской антенны возникает интерференция от других СВА и выигрыш не увеличивается. Для энергетического потенциала радиолинии (чем линия короче, тем лучше) выигрышным является применение минимального радиуса разнесения СВА, который позволяет получать хорошую эффективность использования полосы частот. Кроме того, минимизация радиуса разнесения СВА позволяет избежать искажения сотовой структуры многолучевых СВА. Предел значения медианного CIR (случай на 30 дБ ниже максимального КУ ДН) определяется уровнем боковых лепестков антенн пользователей. Этот предел остается достаточно высоким для поддержания таких схем модуляции, как КАМ-64. Выигрыш от дальнейшего уменьшения боковых лепестков антенн пользователей незначителен и на практике ограничивается уровнем шумов и помех [21]. При ширине ДН антенны пользователя 30° по уровню -10 дБ никогда не достигается ограничение на медианный CIR для практически реализуемых радиусов разнесения, так как эта ширина луча слишком велика для данного применения. Требуемая для практики ширина ДН должна иметь значение 5...15°. При такой ширине ДН минимальный (идеальный) радиус разнесения СВА составит 4...11 км.

## 6.7.3. Характеристики многосотовой конфигурации

Проведенный анализ может быть расширен на аэроплатформы, каждая из которых обслуживает множество сот путем использования ряда узконаправленных антенн. Для этого применим к главной СВА метод анализа распределения мощности для каждого луча в 121 сотовой сети, изложенный в [7, 18] (рис. 6.60). Интерферирующие СВА облучают одни и те же соты в одном и том же канале, а проекции их ДН по мощности определяются поворотом проекции главной ДН.

*CIR* каждой позиции AT на земле рассчитывается как отношение требуемой мощности от направленного луча главной CBA к сумме всех интерферирующих мощностей. К последним относятся соканальные помехи антенн главной CBA и других CBA, промасштабированные по ДН антенны пользователя согласно выражению (6.11). Следовательно, выражение (6.10) может быть преобразовано таким образом, чтобы учесть все источники интерференции. Тогда для случайной точки (x, y, 0)

$$CIR = \frac{P'_{H_m}(\phi_m)}{\sum_{k=1}^{K-1} P'_{Hm_k}(\phi_k) + \sum_{j=1}^{N} \sum_{k=1}^{K} P'_{Hi_j,k}(\phi_{j,k}) A_U(\theta_j)},$$
(6.13)

где  $P'_{H_m}$  – вклад в принятую мощность от главной СВА в интересующей нас соте;  $P'_{Hm_k}$  – составляющие мощности интерференции от K – 1 сот на том же радиоканале, что и на главной СВА;  $P'_{Hi_j,k}$  – составляющие мощности интерференции от всех K сот, совместно использующих общий канал на *j* интерферирующих СВА. Это выражение учитывает потери на трассе, передаваемую мощность каждого луча в передающей и приемной антеннах при соответствующих углах, которые определяют индивидуальные вносимые составляющие мощности. Множество лучей каждой СВА направлены в центр каждой соты, которые расположены в узлах равномерной гексагональной решетки (рис. 6.63).



**Рис. 6.63.** *CDF CIR* (*a*) и эффективности использования полосы частот  $\eta$  (*б*) для разного количества CBA: 1 - 4; 2 - 2; 3 - 1 (*в* – структура гексагональной решетки многосотовой зоны покрытия)

На рис. 6.64 изображены контуры CIR, рассчитанные по выражению (6.13) в сценарии из четырех СВА, для отдельного радиоканала в схеме четырех повторно используемых каналов. Ширина ДН антенны АТ составила 5° при уровне боковых лепестков – 30 дБ. Многолучевые узконаправленные антенны СВА, которые облучают соты, смоделированы согласно методике, приведенной в [18], и каждая из них имеет уровень боковых лепестков –40 дБ. Проекция ДН рассчитывается для каждой соты индивидуально. На рис. 6.63 также представлено сравнение конфигураций с одной, двумя и четырьмя СВА по *CIR* и эффективности использования полосы частот. Здесь видно, что дополнительные СВА, совместно использующие общий спектр, оказывают малое влияние на *CIR*, вследствие чего эффективность использования полосы частот растет почти линейно с увеличением числа СВА. Для *CIR* значительное влияние оказывает сотовая структура, а не результирующая интерференция от дополнительных CBA. Уровень *CIR*, равный 14 дБ, соответствует границе соты и возрастает до 27 дБ в ее центре. При этом эффективность поло-





сы пропускания каждой конфигурации изменяется в рамках этого диапазона *CIR*. Медианная эффективность использования полосы частот одной CBA может быть применена для нормировки медианной пропускной способности для других конфигураций, что позволяет получать выигрыши от 1,98 до 3,93 для конфигураций из двух и четырех CBA, соответственно.

# 6.7.4. Пример выигрыша в предоставлении услуг доступа к Интернету

Повышение пропускной способности радиосистемы при конфигурации из нескольких СВА дает возможность охватить большую часть рынка беспроводных широкополосных услуг. Рассмотрим анализ такого рынка на примере предоставления услуг доступа к Интернету в системе *Helinet* [22].

Табл. 6.7 и 6.8 демонстрируют результаты проведения простого анализа рынка услуг по предоставлению широкополосного доступа к Интернету для пользователей жилых районов и фирм мелко- и среднесерийной продукции в сельской, пригородной местностях и центральной части города в Южной Европе с использованием конфигураций из одной или нескольких СВА. Согласно [21] анализ энергетического потенциала линии связи для одной СВА на высоте 17 км с общей площадью покрытия радиусом 30 км и 121 сотовой структурой показывает, что может быть достигнута пиковая скорость 120 Мбит/с на одну соту. При условии, что половина этой пропускной способности будет зарезервирована исключительно под Интернет, и принимая во внимание только типовые модели использования Интернета, доля на рынке услуг для пользователей в сельской, пригородной и центральной городской зонах с использованием одной CBA составит 147%, 55% и 8%, соответственно. Для конфигурации из четырех CBA в результате увеличения пропускной способности на соту доля рынка услуг возрастает соответственно на 576%, 215% и 32%, демонстрируя тем самым существенное увеличение пропускной способности в центре города и создавая предпосылки для будущего роста рынка услуг доступа к Интернету в пригородных районах.

	Зоны действия ТСВА		
Параметры рынка услуг	Сельская	Пригородная	Городская
Плотность местного населения, человек /км <sup>2</sup> (Pop. Density maps/www.inforegio.org)	70	250	2500
Установление соединений через Интернет, % (Merrill Lynch prediction for Italy, 2003)	33	33	33
Плотность пользователей жилого и промышленного секторов, %	100	75	50
Плотность рынка услуг, пользователи/км <sup>2</sup>	23,1	61,9	412,5

Таблица 6.7. Плотность рынка услуг доступа к Интернету

#### Общие параметры рынка услуг доступа к Интернету

Максимальная скорость на соту ТСВА, Мбит/с	60
Скорость приложений нисходящего канала, Мбит/с	3
Средняя длительность в месяц на пользователя, часов	6
Средняя длительность предоставления услуги	
пользователю во время наибольшей нагрузки, с	
(1/8 Daily Traffic, Oftel, UK)	90
Средний трафик во время наибольшей нагрузки	
на пользователя, Мбит/с	0,0750
Максимальное количество пользователей	
Helinet на соту CBA	800
Площадь соты, км <sup>2</sup>	23,6
Максимальная плотность пользователей Helinet	
на СВА, пользователи/км <sup>2</sup>	33,9

Количество СВА	Доля рынка, %, по зонам			
	сельской	пригородной	городской	
1	146,7	54,8	8,2	
4	576,7	215,3	32,3	

Таблица 6.8. Доля рынка предоставления услуг доступа к Интернету для одной и четырех СВА

# 6.8. Бортовые антенные системы СВА

Важной составной частью CBA является ее бортовая антенная система, которая определяет параметры наземных ячеек в зоне обслуживания и основные габариты полезной нагрузки аэроплатформы. Поэтому основными требованиями к ним являются уменьшение размера и массы, максимизация рабочей полосы частот и количества лучей, увеличение КУ и снижение максимального уровня боковых лепестков [23]. При этом требования увеличения КУ и сужения ДН лучей входит в противоречие со снижением габаритов антенн, так как эти параметры взаимосвязаны.

### 6.8.1. Использование спутниковых антенных систем

В качестве бортовой антенной системы CBA могут быть использованы многолучевые антенны с множеством (до сотен) узконаправленных лучей. Такими антеннами могут служить хорошо отработанные бортовые антенные комплексы спутниковой связи, различные сканирующие антенные решетки и антенны, которые разработаны непосредственно для применения в TCBA.

Ряд спутниковых многолучевых антенных систем, которые могут быть использованы для СВА, представлены в работах [24–26]. Основным их достоинством является возможность реализации высокого КУ и узких лучей (менее 1°), что позволяет формировать многосотовое покрытие с диаметрами ячеек менее 1 км. Однако, такие антенные системы достаточно массо-габаритны, что требует увеличения полезной нагрузки аэроплатформы. Очевидно, имеющиеся спутниковые антенные системы могут быть адаптированы под большие стратосферные аэростаты.

Ограниченное энергообеспечение на подвижной аэроплатформе и небольшое по



Рис. 6.65. Зависимость отношения сигнал/шум от длины квадратной апертуры отражательной решетки при наклонной дальности 30 км, наземной ЭИИМ = 45 дБВт и шумовых полос, МГц: 1 - 1; 2 - 10; 3 - 100

подвижнои аэроплатформе и неоольшое по сравнению со спутниковой связью расстояние между СВА и наземной станцией могут стимулировать развитие пассивных переотражательных антенных систем, основы построения которых были изложены еще в середине 60-х годов. Так, например, в монографии [27] имеется глава "Passive space communication systems". При реализации такой отражательной системы на аэроплатформе можно существенно уменьшить расход электроэнергии и тем самым продлить полет аэроплатформы.

Мощность, которая будет переотражена в СВА и принята в наземной станции, может быть определена по выражению [28]:

$$P_r = 10 \log [L/(4\pi sr)]^4 g^2 + 2G_{tr} + P_t$$

где  $P_t$  — мощность передатчика, дБВт;  $G_{tr}$  — КУ приемопередающей антенны, дБи; L — длина квадратной апертуры отражателя; r — расстояние от СВА к наземной станции; g — КУ каждого из n элементов отражателя;  $s = L/(\lambda\sqrt{n})$ ;  $\lambda$  — длина волны. На рис. 6.65 представлена расчетная зависимость отношения сигнал/шум от длины квадратной апертуры отражательной решетки. Здесь приняты шумовая температура 290 K, КУ приемной и передающей антенн 35 дБи, мощность передатчика 10 Вт, высота зависания СВА 20 км, расстояние между элементами решетки 0,5 $\lambda$ , а их направленность –3 дБи.

# 6.8.2. Неоднородная планарная антенная решетка со сканирующей ДН

Одним из методов формирования многосотового покрытия является использование антенной решетки со сканирующей ДН. В настоящее время идет интенсивное внедрение различных новых технических решений, позволяющих не ухудшать ДН антенн при их сканировании. Рассмотрим некоторые из них.

Как известно [29–31], путем оптимального расположения однородных антенных излучателей можно достигнуть низкого уровня боковых лепестков ДН неоднородной антенной решетки. При этом может быть использована методология, основанная на так называемой теории прореживания антенных элементов, изложенная в [32]. Однако, в случае неоднородной решетки с электрически управляемым главным лепестком ДН может возникнуть повышение уровня боковых лепестков более высоких порядков, чем первый [29]. Такое увеличение боковых лепестков является нежелательным в случае сканирующего главного лепестка ДН в пределах  $-90^{\circ} \le \theta \le 90^{\circ}$ . В этом случае может быть предложен метод синтеза ДН пространственно неоднородной линейной антенной решетки, использующий алгоритм Гаусса–Ньютона [33]. В настоящем разделе будет рассмотрена методология определения оптимальной структуры для пространственно неоднородной планарной антенной решетки (ПНПАР) с обеспечением низкого уровня боковых лепестков без ощутимого ухудшения ДН при сканировании ее главного лепестка.

Для генерации двумерной планарной решетки с неоднородным размещением элементов воспользуемся выражением для ДН линейной антенной решетки с нечетным количеством элементов N из работы [33]:

$$p_{nu}(u,v) = \frac{1}{N^2} \left[ 2\sum_{n=1}^{M} \cos(kd_n^x \cdot (u-u_0)) + 1 \right] \times \left[ 2\sum_{m=1}^{M} \cos(kd_m^y \cdot (v-v_0)) + 1 \right], \quad (6.14)$$

где k – постоянная свободного пространства; dx – расстояние между одинаковыми элементами по оси x;  $u = \sin \theta \cos \phi$ ,  $v = \sin \theta \sin \phi$ ,  $u_0 = \sin \theta_0 \cos \phi_0$ ,  $v_0 = \sin \theta_0 \sin \phi_0$ ;  $e_n^x$  – оптимальное дискретное изменение (переход) позиций однородных антенных элементов по оси x; M задается как (N - 1)/2;  $d_n^x = (n + e_n^x)dx$ ;  $d_m^y = (m + e_m^y)dy$ ;  $e_l^y = e_l^x (l = 1, ..., M)$ , dx = dy.

Для преобразования линейной решетки к неоднородной воспользуемся методом прореживания элементов с использованием генетического алгоритма. Рассмотрим выражение (6.14) для ДН линейной решетки, которое похоже на представление ряда Фурье для произвольной действительной функции. Если определить частоту решетки как  $w_n = 2\pi n \cdot dx \sin \theta$ , то самая низкая частота может ассоциироваться с центральным элементом решетки, а частота решетки наивысшего порядка – с ее периферийными элементами [34]. Когда произвольная действительная функция составляется из медленно и быстро изменяющихся функций, то наивысшие частоты могут определять наибольшие вариации (дисперсию) функции. Поэтому уровень боковых лепестков линейной решетки может быть более чувствительным к регулировке (приспосабливанию) компонентов, ассоциируемых с частотой решетки высокого порядка. Концепция частоты для линейной решетки может быть расширена на структуру двумерной планарной решетки. Как показано в работе [30], вырезание нескольких угловых излучателей (элементов) прямоугольной антенной решетки может привести к значительному снижению максимального уровня боковых лепестков. Поэтому для формирования оптимальной геометрии антенной решетки рассмотрим только внешние (периферийные) элементы, располагаемые в регионах А и В и относящиеся к первому квадранту, как показано на рис. 6.66.



Сперва, несколько угловых элементов, описываемых (6.14), рассчитываются до тех пор, пока не будет достигнуто наибольшее снижение максимального уровня боковых лепестков. Получаемая при этом ПНПАР используется в качестве инициализирующей решетчатой структуры. При помощи генетического алгоритма исследуются достижимые границы, когда элементы на угловых квадратах изна-

Рис. 6.66. Инициализирующая ПНПАР: *1* – регион, исследуемый генетическим алгоритмом; *2* – регион *A*; *3* – регион *B* 

чально отключены (черные точки на рис. 6.66). Затем несколько элементов во внешних регионах при помощи того же генетического алгоритма оптимально удаляются. При этом принимаем, что внешние (периферийные) элементы региона B имеют ту же компоновку, что и элементы региона A.

Получаемая результирующая ДН ПНПАР может быть записана в следующем виде:

$$p_{nu} = \frac{1}{N^2} \left[ 2\sum_{n=1}^R \cos(kd_n^x \cdot (u - u_0)) + 1 \right] \left[ 2\sum_{m=1}^Q \cos(kd_m^y \cdot (v - v_0)) + 1 \right] + \frac{1}{N^2} \left[ 2\sum_{n=1}^R \cos(kd_n^x \cdot (u - u_0)) + 1 \right] \left[ 2\sum_{m=1}^Q \cos(kd_m^y \cdot (v - v_0)) + 1 \right] \right]$$

$$+\frac{1}{N^{2}}\left(4\sum_{m=Q+1}^{M}\sum_{n+1}^{R}\left\{A_{mn}^{a}\cdot\cos(kd_{m}^{y}\cdot(v-v_{0}))\cdot\cos(kd_{n}^{x}\cdot(u-u_{0}))\right\}+2\sum_{m=Q+1}^{M}\cos(kd_{m}^{y}\cdot(v-v_{0}))\right)+$$
$$+\frac{1}{N^{2}}\left(4\sum_{m=1}^{Q}\sum_{n=R+1}^{M}\left\{A_{mn}^{b}\cdot\cos(kd_{m}^{y}\cdot(v-v_{0}))\cdot\cos(kd_{n}^{x}\cdot(u-u_{0}))\right\}+2\sum_{n=R+1}^{M}\cos(kd_{n}^{x}\cdot(u-u_{0}))\right),$$

где  $A_{mn}^{a}$  и  $A_{mn}^{b}$  – амплитудные весовые коэффициенты антенных элементов (1 или 0); M, Q и R определяются из рис. 6.66. Коэффициент  $A_{mn}^{a} = 1$  представляет статус элемента как "включен", а  $A_{mn}^{a} = 0$  – "выключен".  $A_{mn}^{b}$  может быть определен посредством  $A_{mn}^{a}$ вследствие их симметричного распределения. Хромосома представляется посредством одиночной одномерной бинарной последовательности, предопределяющей статус двумерных элементов  $A_{mn}^{a}$  в пределах региона генетического исследования одномерной векторной решетки. Одномерная бинарная последовательность формируется посредством перемещения каждого столбцового вектора  $A_{mn}^{a}$  друг возле друга. Стоимостная функция Cдля оценки пригодности (соответствия) результата определяется следующим образом:

$$C = \max_{SLL} \{ 20 \log(|p_{nu}|) \}, \qquad (6.15)$$

где  $\max_{SLL}$  () определяет максимальное значение уровня боковых лепестков;  $\theta$  рассматри-

вается в области боковых лепестков, а  $\phi$  изменяется от 0° до 180°.

Процедуру синтеза ДН для ПНПАР можно разделить на следующие шаги:

1) оптимизированная линейная решетка расширяется на случай двумерной прямоугольной решетки и при этом производится оценка ряда угловых элементов для получения инициализирующей ПНПАР;

2) производится генерация инициализирующей популяции для  $A^a_{mn}$ , которая представляет хромосому;

3) производится расчет максимального уровня боковых лепестков согласно выражению (6.15);

4) выстраиваются хромосомы от лучших к худшим согласно их величине пригодности, полученной на шаге 3, и отбрасывается 50% нижней части;

5) создается новый поток, составленный из отборной верхней 50 % части хромосом;

6) наилучший индивидуум исключается в последующем процессе мутации;

7) с заданной вероятностью мутируется новый поток;

8) повторяются шаги 2...7 до тех пор, пока значение пригодности С будет меньше предопределенного его граничного значения.

Теперь рассмотрим моделирование ПНПАР с числом элементов 17×17 путем оптимизации линейной решетки с расстоянием между элементами 0,5λ [33, 35]. Инициализирующая ПНПАР может быть сгенерирована посредством вырезания угловой решетки из 3×3 элементов, что даст R = Q = 5. Максимальный уровень боковых лепестков при этом составляет –19,9 дБ.



**Рис. 6.67.** Оптимизированная ПНПАР: a – геометрия решетки;  $\delta$  – двумерная ДН планарной решетки как функция от  $u = \sin \theta \cos \phi$ ,  $v = \sin \theta \sin \phi$ ; e – вид со стороны ДН, когда главный луч в процессе сканирования имеет позицию  $\theta_0 = 30^\circ$  и  $\phi_0 = 0^\circ$ 

Чтобы получить оптимальную ПНПАР, нужно установить размер популяции в три длины хромосомы, вероятность пересечения – 0,8, а мутации – 0,03. На рис. 6.67, *a* показана оптимизированная структура ПНПАР, а на рис. 6.67,  $\delta$  – ее ДН. Вид сбоку ДН антенной решетки, когда ее главный лепесток сканируется к  $\theta = 30^{\circ}$  и  $\phi = 0^{\circ}$ , представлен на рис. 6.67, *в*. Максимальный уровень боковых лепестков – 22 дБ достигается во всех азимутальных плоскостях ( $0^{\circ} \le \phi \le 180^{\circ}$ ). На рис. 6.67 видно, что геометрия полученной ПНПАР очень схожа по форме с круговой антенной решеткой и может обеспечить большее снижение максимального уровня боковых лепестков, чем инициализирующая ПНПАР. В табл. 6.9 приведены значения уровней боковых лепестков и ширины главного лепестка ДН для пяти планарных антенных решеток, сканирующих в диапазоне  $-30^\circ \le \theta \le 30^\circ$ :

1) неоптимизированной ПНПАР, которая является расширением 17-элементной линейной антенной решетки [29];

2) оптимизированной ПНПАР;

- 3) оптимизированной однородной планарной решетки;
- 4) оптимизированной ПНПАР;
- 5) оптимизированной ПНПАР (прореживание всей решетки без граничных условий).

Параметры	$\theta_0,^{\circ}$	Значения параметров для вариантов реализации:				
ДН		1	2	3	4	5
M	-30	-11,90	-22,18	-20,0	-18,72	-22,83
максималь-	-10	-17,40	-22,18	-20,03	-18,73	-22,84
ный уровень	0	-17,39	-22,20	-20,03	-18,73	-22,84
пестков, дБ	25	-14,67	-22,18	-20,03	-18,73	-22,84
	30	-11,90	-22,18	-20,0	-18,72	-22,83
	-30	7,06×7,06	8,16×8,16	8,17×8,17	8,33×8,33	8,2×8,2
ширина дп	-10	6,19×6,19	7,16×7,16	7,18×7,18	7,32×7,32	7,21×7,21
ча по уровню −3 дБ, …°	0	6,11×6,11	7,06×7,06	7,02×7,02	7,2×7,2	7,1×7,1
	25	6,49×6,49	7,50×7,50	7,51×7,51	7,94×7,94	7,55×7,55
	30	7,06×7,06	8,16×8,16	8,17×8,17	8,33×8,33	8,2×8,2

Таблица 6.9. Уровни боковых лепестков и ширина главного лепестка ДН



**Рис. 6.68.** Оптимизированная структура ПНПАР для случая 5

В случаях 2-4 оптимизация проводилась прореживанием решетки с использованием генетического алгоритма для оптимизируемого региона. В случае 4 инициализирующая ПНПАР была получена посредством использования неоптимизированной 17-элементной антенной решетки. Инициализирующая ПНПАР случая 5 также была получена расширением оптимизированной линейной решетки как и в случае 2. Она может обеспечить более низкий уровень боковых лепестков без ухудшения ДН, чем для других случаев. Сравнивая результаты случаев 2 и 5, можно отметить следующее. Для получения приемлемого результата в случае 2 понадобилось только 10 генераций, в то время как для случая 5 было проведено 72 генерации. Однако, как видно из табл. 6.9, характеристики решеток по уровням боковых лепестков в обоих случаях похожи. Оптимизированная структура ПНПАР для случая 5 представлена на рис. 6.68.

Таким образом, представленный метод синтеза ДН для получения оптимальной геометрии ПНПАР позволяет получать различные сканирующие антенные решетки с низким уровнем боковых лепестков для применения в TCBA.

## 6.8.3. Дискретная многолучевая линзовая антенная решетка

Дискретная линзовая антенная решетка DLA (Discrete Lens Array) формирует многолучевую ДН, имея при этом единственный пространственный фидер и двойную линейную поляризацию [36]. Линзовая решетка является планарной структурой, получаемой обычными технологиями печатных плат [37]. Как видно на рис. 6.69, стандартная антенная решетка из N элементов, следующая за фидером, заменяется на дискретную линзовую решетку, в которой N пар антенных элементов реализуют процесс дискретного преобразования Фурье над падающим на них волновым фронтом. При этом на фокальной поверхности могут иметь место M < N приемных (передающих) элементов, дискретизирующих получаемое на линзовой решетке изображение. Отдельный элемент линзовой решетки состоит из двух антенн, соединенных между собой линией задержки. Длина линии задержки варьируется поперек решетки таким образом, чтобы падающий волновой фронт фокусировался в фокальной точке в ближней зоне фидера решетки. Плоские волны, падающие с различных направлений, фокусируются на разных точках фокальной поверхности, где расположены приемные (передающие) антенные элементы. Дискретные линзы имеют лучшие фокусирующие свойства по сравнению с диэлектрическими линзами и рефлекторными антеннами при одинаковых уровнях боковых



Рис. 6.69. Схема линзовой антенной решетки: 1 – падающая волна 2; 2 – падающая волна 1; 3 – открытая сторона антенны; 4 – линзовая решетка; 5 – линия задержки; 6 – фидерная сторона решетки; 7 – фокусная полудуга; 8 – приемник 1; 9 – приемник 2

лепестков. Также *DLA* имеют возможность реализации углового сканирования ДН лучей без использования микроволновых фазовращателей.

Примером реализации *DLA* может служить цилиндрическая антенная решетка X диапазона с  $3 \times 15$  элементами, обеспечивающая сканирование луча в вертикальном направлении. Фотография одной стороны линзы в виде микроволновых антенных элементов представлена на рис. 6.70 [38]. Для развязки между антенными элементами на двух противоположных сторонах линзы используется ортогональная поляризация элементов. Расстояния между элементами решетки со стороны, представ-



**Рис. 6.70.** Фотография цилиндрической линзовой решетки размерами 270×120 мм



Рис. 6.71. Измеренные многолучевые ДН

ленной на рис. 6.70, составляют половину длины волны в свободном пространстве, а с другой стороны – 0,852. Выражения для расчета длин линий задержки между элементами на двух разных сторонах приведены в работе [37]. Различие в длине между самой большой и малой линиями задержки составляет 0,352, а фокальное отношение расстояние/диаметр F/D = 1,5 (F = 324 MM). Peзультирующая ДН дискретной линзы в позициях приемных элементов вдоль дуги фокуса от -45° до +45° показана на рис. 6.71. Как видно на рис. 6.71, при увеличении угла сканирования ширина луча и уровень первого бокового луча также увеличиваются. Максимальная принимаемая мощность для каждой из ДН изменяется в пределах 1,5 дБ,

а ширина луча по уровню половинной мощности равна 2,5°. На рис. 6.72 для случая максимального угла сканирования 45° представлены ДН *DLA*.



**Рис. 6.72.** Расчетная (1) и измеренная (2) ДН луча, отсканированного на -45°

# 6.8.4. Многолучевая антенная решетка с цифровым диаграммообразованием

Активная фазированная антенная решетка (AФAP), обеспечивающая обслуживание углового сектора  $\pm 70^{\circ}$ , состоит из ряда плоских панелей (рис. 6.73). Каждая панель является многолучевой АФАР с цифровым диаграммообразованием. Для каждой панели может быть применен статистический метод анализа.

Первая версия планарной АФАР, рассматриваемая здесь, схематически показана на рис. 6.74 [39]. Антенна представляет собой прямоугольную решетку из 14×14 элементов. Размеры элемента составляют  $d_x = d_y = 0.5\lambda$  вдоль осей x и y. Геометрия данной антенны приемлема для начального разворачивания TCBA [40].



Рис. 6.73. Общий вид многопанельной (7 панелей) АФАР



Излучатели решетки имеют круговую поляризацию. Каждый излучатель представляет собой пару пересеченных накрест диполей (симметричных вибраторов) с четвертьволновым согласующим трансформатором. Излучатели вместе с микроволновыми усилителями и цифровыми устройствами диаграммообразования формируют единый моноблок. Соединения между элементами расположены внутри моноблока. Антенна соединяется с источником мощности и системой управления посредством кабелей.

Излучатели для АФАР хорошо известны и широко представлены в литературе [24]. Например, излучатели с круговой поляризацией описаны в работах [41, 42]. Излучатель содержит два идентичных диполя. Каждый из них возбуждает линейно поляризованную волну. Если излучатели располагаются в двух ортогональных плоскостях и фазовый сдвиг между диполями составляет 90°, то формируется волна с круговой поляризацией. Макет такого крестообразного соединения диполей представлен на рис. 6.75.

Для сравнения рассмотрим также вторую версию AФAP с 73 элементами, которые располагаются на гексагональной сетке так, чтобы заполнить некоторую круговую апертуру. Такая круговая антенная апертура имеет минимальный уровень боковых лепест-



Рис. 6.75. Макет излучающего элемента для диапазона частот ІМТ-2000



Рис. 6.76. Геометрия АФАР второй версии

ков. Размер излучающего элемента составляет  $d = 0,7\lambda$ . На рис. 6.76 показана геометрия антенны для второй версии АФАР.

Чтобы проанализировать ДН предлагаемых AФAP воспользуемся статистическим методом моделирования, для чего следует определить основные расчетные соотношения.

Поле, излучаемое АФАР, является суммой полей отдельных ее элементов. Поэтому флуктуации этих полей (дисперсия относительно среднего значения) определяются величиной ошибки в каждом из каналов антенной решетки. Обычно количество элементов в антенной решетке достаточно большое, поэтому ошибки в различных каналах частично компенсируют одна другую и общие флуктуации поля всей решетки могут быть значительно ниже, чем флуктуации поля в каждом антенном канале.

Рассмотрим решетку с излучателями, располагаемыми по направлениям  $\vec{r}_n(n=1...N)$ . Их поля излучения определяются уравнением

$$E(\vec{v}) = \frac{f(\vec{v})}{A} \cdot \sum_{n=1}^{N} \{A_n \cdot \exp[ik \cdot (\vec{r}_n, \vec{v})]\},$$
(6.16)

где  $f(\vec{v}) - Д$ Н излучения;  $A_n$  – амплитуда поля *n*-го излучателя; N – общее количество излучателей в решетке;  $\vec{v}$  – координаты рассматриваемой точки;  $k = 2\pi/\lambda$  – волновое число;  $A = \sum_{n=1}^{N} A_n$  – нормирующий коэффициент.

На практике большой интерес представляют решетки, имеющие несколько центров симметрии, где структура решетки инвариантна к симметричному преобразованию. Ограничимся рассмотрением только симметричной решетки и примем, что начало координатной системы (начало координат векторов  $\vec{r}_n$ ) совпадает с центром симметрии решетки. Из (6.16) видно, что, если  $A_n$  является действительной величиной, то поле решетки также будет действительным.

При наличии в антенных каналах случайных ошибок амплитуда  $A_n$  определяется следующим образом:

$$A_n = A_n^0 \cdot \varepsilon_n = A_n^0 \cdot \rho_n \cdot e^{i\varphi_n}, \tag{6.17}$$

где  $A_n^0$  – амплитуда поля *n*-го излучателя без ошибок;  $\rho_n$  и  $\phi_n$  – амплитудные и фазовые ошибки, соответственно. Тогда нормирующий коэффициент примем в виде  $A = \sum_{n=1}^{N} A_n^0$ .

Вследствие того, что амплитудные и фазовые ошибки в каждом антенном канале независимы и благодаря наличию калибровочной процедуры, фазовые ошибки имеют нулевое среднее значение. Для упрощения примем, что взаимная связь между элементами решетки несущественно изменяет ДН элемента, коэффициент антенной решетки и, следовательно, результаты моделирования.

Кроме того, предположим, что как  $\rho_n$ , так и  $\varphi_n$  имеют идентичное распределение (при любом количестве каналов *n*) и ошибки являются независимыми от канала к каналу.

Чтобы охарактеризовать общую канальную ошибку  $\varepsilon_n$ , определим ее дисперсию  $\sigma_c$  из уравнения

$$\langle \Delta \varepsilon_n \cdot \Delta \varepsilon_{n'}^* \rangle = \delta_{n,n'} \cdot \sigma_{\varepsilon}^2, \qquad (6.18)$$

где  $\langle \rangle$  – среднее значение группы (совокупности) реализаций; символ \* – комплексная конъюнкция;  $\Delta$  – девиация от среднего значения;  $\delta_{n,n'}$  – символ Кронекера, показывающий, что ошибки в разных каналах некоррелированы. Величина  $\sigma_{\varepsilon}$  определяется посредством нахождения дисперсии амплитудных и фазовых ошибок и их распределений. При нормальном распределении и незначительных ошибках, дисперсия описывается выражением  $\sigma_{\varepsilon}^2 = \sigma_n^2 + \sigma_0^2$ .

Используя выражения (6.16)–(6.18), можно получить формулу для средней излучаемой мощности:

$$P_{av}(\vec{v}) = \langle E(\vec{v}) \cdot E(\vec{v})^* \rangle = \langle \varepsilon \rangle^2 \cdot P^0(\vec{v}) + \frac{\sigma_{\varepsilon}^2}{D} \cdot |f(\vec{v})|^2, \qquad (6.19)$$

где  $P^{0}(\vec{v})$  – идеальная ДН по мощности при отсутствии ошибок в апертурном распределении; D – направленность антенной решетки, которая определяется следующим образом:

$$D = \frac{A^2}{\sum_{n=1}^{N} (A_n^0)^2} = \frac{\left(\sum_{n=1}^{N} A_n^0\right)^2}{\sum_{n=1}^{N} (A_n^0)^2}.$$

Выражение (6.19) показывает, что средняя ДН антенны равна сумме идеальных ДН без ошибок, умноженных на  $\langle \varepsilon \rangle^2$ , и случайный фон  $\sigma_{\varepsilon}^2 |f(\vec{v})|^2 / D$  определяется по-

средством дисперсии случайной ошибки в каждом канале, снижая величину направленности антенны. Формулу (6.19) достаточно удобно использовать на начальной стадии расчета антенны, потому что она позволяет оценить требуемую общую точность калибровки антенны при известных расчетном КУ антенны и требуемом уровне боковых лепестков.

Для принятых приближений действительная и мнимая компоненты поля решетки некоррелированы, т.е.  $\langle \text{Re}\{\Delta E(\vec{v})\} \cdot \text{Im}\{\Delta E(\vec{v})\} \rangle = 0$ .

Рассмотрим численный алгоритм, который будет использован для статистического анализа уровня боковых лепестков антенной решетки и анализа распределения амплитудных и фазовых ошибок.

Алгоритм включает в себя анализ группы (совокупности) случайных антенных ДН для данной максимальной величины распределения амплитудных и фазовых ошибок. Каждая из реализаций ДН (6.16) рассчитывается с использованием *N* случайных ампли-

туд  $A_n$ , определенных в (6.17), где  $\rho_n = 10^{B_0 \cdot \mu_n^a/20}$ ;  $\varphi_n = \mu_n^{\varphi} \cdot \Phi_0$ .

Случайные величины  $\mu_n^{a,\phi}$  являются независимыми и однородно распределенными в интервале [-1; +1];  $B_0$  и  $\Phi_0$  – максимальные амплитудные (дБ) и фазовые (радиан) ошибки, соответственно.

На практике сложно оценить действующие амплитудные и фазовые распределения ошибок в антенных каналах. Это не требуется для определения общих характеристик решетки. Общее поле решетки равно сумме большого количества независимых случайных полей излучателей решетки с идентичными свойствами. Согласно центральной граничной теореме теории вероятности такое распределение ведет к нормальному распределению.

Далее будут рассмотрены отдельные антенные секции. При этом вектор  $\vec{v} = [\sin \theta \cos \varphi, \sin \theta \cos \varphi, \cos \theta]^T$  зависит только от  $\theta \in [-\pi/2; \pi/2]$  ( $\varphi = \text{const}$ ), а аргумент  $\vec{v}$  далее заменяется на  $\theta$ . ДН идеального элемента берется равной  $f(\vec{v}) = \sqrt{\cos \theta}$ .

Статистическая оценка средней излучаемой мощности для  $N_l$  независимых реализаций ДН  $E_l(\theta), (l = 1...N_l)$  дается выражением:

$$P_{av}(\theta) = \frac{1}{N_l} \sum_{l=1}^{N_l} |E_l(\theta)|^2 \,.$$

Для средней флуктуации мощности можно записать

$$Pd(\theta) = \sqrt{\frac{1}{N_l} \sum_{l=1}^{N_l} (P_{av}(\theta) - |E_l(\theta)|^2)^2}.$$

Огибающая верхнего уровня боковых лепестков определяется из уравнения

$$P_{up}(\theta) = P_{av}(\theta) + P_d(\theta)$$

Кривая  $P_{up}(\theta)$  имеет следующий физический смысл. Как уже упоминалось, общее поле решетки  $E(\theta)$  имеет нормальное распределение. В нашем анализе как действительная, так и мнимая части поля решетки имеют также нормальное распределение и они некоррелированы. Таким образом, поле решетки  $R(\theta) = |E(\theta)|$  имеет обобщенное распределение Рэлея:

$$\omega(R) = \frac{R}{\sigma^2} \exp\left\{-\frac{R^2 + b^2}{\sigma^2}\right\} \cdot I_0\left(\frac{bR}{\sigma^2}\right),\tag{6.20}$$

где  $b = \sqrt{[\text{Re}\langle E(\theta) \rangle]^2 + [\text{Im}\langle E(\theta) \rangle]^2} = [\langle E(\theta) \rangle] = \langle \mathbf{R} \rangle; I_0$  — модифицированная функция Бесселя нулевого порядка.

Уровень  $\langle \mathbf{R}^2 \rangle + [\langle (\Delta R^2)^2 \rangle]^{1/2}$  соответствует  $P_{up}(\theta)$  для любого направления  $\theta$ . Вероятность того, что мощность антенны, излучаемая в направлении  $\theta$ , не будет превышать уровень  $P_{up}(\theta)$ , следует из (6.20) и равна примерно 0,85.

Численная оценка такой вероятности для ансамбля из 2000 реализаций дает значение 0,83...0,87 в зависимости от уровня идеальной ДН по мощности  $P^{0}(\theta)$ .

Таким образом, площадь ниже кривой  $P^{0}(\theta)$  представляет область, где в заданном диапазоне амплитудных и фазовых ошибок имеет место случайное выполнение  $P_{t}(\theta)$ .

Уровень  $P_{up}(\theta)$  особенно зависит от максимальных значений амплитудных и фазовых ошибок. Параметры  $B_0$  и  $\Phi_0$ , для которых  $P_{up}(\theta)$  находится ниже огибающей требуемого уровня боковых лепестков в заданном диапазоне управления положением ДН антенны, определяют необходимую точность калибровки антенн.

Рассмотрим два примера статистического моделирования АФАР.

В каждом примере решетка имеет ширину луча  $12^{\circ}$  и его КУ ~ 23 дБ. Количество элементов, их КУ и распределения апертур в обоих случаях были выбраны так, чтобы получить одни и те же параметры антенн, которые требуются для референсной ДН *IMT*-2000. Для каждого из примеров моделирования было использовано 2000 случайных выборок.

**Первая версия** АФАР. Распределение амплитуды поля в апертуре составляет тензорное произведение двух амплитудных распределений по направлениям *x* и *y*:  $A_{nm} = A_n^x \cdot A_m^y$ . Каждое из распределений  $A_n^x$  и  $A_m^y$  соответствует функции  $\cos^2 x$ . Для одной из главных плоскостей на рис. 6.77 представлены результаты моделирования ДН антенной решетки. Результаты для других плоскостей похожи. Уровни боковых лепестков в диагональных плоскостях наименьшие.

На рис. 6.77 представлены: идеальная ДН решетки без ошибок (рис. 6.77, *a*) и ДН для двух разных значений  $B_0$  и  $\Phi_0$  (рис. 6.77, *б* и *в*).



**Рис. 6.77.** ДН решетки с 14×14 элементами: a – идеальная ДН;  $\delta - B_0 = 0,2$ ,  $\phi_0 = 5^\circ$ ;  $e - B_0 = 0,2$ ,  $\phi_0 = 1,5^\circ$  (1 – референсная ДН, определенная Резолюцией 221 *WRC*-2000; 2 – худший случай; 3 – усредненная ДН; 4 – теоретическая оценка для средней излучаемой мощности; 5 – огибающая верхнего уровня боковых лепестков)

Путем выбора значений  $B_0$  и  $\Phi_0$  можно производить цифровое диаграммообразование, компенсируя фазовые ошибки.

**Вторая версия АФАР.** Здесь выбирается плавно спадающее амплитудное распределение согласно выражению:

$$A_n^0 = 0,58 + 0,42 \cdot \cos(\pi \cdot R_n / R_{\max}),$$

где  $R_n$  — расстояние между центром круга и *n*-м элементом;  $R_{\max} = \max(R_n)$ . Такое распределение дает достаточно высокую апертурную эффективность при низких уровнях боковых лепестков. Это обеспечивает удовлетворительные характеристики при использовании меньшего количества антенных элементов, чем в случае АФАР первой версии.



Результаты моделирования в главной плоскости для данного примера показаны на рис. 6.78.

**Рис. 6.78.** ДН решетки с 73 элементами: a – идеальная ДН;  $\delta - B_0 = 0, 2, \phi_0 = 5^\circ$ ;  $e - B_0 = 0, 2, \phi_0 = 1, 5^\circ$ (1 – референсная ДН, определенная Резолюцией 221 *WRC*-2000; 2 – худший случай; 3 – усредненная ДН; 4 – теоретическая оценка для средней излучаемой мощности; 5 – огибающая верхнего уровня боковых лепестков)

Результаты, представленные на рис. 6.77 и 6.78, показывают, что, если амплитудные и фазовые ошибки равны 0,2 дБ и 1,5°, соответственно, то характеристики антенн похожи в обоих случаях, несмотря на значительное различие по количеству излучающих элементов.

## 6.8.5. Некоторые прототипы антенн для СВА

В период с 1998 г. по 2005 г. научно-исследовательским институтом электроники и телекоммуникаций ETRI (Electronics and Telecommunication Research Institute) Республики

Корея проводились исследования ряда прототипов антенных систем CBA диапазонов *S*, *Ка* и *V*, которые уже выделены МСЭ-Р для применения в TCBA (рис. 6.79).



**Рис. 6.79.** Прототипы антенных систем для СВА: *a* – симулятор позиционирования лучей АР *V* диапазона; *б* – АР *S* диапазона с крестообразными вибраторами; *в* – АР из диэлектрических стержней *Ka* диапазона; *е* – стековая (многоярусная) дисковая АР *Ka* диапазона

Для обеспечения услуг IMT-2000 в *S* диапазоне создана антенная решетка (AP) с крестообразными полуволновыми симметричными вибраторами. Такой тип AP может создавать круговую поляризацию. AP с цифровым диаграммообразованием может генерировать семь лучей одновременно (рис. 6.80).



**Рис. 6.80.** Пример использования прототипа АР *S* диапазона (рабочая частота 2 ГГц, диаметр соты 5 км, количество сот 100)

Для *Ка* диапазона рассматриваются два типа AP: на основе диэлектрических стержней и многослойная (стековая) решетка. Специальная схема, называемая диаграммообразованием элемента AP с плоским выравниванием *FTEP* (*Flat Topped Element Pattern*), используется для снижения уровня боковых лепестков ДН AP. Параметры антенны были получены при помощи пакета *HFSS* (*High Frequency Structure Simulator*).

Прототип V диапазона в виде приемного модуля с многолучевой AP имеет в своем составе позиционер, блок управления позиционером и многорупорную антенну. Общий вид приемного модуля представлен на рис. 6.81.

Позиционер имеет поворотный механизм, который обеспечивает поворот антенны вокруг азимутальной оси и оси угла места. Блок управления позиционером представляет собой микроконтроллер, который управляет поворотным механизмом на основе информации об угловых позициях антенны.

Многорупорная антенна образует многолучевую ДН при помощи семи двухмодовых рупоров, которые размещаются на сферической поверхности. При этом угол между осями двух соседних рупоров составляет ~10,4°. Радиус сферы и расстояния между рупорами зависят от размеров и интеграции приемного или передающего оборудования.



**Рис. 6.81.** Экспериментальный приемный модуль *V* диапазона



Рис. 6.82. Геометрия двухмодового рупора



Рис. 6.83. Рассчитанные обратные потери L одноступенчатого перехода

Расчет размеров рупора и их оптимизация были проведены для модели, представленной на рис. 6.82, где длина конической секции, диаметр одномодовой секции и требуемый размер апертуры равны  $l_h$ , 2a, 2b, соответственно. Оптимизация геометрии рупора заключалась в минимизации уровня кроссполяризационного излучения в пределах главного лепестка ДН. Для соединения круглого волновода двухмодового рупора с прямоугольным волноводом имеется специальный переход. Рассчитанные обратные потери одноступенчатого перехода показаны на рис. 6.83. В диапазоне частот 47,9...48,2 ГГц, когда размер перехода составляет 1,5 мм, обратные потери составляют менее –40 дБ.

Для измерений рупор был зафиксирован на вращающейся основе. ДН в *E*- и *H*-плоскостях для всех рупоров показаны на рис. 6.84. Измеренные значения ширины ДН по уровню – 3 дБ в *E*- и *H*-плоскостях, а также КУ для каждого двухмодового рупора представлены в табл. 6.10.

Ниже представлены также результаты измерений характеристик семирупорного приемного модуля: КСВН, КУ, полоса частот и отображение зоны покрытия.



**Рис. 6.84.** Экспериментальные ДН на частоте 48,05 ГГц: *а* – в *Е*-плоскости; *б* – в *Н*-плоскости (множество кривых отображает результаты разных измерений)

№ рупора	Ширина ДН по уровню	VV TE	
	Е-плоскость	<i>Н</i> -плоскость	КУ, ДД
1	11,5	12,0	23,3
2	11,1	11,9	23,6
3	11,3	11,9	23,4
4	11,1	12,0	23,5
5	11,4	12,0	23,4
6	11,6	12,0	23,2
7	11,5	11,9	23,4

Таблица 6.10. Ширина ДН по уровню -3 дБ каждого из рупоров в АР



Рис. 6.85. Карта покрытия для семи лучей в координатах углов места  $\gamma$  и азимута  $\alpha$  (внизу шкала уровней сигнала в дБ)

КСВН для каждого из рупоров с одноступенчатым переходом не превышал 1,14, а все переходы, используемые при формировании двухмодовых рупоров, имели обратные потери не более чем – 26 дБ.

Карта зоны покрытия сети лучевой антенны была измерена при неизменных угловых координатах (рис. 6.85).

В марте 2005 г. в Бангкоке на 9-м ASTAP FORUM японским Национальным институтом информационных и телекоммуникационных технологий NICT (National Institute of Information and Communications Technology) были представлены два прототипа бортовых многолучевых антенн для CBA. Первый прототип представляет собой бортовую АФАР диапазонов 28 и 31 ГГц с цифровым диаграммообразованием (рис. 6.86), позволяющую:

– управлять многолучевой антенной посредством цифрового сигнального процессора (адаптивная обработка без механических приводов);

 производить быстрое автоматическое сопровождение и нацеливание лучей на полезные сигналы, поступающие с произвольных направлений;

– обеспечивать эффективное использование частотного спектра посредством пространственного разнесения множества сигналов, применяющих общую частотную полосу.



**Рис. 6.86.** Внешний вид (*a*) и схематическое представление (*б*) прототипа бортовой антенны диапазонов 28 и 31 ГГц с цифровым диаграммообразованием: *1* – антенная решетка; *2* – смесители; *3* – блок цифрового диаграммообразования; *4* – усилители; *5* – аналого-цифровые преобразователи

#### АФАР имеет следующие параметры:

Диапазон передачи, ГГц	27,528,35
Диапазон приема, ГГц	31,031,3
Тип антенны	плоская решетка из 4×4 элементов
Количество лучей	9 фиксированных,
	3 адаптивных
Полоса частот, МГц	4
Процессоры	FPGA и CPU

Второй прототип антенны CBA является многолучевой рупорной антенной диапазонов 47 и 48 ГГц (рис. 6.87), осуществляющей лучевое сопровождение посредством механического привода, захват и сопровождение с помощью гироскопа и *GPS*. Для нее характерны:

- широкополосная и недорогая конструкция;
- отсутствие переплетения кабелей вследствие вращения аэроплатформы.



Рис. 6.87. Внешний вид прототипа бортовой многолучевой рупорной антенны диапазонов 47 и 48 ГГц (*a*) и схема удержания ориентации антенны при боковых порывах ветра, приводящих к развороту аэроплатформы (*б*): 1 – индивидуальные приводы компенсации отклонения; 2 – модуль усилителя мощности, малошумящего усилителя и смесителей; 3 – рупорная антенна; 4 – ременная лента; 5 – приводной шкив

Параметры рупорной антенной системы:

Диапазон передачи, ГГц	47,247,5
Диапазон приема, ГГц	47,948,2
Тип антенны	3 гофрированных рупора
Количество лучей	3
Полоса частот, МГц, не менее	300
Механизм сопровождения	Двухосная рамка и
	индивидуальные приводы
	отклонения рупоров от осей

## 6.8.6. Интеллектуальные антенные системы

При рассмотрении антенных систем для новых видов телекоммуникаций, в том числе и TCBA, нельзя обойти стороной понятие интеллектуальной антенны. Русскоязычный термин "интеллектуальные антенны" до настоящего времени еще строго не определен, впрочем, как и его английский эквивалент "*smart antenna*". И хотя в технической литературе предлагается несколько интерпретаций термина, ни одна из них не дает ясного ответа на основной вопрос: какие же антенны являются интеллектуальными, а какие не могут быть отнесены к данному классу. Поэтому было решено включить в книгу данный раздел, чтобы дать однозначное определение понятия интеллектуальных антенн, которые рассматриваются здесь как составной системный комплекс автоматически настраиваемой пространственной приемопередачи сигналов.

#### 6.8.6.1. Предыстория

Сама концепция построения интеллектуальных антенн появилась более полувека назад (во времена Второй мировой войны) в радиолокационных системах со следящей антенной. Затем подобные антенны достаточно долго использовались в системах военного назначения как эффективное средство постановки помех с минимальными энергетическими затратами. В 60-х годах теория адаптивных и многолучевых антенн была уже достаточно хорошо разработана. Однако, настоящего коммерческого успеха технологии достигли только в начале 80-х годов, когда были созданы первые многолучевые спутниковые антенны.

Первым стал космический аппарат *Intelsat-4A*, в ретрансляторе которого были применены два луча с полуглобальным охватом и пространственной развязкой, обеспечившие двукратное использование частоты. Каждая последующая модификация спутников *Intelsat* развивала эту технологию бортовых антенн, увеличивая число лучей: на спутнике *Intelsat*-5 (1981) было четыре луча и соответственно четырехкратное использование частоты, на *Intelsat*-6 (1989) — шестикратное и т.д. В течение последующих 20 лет происходил процесс постоянного наращивания пропускной способности спутников за счет непрерывного совершенствования спутниковых антенн. Появились бортовые антенны с лучами определенной конфигурации (контурные лучи), системы со сканирующими или прыгающими лучами, а также с узкими лучами, перенацеливаемыми на определенный географический регион. Необходимость не только формировать множество лучей определенной конфигурации, но и управлять их формой наталкивалась на ряд практических ограничений, присущих обычным антенным системам с рефлектором и пассивной облучающей решеткой. Появление АФАР сделало их практически незаменимыми при создании ретрансляционных комплексов со сканирующими или прыгающими лучами.

С этого момента началось интенсивное развитие спутниковой связи. Благодаря установке на борту гибридных многолучевых антенн удалось обеспечить столь высокую энергетику космических линий связи, что за последние 10 лет размеры наземных станций и их масса значительно сократились (так, если наземная станция для *Inmarsat-A* имела массу 200 кг, то масса терминалов для *Thuraya* и *AceS* не превышает 0,5 кг).

#### 6.8.6.2. Определения

Наиболее часто в литературе встречаются три определения интеллектуальных (*smart*) антенн. Различие между ними зависит от положенного в основу определения выбранного признака классификации.

Согласно первому определению [43] интеллектуальная антенна является фазированной или адаптивной антенной решеткой, которая способна приспосабливаться к изменению окружающей обстановки. Для адаптивной решетки ДН луча изменяется при перемещении обслуживаемого пользователя вследствие отработки изменяемой при этом интерференционной обстановки, а для фазированной решетки луч перенацеливается (отслеживается) или вырабатывается другой луч, чтобы сопровождать перемещающегося пользователя.

Фазированная антенная решетка или многолучевая антенна имеет любое количество фиксированных лучей и один луч, настраивающийся по направлению к полезному (обслуживаемому) сигналу либо постоянно отслеживающий такой сигнал.

Адаптивная антенная решетка представляет собой решетку из множества антенных элементов, принимающих сигналы, взвешивающих и комбинирующих их с целью достижения максимального отношения *CIR* для полезного сигнала. При этом главный луч направляется в сторону источника полезного сигнала, в то время как нули ДН формируются по направлениям сигналов помех.

Иллюстрация определения интеллектуальных антенн показана на рис. 6.88.



**Рис. 6.88.** Схемы интеллектуальных антенных систем: *a* – фазированная АР; *б* – адаптивная АР (*1* – сигнал; *2* – диаграммообразователь; *3* – выбор луча; *4* – выходной сигнал; *5* – помеха; *6* – диаграммообразование с учетом весовых коэффициентов)

Второе определение интеллектуальной антенны можно сформулировать на основе работ [44—46]. Интеллектуальная антенная система сочетает в себе множество антенных элементов с возможностью обработки сигнала для автоматической оптимизации их излучающих или принимающих ДН в соответствии с изменением окружающей электромагнитной обстановки. Интеллектуальная адаптивная решетка обычно классифицируется как любая адаптивная решетка или решетка с переключением лучей (рис. 6.89). Переключаемая лучевая антенная система формирует множество фиксированных лучей с высокой чувствительностью по конкретным направлениям. Такая антенная система определяет уровень напряженности сигнала, выбирает один из нескольких предопределенных фиксированных лучей и переключает на него сопровождение полезного сигнала.

Адаптивная антенная система представляет собой наиболее часто встречающееся представление интеллектуальных антенн. Используя новые алгоритмы обработки сигналов адаптивная система использует их преимущества для эффективной локализации и сопровождения различных типов сигналов, для динамической минимизации интерференции и максимизации приема полезного сигнала.



Рис. 6.89. ДН переключаемой (а) и адаптивной (б) антенных систем: 1 – сигнал; 2 – помеха

Наконец, третье определение интеллектуальных антенн дает работа [47]. Здесь интеллектуальными антеннами называются решетки из антенных элементов, которые динамически изменяют свои ДН для приспосабливания к имеющимся в радиоканале шуму и интерференции, а также для ослабления влияния многолучевых замираний на трассе сигнала.

Различие между интеллектуальной адаптивной антенной и обычной фиксированной антенной состоит в адаптивности и фиксированности ДН, соответственно. Способность интеллектуальных антенн к передаче и приему сигналов с привлечением адаптивности и пространственной селекции достигнута использованием в них цифровых сигнальных процессоров. Элемент антенны не является сам по себе "интеллектуальным", а лишь комбинация таких антенных элементов и использование специального программного обеспечения по обработке сигналов делает антенны интеллектуальными. Это показывает, что понятие интеллектуальной антенной системы выходит за рамки обычного термина "антенна", оно является сложной концепцией приемопередающей обработки сигналов.

Из анализа приведенных определений следует, что системы интеллектуальных антенн, учитывая их стратегии передачи, можно разделить на три типа по "условию интеллектуальности" (рис. 6.90):

- переключаемые лучевые антенны;
- динамически фазируемые антенные решетки;
- адаптивные антенные решетки.

Переключаемые лучевые антенны имеют одну базовую функцию переключения между пространственно разнесенными антеннами или лучами одной антенной решетки. Выбор наилучшей характеристики полезного сигнала обычно определяется по более высокому уровню его принимаемой мощности. Выходы различных элементов периодически опробуются, чтобы можно было установить, который из них имеет наилучший прием сигнала. Из-за высокой направленности по сравнению с обычными антеннами, как правило, на большинстве элементов интеллектуальной антенны можно реализовать тре-



**Рис. 6.90.** Различные концепции интеллектуальных антенн: *a* – переключаемые лучи; *б* – динамически фазируемая решетка; *в* – адаптивная решетка (*1* – сигнал; *2* – помеха)

буемый КУ. Такая антенна существенно проще для работы в наземных сотовых структурах, чем сложные адаптивные антенные решетки, но она дает ограниченное излучение.

В случае переключаемой лучевой системы все лучи предопределены и фиксированы. Пользователь может находится в пространстве обслуживания одного луча определенное время, но при движении от центра проекции данного луча и пересечении им периферии ячейки принимаемый сигнал становится слабым и начинает действовать механизм хендовера (*handover*). Но в динамически фазируемых антенных решетках алгоритм направления прибытия *DoA* (*Direction of Arrival*) отслеживает сигнал пользователя в пределах области действия луча. Даже когда начинается межсотовый хендовер, пользовательский сигнал продолжает приниматься лучом с оптимальным для сигнала KV. Практически такие антенные решетки являются обобщением переключаемой стратегии с введением дополнительного механизма поддержания максимальной принимаемой мощности отслеживаемого сигнала.

Адаптивные антенные решетки могут рассматриваться как наиболее "интеллектуальные". Адаптивная антенная решетка является множеством антенных элементов, которые могут адаптировать свои ДН к изменениям в окружающей среде. Каждый элемент решетки ассоциируется с весовым коэффициентом, который адаптивно обновляется так, чтобы КУ элемента в определенном направлении был максимальным, в то время как в направлении, соответствующему помехе, — минимальным. Они изменяют свои ДН динамически для того, чтобы улучшить отношение сигнал/шум принимаемого сигнала. Такая процедура хорошо известна как "адаптивное диаграммообразование" или "цифровое диаграммообразование".

Обычные сотовые системы, как правило, используют несколько видов антенного разнесения (пространственное, поляризационное или угловое). Адаптивные антенны могут рассматриваться как расширение схем разноса, имеющих более чем два разнесенных элемента. В этом контексте фазированные решетки будут иметь больший потенциал по КУ, чем переключаемые лучи антенны, поскольку все элементы могут быть использованы для комбинированного разнесения.



6.8.6.3. Построение составных частей

Рис. 6.91. Приемная часть интеллектуальной антенны

Рассмотрим типовую структуру интеллектуальной антенны, которая в зависимости от назначения может состоять как из отдельных приемных и передающих частей, так и из их совмещений.

Приемная часть. На рис. 6.91 схематически показаны элементы приемной части интеллектуальной антенны. Антенная решетка состоит из *М* элементов. Соответственно, *М* сигналов объединяются в один результирующий сигнал, предназначенный для последующей обработки в схеме восстановления приемника (канальное декодирование). Как видно на рис. 6.91, приемная часть состоит из трех модулей: радио, диаграммообразования и цифровой обработки сигнала [48].

Решетка часто имеет относительно малое число антенных элементов для того, чтобы не увеличивать сложность цифровой обработки сигнала. На рис. 6.92 показаны четыре примера разной геометрической структуры решеток. Первые две структуры используются для диаграммообразования только в горизонтальной плоскости. Первый пример (рис. 6.92, *a*) демонстрирует одномерную линейную решетку с одинаковым расстоянием между элементами  $\Delta x$ . Такая наиболее простая структура может выполнять диаграммообразование по азимутальному углу в пределах заданного углового сектора. Второй пример (рис. 6.92, *б*) представляет круговую антенную решетку с угловым разносом между элементами  $\Delta \phi = 2\pi/M$ . Данная структура может выполнять диаграммообразование по всем азимутальным углам. Последние две структуры (рис. 6.92, *в* и *г*) используются для проведения двумерного диаграммообразования по всем направлениям.

Радиомодуль состоит из цепи преобразования вниз и аналого-цифровых преобразователей (АЦП). В рассматриваемом случае должно быть *М* преобразователей вниз для каждого антенного элемента.

Модуль цифровой обработки сигнала рассчитывает комплексные весовые коэффициенты  $\omega_1, ..., \omega_M$ , которые умножаются на принимаемые сигналы от каждого из антенИльченко М.Е., Кравчук С.А.



ных элементов. Эти весовые коэффициенты будут определять ДН антенны в направлении линии вверх. Они могут быть оптимизированы по двум критериям: получение максимально BO3можного значения принимаемого сигнала от обслуживаемого абонента (переключаемый луч или фазированная решетка) или получение максимального отношения несущая/помеха CIR путем подавления помехи (адаптивная решетка).

Метод расчета весовых коэффициентов зависит от выбора критерия оптимизации. Так, при использовании пе-

**Рис. 6.92.** Разные структуры решеток: *а* – однородная линейная; *б* – круговая; *в* – двумерная сетчатая; *г* – трехмерная

реключения лучей приемник будет тестировать все предопределенные весовые коэффициенты (соответствующие положениям направлений лучей) и выбирать один, дающий наиболее высокий уровень принимаемого сигнала.

Если выбрать в качестве критерия максимум *CIR*, то вектор оптимальных весовых коэффициентов (размерностью *M*)  $W_{\text{опт}}$  может быть рассчитан с использованием целого ряда алгоритмов [49], например, оптимального комбинирования.

Когда выполняется цифровое диаграммообразование (после АЦП), модули диаграммообразования и обработки сигналов могут быть интегрированы в один цифровой сигнальный процессор. Следует отметить, что диаграммообразование также возможно на входной высокочастотной и промежуточной частотах.

**Передающая часть**. Передающая часть интеллектуальной антенны схематически показана на рис. 6.93. Сигнал распределяется по M ветвям согласно весовым коэффициентам  $\omega_1, ..., \omega_M$  в модуле диаграммообразования. Весовые коэффициенты, которые определяют ДН в направлении радиолинии вниз, рассчитываются, как и в случае приемной части, в модуле цифровой обработки. Радиомодуль состоит из цифро-аналоговых преобразователей (ЦАП) и схемы конвертора вверх. На практике некоторые компоненты будут такими же, как и в приемной части.

В случае подвижного абонента принципиальное различие между линиями вверх и вниз состоит в том, что в случае радиолинии вниз неизвестна пространственная характе-



Рис. 6.93. Передающая часть интеллектуальной антенны

ристика канала. При дуплексной связи с временным разделением БС и АТ используют одну и ту же частоту, только в разные моменты времени. Тогда весовые коэффициенты, рассчитанные для линии вверх, будут также оптимальны и для линии вниз, если характеристика канала не изменяется в течение временного слота, определяемого промежутком времени от момента передачи в радиолинии вверх до начала передачи сигнала в радиолинии вниз. Однако, это может быть неприменимо к системе, где абоненты движутся на очень высоких скоростях. При дуплексной связи с разделением по часто-

те линии вверх и вниз разнесены по частоте. В этом случае оптимальные весовые коэффициенты будут разными, так как характеристика канала зависит от частоты.

Таким образом, диаграммообразование (случай адаптивной решетки) на радиолинии вниз затруднено и техника его реализации должна многократно оценивать геометрическое приближение направления приема. Оценка является взаимонаправленной, т.е. направление, с которого сигнал был принят на линии вверх, является направлением, в котором сигнал будет передан абоненту на линии вниз. Используемая здесь стратегия оценивает направление, в котором большая часть сигналов будет принята пользователем. Это направление используется на линии вниз путем выбора весовых коэффициентов  $\omega_1, \ldots, \omega_M$  так, чтобы главный лепесток ДН был ориентирован на обслуживаемого абонента. Кроме того, возможно формирование нулей ДН в направлении других абонентов, чтобы как можно больше снизить уровень интерференции. Вследствие наличия замираний на различных путях распространения сигнала предлагается делать выбор направления на линии вниз, основываясь на усреднении параметров линии вверх за определенный период времени.

#### 6.8.6.4. Простая модель антенной решетки с весовыми коэффициентами

Антенная решетка имеет пространственно разнесенные элементы (сенсоры), выход которых ведет в схему определения весовых коэффициентов или диаграммообразования (рис. 6.91 и 6.93). Антенная решетка может быть как приемной, так и передающей. Для проведения анализа решетки обычно допускают следующие приближения [50]:

все сигналы, падающие на приемную антенную решетку, представляют собой ограниченное число плоских волн;

 передатчик и объекты, которые вызывают многолучевое распространение, находятся в дальней зоне антенной решетки;

 – антенные элементы (сенсоры) размещаются так близко, что амплитуды сигналов, принятых на любые два элемента решетки, не будут значительно отличаться;

- каждый сенсор имеет одну и ту же ДН, как и направленность;

- взаимной связью между антенными элементами можно пренебречь.

Схема антенной решетки с обозначениями, необходимыми для дальнейших выкладок, представлена на рис. 6.94.

Наиболее часто используемыми структурами антенных решеток являются линейная, как наиболее простая, и круговая, реализующая симметричную ДН. Решетка, показанная на рис. 6.95, имеет референсный элемент в начале координат, а координаты *m*-го антенного элемента обозначены как ( $x_m$ ,  $y_m$ ,  $z_m$ ). Фазовый сдвиг между сигналами, принятыми на референсном элементе и элементе *m*:

$$\Delta \gamma_m = \gamma_m(t) - \gamma_1(t) = -\beta x_m \cos \phi \sin \theta - \beta y_m \sin \phi \sin \theta - \beta z_m \cos \theta, \qquad (6.21)$$

где  $\beta = 2\pi/\lambda$  — постоянная распространения в свободном пространстве. Представленное соотношение имеет силу только для узкополосного сигнала.





Рис. 6.94. Схема падения волны на однородную линейную решетку

Рис. 6.95. Координаты антенной решетки

Референсная плоскость расположена при z = 0. Так как расстояние между передающей и приемной антеннами значительно больше, чем расстояние между высотами этих антенн, то приход волны на антенную решетку может быть с  $\theta = 90^\circ$ . Тогда можно описать направление ожидаемого приема каждой плоской волны, используя только координаты ф. Из (6.21) видно, что любые вариации высоты элементов  $z_m$  не влияют на фазовый сдвиг между сигналами на референсном и *m*-м элементах. Поэтому можно рас-
смотреть только сдвиги по x и y относительно референсного элемента. Представим передаваемый узкополосный сигнал в виде

$$u_m(t) = A_m(t)e^{j\gamma_m(t)},$$

где  $A_m(t)$  — комплексная амплитуда сигнала;  $\gamma_m(t)$  — фаза сигнала. Вектор, содержащий параметры этих сигналов, имеет вид

$$\mathbf{u}(t) = [u_1(t) \ u_2(t) \ \dots \ u_M].$$

Для случая, когда на решетку падает плоская волна, определим комплексную величину  $a_m(\phi)$  как отношение амплитуды сигнала на элементе *m*, к амплитуде сигнала на референсном элементе,

$$a_m(\phi) = e^{-j\beta(x_m\cos\phi + y_m\sin\phi)}$$

Если на антенную решетку падает одиночная плоская волна, то

$$u_m(t) = u_1(t)a_m(\phi) \ .$$

Характеристика антенной решетки для единичной плоской волны, падающей под углом ф, определяется как управляющий вектор

$$\mathbf{a}(\phi) = \begin{bmatrix} 1\\ a_2(\phi)\\ \\ \\ \\ a_M(\phi) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1\\ e^{-j\beta(x_2\cos\phi + y_2\sin\phi)}\\ \\ \\ \\ \\ e^{-j\beta(x_M\cos\phi + y_M\sin\phi)} \end{bmatrix}$$

Набор управляющих векторов для всех углов на заданной частоте определяет решетчатое множество, которое должно быть замерено и откалибровано. Для узкополосного адаптивного диаграммообразования каждый сигнал на выходе антенного элемента перемножается с весовым коэффициентом  $\omega_i^*$ , модифицируя фазовое и амплитудное соотношения между ответвителями, и тогда имеем:

$$v(t) = u_{1}(t) \sum_{m=1}^{M} w_{m}^{*} e^{-j\beta(x_{m}\cos\phi + y_{m}\sin\phi)} =$$

$$= [w_{1}^{*} \quad w_{2}^{*} \quad \dots \quad w_{M}^{*}] \begin{bmatrix} 1 \\ e^{-j\beta(x_{2}\cos\phi + y_{2}\sin\phi)} \\ \dots \\ e^{-j\beta(x_{M}\cos\phi + y_{M}\sin\phi)} \end{bmatrix} u_{1}(t) = \mathbf{w}^{\mathbf{H}}\mathbf{u}(t).$$

Характеристика решетки (однородной линейной с изотропными элементами) с учетом весовых коэффициентов определяется следующим образом:

$$\mathbf{AF}(\phi) = \frac{v(\phi)}{\max[v(\phi)]} = \mathbf{w}^{\mathbf{H}} \mathbf{a}(\phi).$$



**Рис. 6.96.** Три положения аэроплатформы по высоте и соответствующие им ориентации раскрывов рупоров антенной решетки: *1* – уход СВА вверх от референсного положения; *2* – референсное положение аэроплатформы; *3* – уход СВА вниз от референсного положения

Следует отметить, что схема весовых коэффициентов в антенне может быть фиксированной или переменной. В адаптивных решетках весовые коэффициенты управляются посредством алгоритма, реализующего определенный критерий достижения максимального уровня сигнала или *CIR*. Так, на рис. 6.96 представлен наглядный пример отработки ориентации раскрывов рупоров адаптивной антенной решетки при разных уходах по высоте аэроплатформы от своего референсного положения с целью обеспечения неизменного значения *CIR* в ячейках, проекции которых создают ДН каждого из рупоров решетки.

### 6.9. Выводы

1. Одной из определяющих характеристик функционирования TCBA является ее зона покрытия, определяемая как часть поверхности земного шара, в пределах которой создается необходимый для приема наземной станцией уровень сигнала, излучаемого CBA, а также обеспечивается необходимый уровень сигнала от наземной станции на входе приемника CBA. В отличие от спутниковых систем, многосотовые зоны покрытия TCBA могут иметь ячейки размером 1 км и менее, с малыми углами возвышения на краю зоны обслуживания. Последнее определяет необходимость создания более точной модели анализа геометрии зоны обслуживания и, соответственно, распределения в ней уровней сигналов.

2. Фактор подвижности аэроплатформы в режиме зависания требует учета влияния отхода главной оси ДН бортовой антенны CBA на работу АТ. Проведенные исследования свидетельствуют о высокой чувствительности апертурных антенн с высоким КУ (выше 20 дБ) к вариациям G/T и ЭИИМ. Для антенн с высоким КУ пренебречь вариациями G/T и ЭИИМ можно в случае значительного запаса энергетики на радиолинии и уходе платформы от своей референсной точки не более чем на  $\pm 0,4$  км. Оптимальным решением для антенн с высоким КУ может быть наличие у них функции механического автоматического позиционирования.

3. Предложены три способа коррекции отхода ДН при движении аэроплатформы с CBA для компенсации колебания уровней сигналов в зоне обслуживания в допустимых пределах:

- поддержание максимума ДН в центре соты;

- совмещение крайней точки границы соты в направлении, по которому движется аэроплатформа, с краем ДН антенны СВА;

- пропорциональный выход краев ДН за зону соты.

4. ТСВА относится к системам с повторным использованием частот и ограниченным уровнем отношения *CIR*. Поэтому определение *CIR* в любой точке зоны покрытия TCBA является важным условием прогнозирования работы этой системы. Для расчета интерференции в зоне соты TCBA использованы два подхода. Первый базируется на аналитических выражениях расчета *CIR*, которые используют упрощенные модели ячеек соты TCBA. Второй подход основан на численных методах и алгоритмах, которые реализуются в виде программного пакета моделирования распределения сигналов по ячейкам с учетом реальных форм ДН и условий распространения радиоволн в каждой расчетной точке.

5. В идеальном случае отдельный луч антенны облучает соответствующую ему сотовую ячейку, создавая по всей ее площади одинаковый уровень мощности, а за пределами ячейки мощность отсутствует. Для достижения идеального случая наиболее подходят антенны апертурного типа. Для максимального уменьшения помех используются ДН лучей с очень малыми боковыми лепестками и с резким спадом излучения в главном лепестке. Если направленность выбрана слишком высокой, то у соты будет отмечен чрезмерный спад мощности по ее краевому контуру, если слишком низкой — достаточно большой уровень мощности будет выходить за пределы соты. Предложен способ формирования оптимальной направленности, основанной на получении максимальной мощности на краю каждой соты в зоне покрытия. Исследовано влияние формы лучей антенны на достижимые уровни *CIR* в диапазоне частот от 28 до 48 ГГц. Показано преимущество использования лучей эллиптического сечения в условиях ограниченной мощности на границах сот, где радиочастотный энергетический потенциал линии ограничен.

6. Предложены схемы повторного использования четырех и семи одночастотных каналов. В каждом случае использовались эллиптические лучи антенны, которые обеспечивают максимальную мощность на границах ячеек. Там, где использовались четыре одночастотных канала, на границах сот имела место интерференция от соседних лучей, а снижение уровня боковых лепестков приводило к улучшению *CIR* только в центрах сот. При повторном использовании семи одночастотных каналов выигрыш от подавления боковых лепестков заметен в большей части покрытия. При большом перекрытии между каналами требуется специальный механизм для адаптивного распределения ресурса и передачи обслуживания между сотами.

7. Хорошим решением для повышения эффективности использования спектра TCBA является применение дополнительных CBA. Так, для конфигурации TCBA из четырех CBA имеет место медианное увеличение информационной емкости в 3,93 раза. При использовании такой конфигурации для обеспечения широкополосного доступа к Интернету пропускная способность может быть увеличена в 4 раза.

8. Важной составной частью CBA является ее бортовая антенная система, которая определяет параметры наземных ячеек в зоне обслуживания и габариты полезной нагрузки аэроплатформы. Совершенствование таких антенн состоит в снижении размера и массы, максимизации рабочей полосы частот и количества лучей, увеличении КУ и снижении максимального уровня боковых лепестков. При этом требования увеличения КУ и сужения ДН лучей входят в противоречие со снижением габаритов антенн.

9. В качестве бортовой антенной системы CBA перспективны многолучевые антенны с множеством (до сотен) узконаправленных лучей. Такими антеннами могут служить хорошо отработанные бортовые антенные комплексы спутниковой связи, различного вида сканирующие антенные решетки и антенны, разработки которых непосредственно нацелены на применение в TCBA.

10. При создании антенных систем для новых видов телекоммуникаций, в том числе и TCBA, особого внимания заслуживают интеллектуальные антенны, которые рассматриваются как наиболее перспективные решения для повышения пропускной способности беспроводных систем. Дано определение интеллектуальных антенн как составного системного комплекса автоматически настраиваемой пространственной приемопередачи сигналов. С учетом выбора стратегии передачи по условию интеллектуальности системы предложена классификация интеллектуальных антенн:

- переключаемые лучевые антенны;

- динамически фазируемые антенные решетки;

- адаптивные антенные решетки.

#### Список литературы

1. Регламент радиосвязи. Том 1. – М.: Радио и связь, 1985. – 509 с.

2. *Degradation* analysis of user terminal EIRP and G/T due to station-keeping variation of stratospheric platform / B.-J. Kua, D.-S. Ahn, D.-C. Baek and etc. // ETRI Journal. -2000. - 22, N 1. - P. 12–19.

3. Balanis C.A. Antenna theory: Analysis and design. - N.Y.: John Wily & Sons, 1996. - 960 p.

4. Stutzman W.L., Thiele G.A. Antenna theory and design. - N.Y.: John Wily & Sons, 1997. - 520 p.

5. *Кравчук С.А*. Связь через стратосферу // Телеком: коммуникации и сети. – 2004. – № 11. – С. 58–65.

6. Кравчук С.А., Ильченко М.Е., Антоненко Р.А. Прогнозирование зоны покрытия телекоммуникационных систем на основе высокоподнятых аэроплатформ // Матер. 13-й Междунар. конф. КрыМиКо-2003 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 8–12 сент. 2003. – Севастополь: Вебер, 2003. – С. 51–52. 7. *Broadband* communications from a high altitude platform – The european helinet programme / J. Thornton, D. Grace, C. Spillard, T. Konefal, T. C. Tozer // IEE Electronics and Communications Engineering Journal. – 2001. – N 6. – P. 138–144.

8. Lee W.C.Y. Spectrum efficiency in cellular // IEEE Trans. Veh. Technol. - 1989. - 38, N 5. - P. 69-75.

9. Grace D., Tozer T.C., Burr A.G. Reducing call dropping in distributed dynamic channel assignment algorithms by incorporating power control // IEEE J. Select. Areas Commun. – 2000. – **18**, N 11. – P. 2417–2428.

10. Cheng M.M.-L., Chuang J.C.-I. Performance evaluation of distributed measurement-based dynamic channel assignment in local wireless communications // Ibid. -1996. -14, N 5. - P. 698–710.

11. Chuang J.C.-I. Performance issues and algorithms for dynamic channel assignment // Ibid. – 1993. – 11, N 8. – P. 955–963.

12. *Call* blocking performance of distributed algorithms for dynamic channel allocation in microcells / L.J. Cimini, G.J. Foschini, C.-H. I, Z. Miljanic // IEEE Trans. Commun. – 1994. – **42**, N 8. – P. 2600–2607.

13. Zander J. Peformance of optimum transmitter power control in cellular radio systems // IEEE Trans. Veh. Technol. – 1992. – **41**, N 2. – P. 57–62.

14. Chang L.F., Noerpal A.R., Ranade A. Performance of personal access communications system – unlicensed B // IEEE J. Select. Areas Commun. – 1996. – 14, N 5. – P. 718–727.

15. *Microwave* horns and feeds / A.D. Olver , P.J.B. Clarricoats, A.A. Kishk and L. Shaffai. – N.Y.: IEE Press, 1994. – 406 p.

16. *El-Jabu B., Steele R.* Cellular communications using aerial platforms // IEEE Trans. Veh. Technol. – 2001. – 50, N 5. – P. 686–700.

17. Adatia N., Watson B.K., Ghosh S. Dual polarized elliptical beam antenna for satellite application // International Symposium Digest. Antennas and Propagation. – Piscataway, NJ: IEEE Press, 1981. – P. 488–491.

18. *Optimizing* an array of antennas for cellular coverage from a high altitude platform / J. Thornton, D. Grace, M.H. Capstick, T.C. Tozer // IEEE Trans. on Wireless Communications. -2003. -2, N 5. -P. 484–492.

19. Silver S. Microwave antenna theory and design. - N.Y.: Peter Peregrinus Ltd, 1984. - 304 p.

20. Thornton J., Grace D. Effect of antenna aperture field on co-channel interference, capacity, and payload mass in high altitude platform communications // ETRI Journal. -2004. -26, N 5. -P. 467–474.

21. Broadband communications from high altitude platforms – the helinet solution / D. Grace, J. Thornton, T. Konefal, C. Spillard and T.C. Tozer // Wireless Personal Mobile Conference, Aalborg, Denmark, September 2001. – 1. – P. 75–80.

22. *Improving* spectrum utilisation for broadband services in the mm-wave bands through the use of multiple high altitude platforms / D. Grace, J. Thornton, G. White, T.C. Tozer // IEEE Conference "Getting the most out of the Radio Spectrum", 24–25 October, York. – 2002. – P. 135–141.

Space antenna design for complex telecommunication payloads / J. Maurel, Ph. Lepeltier, L. Pelenc,
 B. Trancart // Alcatel Telecommunications Review. – 2001. – N 4. – P. 1–7.

24. *Микроволновые* устройства телекоммуникационных систем: В 2-х т. Том 1: Распространение радиоволн. Антенные и частотно-избирательные устройства / М.З. Згуровский, М.Е. Ильченко, С.А. Кравчук и др. – К.: Політехніка, 2003. – 456 с.

25. Jacomb-Hood A., Lier E. Multibeam active phased arrays for communications satellites // IEEE Microwave Magazine for the Microwave & Wireless Engineer. -2000. - 1, N 4. - P. 40–47.

26. *High-gain* multibeam antenna demonstrator for Ka-band satellites / G. Gaille, Y. Gailloce, B. Demolder, G. Bekaert // Alcatel Telecommunications Review. -2001. - N 4. - P. 8-12.

27. Krassner G.N., Michaels J.V. Introduction to space communication systems. – N.Y.: McGraw-Hill, 1964. – 430 p.

28. *Thornton J.* Dimensioning a retro-directive array for communications via a stratospheric platform // ETRI Journal. – 2002. – 24, N 2.– P. 153–160.

29. Harrington R.F. Sidelobe reduction by nonuniform element spacing // IRE Trans. Antennas and Propagat. -1961. - N 3. - P. 187-192.

30. Hodjat F., Hovanessian S.A. Nonuniformly spaced linear and planar array antennas for sidelobe reduction // Ibid. -1978. - 26, N 2. -P. 198-204.

31. Yu C.-C. Sidelobe reduction of asymmetric linear array by spacing perturbation // IEE Electronics Lett. - 1997. - 33, N 9. - P. 730-732.

32. *Haupt R.L.* Thinned arrays using genetic algorithms // IEEE Trans. Antennas and Propagat. – 1994. – **42**, N 7. – P. 993–999.

33. *Design* of steerable non-uniform linear array geometry for side-lobe reduction / J.-H. Bae, K.-T. Kim, J.-H. Lee, H.-T. Kim, and J.-I. Choi // Microwave and Optical Technology Lett. – 2003. – **36**, N 5. – P. 363–367.

34. Sandler S.S. Some equivalence between equally and unequally spaced arrays // IRE Trans. Antennas and Propagat. - 1960. - N 7. - P. 380-384.

35. *Design* of scannable non-uniform planar array structure for maximum side-lobe reduction / Ji-H. Bae, K.-T. Kim, C.-S. Pyo, J.-S. Chae // ETRI Journal. – 2004. – **26**, N 1. – P. 53–56.

36. Popovic D., Popovic Z. Multibeam antennas with polarization and angle diversity // IEEE Trans. on Antennas and Propagation. -2002. -50, N 5. -P. 607-617.

37. McGrath D.T. Planar three-dimensional constrained lenses // Ibid. – 1986. – 34, N 1. – P. 46–50.

38. *Multibeam* planar lens antenna arrays / D. Popovic, S. Romisch, N. Shino, Z. Popovic // GOMAC-Tech-03 Digest. March 31, 2003 to April 3, 2003, Tampa, Florida. – P. 57–60.

39. *Radiation* pattern of multibeam array antenna with digital beamforming for stratospheric communication system: statistical simulation / Bon-Jun Ku, Do-Seob Ahn, Seong-Pal Lee, A.V. Shishlov, A.S. Reutov, S.A. Ganin, and A.G. Shubov // ETRI Journal. -2002. - 24, N 6. - P. 197-204.

40. D.-S. Ahn. Conceptual design of the domestic broadband wireless communication network using the stratospheric platform // Proc. of KICS, Korean. – 1998. – P. 1183–1187.

41. Sainati R.A. Cad of microstrip antennas for wireless applications. – Boston–London: Artech House, 1996. – 320 p.

42. Mailloux R.J. Phased array antennas handbook. - Boston-London: Artech House, 1994.- 364 p.

43. Winters J.H. WTEC panel report on wireless technologies and information networks. – Baltimore: International Technology Research Institute, 2000. – 346 p.

44. *Smart* antenna systems. Web proforum tutorials // The International Engineering Consortium. – http://www.iec.org.

45. *Smart* antennas and signal processing / N.K. Chong, O.K. Leong, P.R.P. Hoole, and E. Gunawan. – N.Y.: WITPress, 2001. – 456 p.

46. Nowicki D., Roumeliotos J. Smart antenna strategies // Mobile Communications. - 1995. - N 3. - P. 12-18.

47. Jacobsen A. Smart antennas for dummies // Technical Report, Telenor R&D. - 2001. - N 1. - P. 126-154.

48. Lehne P.H., Pettersen M. An overview of smart antenna technology for mobile communication systems // IEEE Communications Surveys. -1999. - N 2(4). - P. 2-13.

49. Уидроу Б., Стирнз С. Адаптивная обработка сигналов. – М.: Радио и связь, 1989. – 440 с.

50. *Petrus P.* Novel adaptive array algorithms and their impact on cellular system capacity. – Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 1997. – 240 p.

# ГЛАВА 7

# СОВМЕСТНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЧАСТОТ ТСВА С СИСТЕМАМИ ФИКСИРОВАННОЙ, ФИКСИРОВАННОЙ СПУТНИКОВОЙ, РАДИО-АСТРОНОМИЧЕСКОЙ СЛУЖБ И СПУТНИКОВОЙ СЛУЖБОЙ ИССЛЕДОВАНИЯ ЗЕМЛИ

Согласно резолюциям Всемирной радиоконференции за номерами 122 и 145 для фиксированной службы (ФС) на основе ТСВА отведены полосы частот по 300 МГц в диапазонах 47,2...47,5 ГГц (радиоканалы вниз) и 47,9...48,2 ГГц (радиоканалы вверх), а также в диапазонах 27,5...28,35 ГГц (радиоканалы вниз) и 31,0...31,3 ГГц (радиоканалы вверх). Последние две полосы рекомендованы для региона 3.

Некоторые из выделенных полос частот под TCBA, отнесенной к ФС, также могут использовать радиосистемы традиционной ФС (системы типа "точка-точка" и "точка-многоточка"), фиксированной спутниковой службы (ФСС) (частоты 47,2... 50,2 ГГц), радиоастрономической (РАС) и спутниковой службы исследования Земли (пассивной) (ССИЗ) (частоты 31,3...31,8 ГГц).

К настоящему времени вопросы совместного использования частот ТСВА ФС и систем других служб находятся в центре внимания международных регламентирующих организаций. Так, в ряде Рекомендаций МСЭ-Р *F*.1570, *F*.1607, *F*.1608, *F*.1609, *F*.1612, *SF*.1481, *SF*.1601 проведен анализ влияния на электромагнитную обстановку разворачивания ТСВА в Великобритании, Испании, Японии, Корее и других странах далекого зарубежья. Для условий Украины использование некоторых из этих Рекомендаций, как и их результатов, требует уточнения и корректировки. Дополнительного исследования требуют также механизмы интерференции из-за возможного наличия в зоне нахождения аэроплатформы рассеянной мощности отраженного от поверхности Земли или городской (пригородной) застройки излучения наклоненных к земле антенн базовых станций систем широкополосного радиодоступа. Кроме того, требуется оценка интерференсной обстановки при задействовании в ТСВА стандартного оборудования (например, *WiMax*) со своими диапазонами частот. В настоящей главе представлены результаты исследований TCBA в рамках ФС в полосах частот 27,5...28,35, 31...31,3, 47,2...47,5 и 47,9...48,2 ГГц, а также рассмотрены технические и регламентирующие вопросы совместного использования частот TCBA и радиосистемами наземной ФС, ФСС, РАС и ССИЗ с учетом особенностей работы радиосистем рассматриваемых служб в Украине.

# 7.1. Совместное использование частот ТСВА фиксированной службы и традиционными системами фиксированной службы в полосах частот 47,2...47,5 и 47,9...48,2 ГГц

### 7.1.1. Методика анализа

В Рекомендации МСЭ-Р *F*.1500 указывается, что типовая СВА в своей зоне покрытия диаметром 468 км может предоставить до 2100 ячеек с показателем повторного использования частот, равным 7. Кроме того, возможно установление до 40 шлюзовых (оконечных) станций на площади диаметром 181 км. В зависимости от ширины полосы частот, выделенной отдельной СВА, возможна одновременная работа до 330000 AT, обслуживающих 5 млн абонентов. При этом антенна каждого из этих AT направлена на CBA. От CBA к AT на всю зону покрытия направлены 2100 лучей с повторным использованием частот.

Использование рассматриваемой частотной полосы традиционной системой ФС может осуществляться посредством радиолиний связи как с жестко фиксированных направлений, так и с фиксированными линиями, направление и размещение каждой из которых может быть заранее не определено. В обоих случаях традиционного применения системы ФС длина линий связи ограничена рельефом местности, застройкой и атмосферным гидрометеорным затуханием.

Методология проводимых исследований совместимости основывается на определении возможной интерференции между любыми двумя станциями. Для этого осуществляют множество случайных размещений станций в зоне покрытия и определяют соответствующие характеристики антенн, повторного использования частот и пр.

В Рекомендации МСЭ-Р *F*.1608 было смоделировано 720 млн случаев размещения станций в зоне покрытия. Оно показало, что совместное использование частот наземными фиксированными станциями и АТ СВА проблематично и что необходимое географическое разнесение между зоной покрытия СВА и станцией традиционной ФС будет зависеть от КУ и направления антенн фиксированной линии. При таких смежных зонах покрытия моделирование с использованием беспрепятственных и наземных линейных траекторий будет неадекватным. Метод должен учитывать кривизну Земли и отражение (рассеяние) радиоволн от неровностей рельефа местности. При моделировании интерференции от терминалов CBA совместное использование частот в смежных зонах зависит от направления и размещения фиксированных линий. В этом случае вероятность дифракционного отражения намного меньше из-за непрямых путей распространения.

# 7.1.2. Технические характеристики станций ТСВА и традиционных ФС, принятые для оценки интерференции

Технические характеристики типичной TCBA, работающей в полосах частот 47,2...47,5 и 47,9...48,2 ГГц, приведены в гл. 5, где представлена информация о технических параметрах оборудования, а также о КУ и типах ДН антенн, установленных на CBA.

Технические характеристики наземных систем ФС, работающих в полосе 47,2...50,2 ГГц, указаны в Рекомендации МСЭ-Р *F*.758. Исходные диаграммы направленности антенн ФС представлены в Рекомендации МСЭ-Р *F*.699.

Параметры	Значения для системы №			
	1	2	3	4
Модуляция	ФМ-2	KAM-4	KAM-16	KAM-256
Емкость, Мбит/с	1,544	44,736	90	310
Ширина канала, МГц	5	50	50	510
Максимальный КУ антенны, дБ	46	46	46	46
Максимальная мощность передатчика,				
дБВт	-11	-12	-2	- 2
Максимальная ЭИИМ, дБ(Вт/МГц)	28	17	27	27
Сквозная полоса приемника, МГц	2	50	50	50
<i>К</i> <sub>ш</sub> приемника, дБ	11	13	5	5
Тепловой шум приемника,				
дБ(Вт/МГц)	-133	-133	-137	-137
Критерий интерференции,				
дБ(Вт/МГц)	-143	-143	-147	-147

*Таблица* 7.1. Параметры наземных радиосистем ФС

Характеристики распространения радиоволн для случаев затухания в свободном пространстве, атмосферных газах, гидрометеорах приведены в различных Рекомендациях МСЭ-Р серии *P*.

В табл. 7.1 приведены типовые параметры обычных систем ФС, работающих в диапазоне 47 ГГц (Рекомендация МСЭ-Р *F*.758). Система № 1 будет использоваться как интерферирующий источник (так как имеет высокое значение ЭИИМ), а № 3 –

как система, подвергающаяся помехе, поскольку имеет наибольшую чувствительность к интерференции.

# 7.1.3. Анализ интерференции

Анализ интерференции базируется на сценарии, показанном на рис. 7.1.



Рис. 7.1. Сценарий интерференции: *I* – АТ ТСВА; *2* – оцениваемая наземная трасса; *3* – СВА; *4* – оцениваемая наклонная трасса; *5* – радиолиния обычной системы ФС

# 7.1.3.1. Сценарий 1: интерференция между АТ ТСВА и терминалами обычных систем ФС

В данном сценарии исследуются следующие случаи интерференции: от радиосистем ФС на АТ ТСВА; от АТ ТСВА на терминалы радиосистем ФС.

При анализе учитываются как отдельный, так и множественный источники интерференции. Расстояние разнесения определяется между АТ ТСВА и терминалами радиосистем ФС согласно установленному конкретному критерию интерференции.

Результаты проведенных исследований показывают, что совместное использование частот на одной площади затруднено там, где повсеместно работают CBA, и будет возможно только в отдельных случаях, когда благоприятны положения антенн и геометрии трасс. Следовательно, расстояния разнесения в этом сценарии выбираются так, чтобы обычные радиосистемы ФС располагались вне площади покрытия CBA.

В табл. 7.2 представлены рассчитанные значения расстояний разнесения терминалов систем для одного интерферирующего источника. Здесь принято, что АТ ТСВА и терминалы обычных радиосистем ФС располагаются на высоте 10 м.

Рассмотрим анализ интерференции с использованием метода Монте-Карло, приняв в качестве анализируемых условия Великобритании.

Общая интерференция на приемнике была рассчитана для каждого из 1 млн испытаний, каждое из которых соответствует случайному распределению интерферирующих передатчиков. Потери на радиолинии от каждого передатчика на приемник определялись согласно Рекомендации МСЭ-Р *P*.452. В результате была сгенерирована функция распределения вероятности *CDF* интерференции на приемнике. Такая *CDF* соответствует вероятности интерференции для произвольного положения терминалов.

Сценарий	Расстояния р	азнесения, км, в	зонах
интерференции	RAC	SAC	UAC
Влияние системы ФС на АТ ТСВА Влияние АТ ТСВА на систему ФС	26,5 28	26,5 28	29,5 31

Таблица 7.2. Расстояния разнесения для интерференции между АТ ТСВА и обычными системами ФС

Для случая интерференции на AT TCBA от обычных радиосистем  $\Phi$ C в табл. 7.3 приведены параметры анализируемых систем. Были выбраны локальные позиции в Кембриджшире (*Cambridgtshire*): Бреклэнд (*Breckland*) и Большое поле бардов (*Great Bardfield*) в Великобритании. Бреклэнд имеет практически плоскую поверхность, в то время как Большое поле бардов представляет собой неоднородную холмистую местность. Расстояние разнесения между AT TCBA и площадью с интерферирующими передатчиками было установлено равным 30 км (примерно равным расстоянию в случае анализа интерференции с одним источником помех).

*Таблица 7.3.* Параметры, используемые для оценки суммарной интерференции от обычных систем ФС на АТ ТСВА

Параметры		Значения	
Передатчики наземной системы ФС		ной системы ФС	
Плотность		0,02 сайт/км <sup>2</sup>	
Расположение		Радиус 10 км вокруг <i>TL</i> 660900 ( <i>Breckland</i> ) или 675300 ( <i>Great Bardfield</i> )	
Приемник АТ ТСВА			
Расположение		Madingley, Cambridge (TL 388595)	

Результаты имитации представлены на рис. 7.2 и 7.3. Как следует из этих рисунков, различие в видах поверхности местности вызывает разную интерференцию на АТ ТСВА. Кроме того, критерий интерференции АТ ТСВА удовлетворяется для случая, когда радиосистемы ФС располагаются вокруг Большого поля бардов, которое имеет холмистую поверхность. Отсюда видно, что рельеф местности оказывает реальное влияние на интерференцию между АТ ТСВА и обычными радиосистемами ФС.

Для случая интерференции от AT TCBA на обычные радиосистемы ФС параметры этих систем приведены в табл. 7.4. Анализ основывался на 100 соканальных



Рис. 7.2. *CDF* суммарной интерференции от обычных систем ФС на АТ ТСВА, расположенные на краю *UAC (Breckland)*; ---- критерий интерференции



**Рис.** 7.3. *CDF* суммарной интерференции от обычных систем ФС на АТ ТСВА, расположенные на краю *UAC (Great Bardfield)*; ---- критерий интерференции

АТ ТСВА, распределенных по территории умеренно холмистой местности. Расстояние между системой ФС и зоной покрытия СВА взято равным 30 км (примерно равным расстоянию в случае анализа интерференции с одним источником помех).

Параметры	Значения		
	Передатчики АТ ТСВА		
Плотность	0,024 сайта/км (100 соканальных АТ в пределах UAS)		
Расположение	радиус 36 км вокруг <i>SK</i> 000000( <i>UA</i> вокруг <i>Birming-ham</i> )		
	Приемники ФС		
Расположение	Leicester (SC 660000)		
Азимутальный угол	270° (по направлению к зоне покрытия СВА)		

Таблица 7.4. Параметры передатчиков АТ ТСВА и приемников ФС

Результаты моделирования представлены на рис. 7.4. Как следует из рисунка, уровень интерференции намного ниже долговременного интерференционного критерия для наземной системы ФС (–147 дБ(Вт/МГц), табл. 7.1) благодаря характеру местности между традиционными системами ФС и зоной покрытия СВА.

Следовательно, интерференция между АТ ТСВА и традиционной  $\Phi$ С может быть приемлемой, если традиционные системы  $\Phi$ С расположены вне зон покрытия СВА. Результаты также указывают на то, что рельеф местности оказывает реальное влияние и должен приниматься во внимание. Поэтому расстояния разнесения, представленные в табл. 7.2, могут корректироваться. Влияние рельефа должно приниматься во внимание при рассмотрении реальных конкретных сценариев.



**Рис.** 7.4. *CDF* суммарной интерференции от 100 соканальных АТ ТСВА (область *UAC*) на обычную систему  $\Phi$ C: 1 - CDF; 2 - критерий интерференции

### 7.1.3.2. Сценарий 2: интерференция между СВА и традиционными системами ФС

Рассмотрим следующие случаи интерференции: от традиционных систем  $\Phi C$  на CBA; от CBA на традиционные системы  $\Phi C$ .

Для систем  $\Phi C$ , расположенных вне зоны покрытия CBA, на рис. 7.5 представлена интегральная функция распределения, которая была получена путем статистического анализа, основанного на случайном распределении передатчиков традиционной  $\Phi C$ , расположенных вне зоны покрытия CBA.

Рис. 7.5 показывает, что суммарная интерференция от других систем  $\Phi C$  на CBA будет намного ниже интерференционного критерия CBA, если принять во внимание, что другие системы  $\Phi C$  расположены на расстояниях, равных расстоянию разнесения, определенному в табл. 7.2.

На рис. 7.6 изображены интегральные функции распределения суммарной интерференции от систем  $\Phi C$ , когда последние расположены в зоне покрытия CBA. Рисунок демонстрирует, что интерференционный критерий превышен примерно в 0,25 % случаев от общего количества (1000000) испытаний случайных распределений для городской и пригородной зон, а в случае сельской зоны не превышен вообще.

Поэтому интерференция от традиционной ФС на CBA будет допустимой, если системы ФС расположены в сельской зоне покрытия CBA. При расположении тра-



Рис. 7.5. *CDF* суммарной интерференции от обычной системы ФС, располагаемой вне зоны действия CBA: *1* – область *UAC*; *2* – область *SAC*; *3* – область *RAC*; *4* – критерий интерференции



**Рис.** 7.6. *CDF* суммарной интерференции от обычной системы  $\Phi$ C на CBA: 1 - область *UAC*; 2 - область *SAC*; 3 - область *RAC*; 4 - критерий интерференции

диционных систем ФС в городской или пригородной зонах покрытия CBA существует 0,25 %-ная вероятность того, что будет превышен интерференционный критерий для CBA.

При анализе интерференции от CBA предполагалось, что CBA устанавливает связь с разными AT за конечный промежуток времени, и эти терминалы могут располагаться произвольно в зоне покрытия CBA.

В Рекомендации МСЭ-Р *F*.1500 отмечается, что покрытия в сельской местности (*RAC*) на частотах 47 ГГц не предвидится из-за значительного затухания в атмосфере и дожде. Однако, если зона покрытия СВА распространяется и на АТ в сельской местности при угле места 5°, интерференция, получаемая в традиционной системе ФС, изменяется от -144 до -120 дБ/(Вт/МГц) в зависимости от расположения системы ФС относительно СВА.

Кривизна Земли также оказывает влияние на интерференционный анализ. Угол отклонения от направления движения CBA до направления линии связи станций системы  $\Phi C \alpha$  уменьшается при увеличении расстояния от традиционной системы  $\Phi C$  до надира аэроплатформы. Это иллюстрирует рис. 7.7. Уменьшение угла отклонения приводит к увеличению КУ антенны в направлении CBA. В случае, если покрытие CBA простирается на терминалы с углом места 5°, существует возможность наложения главных лепестков ДН высотной аэроплатформы и традиционной  $\Phi C$ . Тогда традиционные системы  $\Phi C$  должны быть вынесены за пределы видимости аэроплатформы. Это означает, что дальность разнесения должна составлять не менее 500 км, если зона покрытия CBA распространяется на AT с углом места 5° (AT



Рис. 7.7. Влияние кривизны Земли: *1* – СВА; *2* – станции радиолиний ФС размещены в сельской зоне покрытия). Интерференция от CBA на традиционные системы  $\Phi C$  превысит интерференционный критерий, если традиционные системы  $\Phi C$  размещены в зоне видимости CBA с малыми углами места.

### 7.1.4. Результаты проведенного анализа

Результаты проведенного анализа в отношении совместного использования частот традиционными системами ФС и TCBA ФС представлены в табл. 7.5.

Совместное использование частот традиционными системами  $\Phi C$  и системами  $\Phi C$  на базе CBA будет возможно лишь в том случае, если традиционные системы  $\Phi C$  будут размещаться за пределами зоны видимости CBA. В случае, если покрытие CBA достигает AT под углом места 5°, т.е. AT размещены в сельской местности, это означает отнесение, по крайней мере, на 500 км традиционной системы  $\Phi C$  от края зоны покрытия CBA.

Источник интерференции	Системы, подверженные интерференции	е Комментарии	
Традиционные системы ФС	АТ ТСВА	Совместное размещение в одной зоне невозможно. Необходимо расстояние разнесения между зо- нами покрытия	
АТ ТСВА	Традиционные системы ФС	Совместное размещение в одной зоне невозможно. Необходимо разнести зоны покрытия	
Традиционные системы ФС	CBA	Интерференция будет на допус- тимом уровне, если системы ФС расположены вне зон покрытия СВА	
СВА	Традиционные системы ФС	Этот сценарий доминирует. Не- обходимо разместить традици- онные системы ФС вне зоны видимости платформы	

*Таблица* 7.5. Сравнительный анализ систем ФС

# 7.2. Совместное использование частот ТСВА и традиционными системами фиксированной службы в диапазонах 27,5...28,35 и 31...31,3 ГГц

# 7.2.1. Оценка интерференции от ТСВА на системы фиксированного беспроводного широкополосного доступа типа "точка-многоточка"

Ниже представляется методика расчета интерференции для проведения исследований по совместной работе ТСВА ФС и систем фиксированного беспроводного широкополосного доступа (СФБШД) типа "точка-многоточка" в полосах частот 27,5...28,35 и 31...31,3 ГГц. Системы типа "точка-многоточка" обычно состоят из одной БС и нескольких АТ.

В СФБШД нет четких правил по использованию рассматриваемых двух полос частот на радиолиниях между БС и АТ. Поэтому возникает необходимость учета всех возможных интерференционных ситуаций.

# 7.2.1.1. Методика расчета интерференции на СФБШД типа "точка-многоточка", вызываемой ТСВА

Интерферирующая мощность (мощность, вызывающая помеху) от луча антенны СВА на станции СФБШД *I*, дБ(Вт/МГц), может быть определена по формуле

$$I = P_{Tx_{-}H_{m}B_{n}} + G_{Tx_{-}H_{m}B_{n}}(\theta_{H_{m}B_{n-F}}) - L_{S} - L_{atmH_{m-F}} + G_{Rx_{-}FWA}(\theta_{F_{-}H_{m}}) - L_{fRx_{-}FWA},$$
(7.1)

где  $P_{Tx_{-}H_{m}B_{n}}$  – плотность потока мощности, передаваемой в луче  $B_{n}$  от CBA  $H_{m}$ , дБ (Вт/МГц);  $G_{Tx_{-}H_{m}B_{n}}(\Theta_{H_{m}B_{n-}F})$  – КУ луча антенны CBA по направлению на станцию ФС, дБи;  $L_{S}$  – потери в свободном пространстве между CBA и станцией ФС, дБ:

$$L_S = 20 \lg \left( \frac{4\pi d \cdot 1000}{\lambda} \right);$$

d — расстояние между CBA и станцией  $\Phi$ C, км;  $\lambda$  — длина волны, м;  $L_{atmHm_F}$  — потери в атмосферных газах на трассе между CBA и станцией  $\Phi$ C, дБ;

 $G_{Rx_{FWA}}(\theta_{F_{H_m}})$  — КУ приемной антенны станции ФС в направлении СВА, дБи;  $L_{fRx_{FWA}}$  — потери в фидере станции ФС на приемной стороне, дБ.

Отношение мощности интерференции (помехи) к шумам приемника I/N или (INR – Interference to Noise Ratio) определяется выражением

$$I/N = I - 10 \lg (293 \cdot k_{\rm B} \cdot 10^{\,\rm K_{\,\rm m}/10} \cdot 10^{\,\rm 6}), \, {\rm д}{\rm B},$$
(7.2)

где  $k_{\rm b}$  – постоянная Больцмана, равная 1,38·10<sup>-23</sup> Дж/К; К<sub>ш</sub> – коэффициент шума приемного тракта станции ФС, дБ.

Интерферирующую мощность *I*, дБ (Вт/МГц), на станции СФБШД от наземной станции ТСВА, можно найти по формуле

$$I = P_{Tx_GS} - L_{fTx_GS} + G_{Tx_GS}(\theta_{H-F}) - L_S - L_{atm} - L_{Obs} + G_{Rx_FWA}(\theta_{F-H}) - L_{fRx_FWA},$$
(7.3)

где  $P_{Tx_{-}GS}$  — плотность потока передаваемой мощности от наземной станции TCBA, дБ(Вт/МГц);  $L_{fTx_{-}GS}$  — потери в фидере наземной станции TCBA, дБ;  $G_{Tx_{-}GS}(\theta_{H-F})$  — КУ антенны наземной станции TCBA по направлению к станции СФБШД, дБи;  $L_{S}$  — потери в свободном пространстве между наземной станцией TCBA и станцие СФБШД, дБ;  $L_{atm}$  — потери за счет поглощения в атмосферных газах между наземной станцией TCBA и станцией СФБШД, дБ, которые рассчитываются согласно Рекомендации МСЭ-Р *P*.676;  $L_{Obs}$  — потери на экранирование между наземной станцией TCBA и станцией СФБШД (в расчете не учитывается требуемое расстояние разнесения), дБ;  $G_{Rx_{-}FWA}(\theta_{H-F})$  — КУ приемной антенны станции СФБШД по направлению к наземной станции TCBA, дБи;  $L_{fRx_{-}FWA}$  — потери в фидере станции СФБШД, дБ.

Отношение I/N определяется выражением (7.2).

#### 7.2.1.2. Параметры станций ФС, принятые при оценке интерференции

Параметры станций ТСВА приведены в гл. 5.

Для БС СФБШД типа "точка-многоточка" согласно Рекомендации МСЭ-Р *F*.1609 рассматриваются три случая комбинирования ДН антенны и схемы повторного использования частот. При этом предполагается, что БС географически расположены через каждые 2 км.

Случай (*a*). Принимаемая в расчетах ДН антенны соответствует Рекомендации МСЭ-Р *F*.1336. Схема повторного использования частот наиболее соответствует реальному случаю: сегментированный частотный диапазон 4×4 используется четырьмя

БС и их антенны образуют 90°-ные секторы, при этом группа из четырех станций повторяется при последующих инсталляциях.

Случай (b). Принимаемая в расчетах ДН антенны выбрана на основе Рекомендации МСЭ-Р *F*.1336, а все БС используют одну и ту же частоту, что позволяет принять всенаправленную ДН в азимутальном направлении.

Случай (c). Принимаемая в расчетах ДН антенны является реальной в соответствии с выбором провайдера (может не соответствовать Рекомендациям МСЭ-Р), а схема повторного использования частот является такой же, как и в случае (a).

В табл. 7.6 представлены параметры БС СФБШД для этих трех случаев, а в табл. 7.7 приведены параметры АТ СФБШД, которые предполагаются неизменными для всех трех случаев. В случае (*c*) используется косекансная характеристика ДН антенн.

Параметр	Диапазоны частот, ГГц, в случаях					
	<i>(a)</i>		<i>(b)</i>		(c)	
	31	28	31	28	31	28
Мощность передатчика, дБВт	-5	-4	-5	-4	-5	-4
Выходная спектральная плотность, дБ(Вт/МГц)	-17	-18,1	-17	-18,1	-17	-18,1
Коэффициент шума, дБ	7	6	7	6	7	6
Расчетный тепловой шум приемника, дБ (Вт/МГц)	-137	-138	-137	-138	-137	-138
КУ антенны, дБи	15	15	15	15	15	15
ДН антенны (азимут, рис. 7.8)	Реком. <sup>(3)</sup> МСЭ-Р <i>F</i> .1336 <sup>(1)</sup>	Реком. МСЭ-Р <i>F</i> .1336 <sup>(1)</sup>	Всена- прав- ленная	Всена- прав- ленная	Косе- кансная	Косе- кансная
ДН антенны (угол места, рис. 7.9)	Реком. МСЭ-Р <i>F</i> .1336 <sup>(2)</sup>	Реком. МСЭ-Р <i>F</i> .1336 <sup>(2)</sup>	Реком. МСЭ-Р <i>F</i> .1336 <sup>(2)</sup>	Реком. МСЭ-Р <i>F</i> .1336 <sup>(2)</sup>	Косе- кансная	Косе- кансная
Потери в фидере, дБ	0	0	0	0	0	0
Модуляция	ФМ-4	ФМ-4	ФМ-4	ФМ-4	ФМ-4	ФМ-4

Таблица 7.6. Параметры БС СФБШД типа "точка-многоточка"

<sup>1</sup> ДН луча – шаблон измеренной характеристики, показанный на рис. 15 Реком. МСЭ-Р F.1336

<sup>2</sup> ДН луча, определяемая выражениями (1*a*), (1*b*) и (1*c*) Реком. МСЭ-Р *F*.1336

<sup>3</sup> Реком. – сокращенно от Рекомендация.



**Рис. 7.8**. Шаблон ДН антенны в азимутальном направлении: *1* – соsес-характеристика ДН; *2* – ДН согласно Рекомендации МСЭ-Р *F*.1336



Рис. 7.9. Шаблон ДН антенны в направлении угла места: 1 – соsес-характеристика ДН; 2 – ДН согласно Рекомендации МСЭ-Р *F*.1336

Параметр	Диапазон частот в условиях дождя, ГГц		Диапазон частот в условиях ясного неба, ГГц	
	31	28	31	28
Мощность передатчика, дБВт	-10	-10	-23	-20
Выходная спектральная плотность, дБ (Вт/МГц)	-17	-18,1	-30	-28,1
Коэффициент шума, дБ	7	6	7	6
Расчетный тепловой шум приемника, дБ (Вт/МГц)	-137	-138	-137	-138
КУ антенны, дБи	37/43(1)	36/42	37/43	36/42
ДН антенны согласно	Реком. МСЭ-Р <i>F</i> .1245	Реком. МСЭ-Р <i>F</i> .1245	Реком. МСЭ-Р <i>F</i> .1245	Реком. МСЭ-Р <i>F</i> .1245
Потери в фидере, дБ	0	0	0	0
Модуляция	ФМ-4	ФМ-4	ФМ-4	ФМ-4

*Таблица* 7.7. Параметры АТ СФБШД типа "точка-многоточка"

<sup>1</sup> КУ антенны на частоте 31 ГГц равен 43 дБи для антенны диаметром 60 см для больших расстояний и 37 дБи при 30 см антенне – для коротких расстояний. Предполагается, что 30 см антенна применяется при угле возвышения более 5°, а 60 см в противном случае. Аналогичное обозначение и для частоты 28 ГГц.

# 7.2.1.3. Результаты расчетов интерференции в случае СФБШД, действующих по принципу "точка-многоточка"

Ниже приводятся примеры рассчитанных характеристик отношения интерференция/шум I/N и требуемой диагностики разнесения. Системные параметры для БС СФБШД, которая работает по принципу "точка-многоточка", соответствуют трем приведенным выше случаям (*a*), (*b*) и (*c*). Также принимается, что для всех БС СФБШД используется один и тот же тип АТ.

При определении интерференции от СВА к БС СФБШД полагается, что созвездие аэроплатформ размерностью  $11 \times 25$  СВА развертывается на площади  $500 \times 1000$  км<sup>2</sup>. Характеристика отношения I/N рассчитывается как функция расстояния между станцией СФБШД и точкой надира расположения СВА посредине стороны длиной 1000 км.

Принимается также, что главный лепесток ДН БС СФБШД всегда ориентирован в горизонтальном направлении. Для учета худшего случая полагаем, что антенна АТ СФБШД непосредственно направлена вверх на СВА при угле места 60°.

Сперва рассмотрим сценарий интерференции от СВА на БС СФБШД. На рис. 7.10 и 7.11 показаны характеристики отношения I/N на БС СФБШД соответственно для случаев (*a*) и (*b*), когда БС подвергается интерференции со стороны 11×21 СВА (расположение СВА представлено на рис. 7.12). Запись "спереди" на рис. 7.10 означает, что БС сориентирована по направлению к центру созвездия СВА лицом к лицу в азимутальном направлении. Записи "сбоку" и "сзади" означают, что БС видит СВА сбоку от себя или с задней стороны, соответственно.

Отношение *I*/*N* показывает худшее значение среди всех ДН лучей CBA с повторным использованием частот.





Рис. 7.10. Зависимость отношения *I/N* на входе БС СФБШД от расстояния до надира аэроплатформы СВА для случая (*a*), когда интерферирует созвездие 11×21 СВА: *I* – "сзади"; *2* – "сбоку"; *3* – "спереди"

Рис. 7.11. Зависимость отношения I/N на входе БС СФБШД от расстояния до надира аэроплатформы ТСВА для случая (*b*), когда интерферирует созвездие  $11 \times 21$  СВА



Рис. 7.12. Расположение аэроплатформ ТСВА на площади 500×1000 км<sup>2</sup>: *1* – БС наземной ФС; *2* – локализация аэроплатформ

На рис. 7.10 и 7.11 видно, что максимум отношения I/N составляет около –15 дБ. Поэтому при тех условиях, что приняты здесь, это означает, что множество (созвездие) СВА может не давать существенной интерференции на БС СФБШД. На рис. 7.11, где принята всенаправленная антенна по азимуту, случай "спереди" полностью идентичен случаям краев — "сбоку" и "сзади".

Когда используется реальная узкая ДН в БС СФБШД, как в случае (c), то I/N незначительно снижается, как показано на рис. 7.13. В случае (c) максимальное значение I/N составляет – 20 дБ.

Вторым рассматриваемым сценарием является интерференция от CBA аэроплатформы на АТ системы СФБШД.

Когда помеха от единичной CBA поступает на АТ СФБШД, худшее значение I/N составляет около 30 дБ, как показано на рис. 7.14. Это объясняется наличием большего КУ антенны АТ СФБШД, чем у БС, в предположении, что антенна АТ СФБШД направлена на CBA с углом места 60°. Поэтому CBA будет вызывать большую интерференцию на АТ, когда ими используется одна и та же частота. От-



**Рис. 7.13.** Зависимость отношения *I/N* на БС ФС от расстояния до надира аэроплатформы для случая (с), когда интерференцию вызывает 11х21 СВА: *I* – "спереди"; *2* – "сзади"; *3* – "сбоку"



**Рис.** 7.14. Зависимость отношения *I/N* на AT СФБШД от расстояния до надира аэроплатформы

метим, что расстояние 200 км на рис. 7.14 соответствует точке перехода от антенны диаметром 30 см на антенну диаметром 60 см (см. табл. 7.7).

Анализ интерференции от наземной станции ТСВА к СФБШД проводится в предположении наличия между ними прямой видимости. Поэтому принимается, что высоты наземной станции и станции СФБШД (БС и АТ) являются одинаковыми и что КУ антенны БС СФБШД, которая направлена к наземной станции, один и тот же для всех трех случаев. Расчет проводится только для единичного объекта при условии, что антенны двух станций, одна из которых является наземной станцией ТСВА с углом места более 20°, а другая — станция СФБШД, позиционируемая в горизонтальном направлении, направлены лицом к лицу по азимуту. Принятое значение I/N для данного анализа составляет –15 дБ.

Начнем рассмотрение с интерференции от наземной станции TCBA на БС СФБШД. Здесь характеристика требуемого расстояния разнесения, когда наземная станция TCBA начинает создавать помехи на БС СФБШД, показана на рис. 7.15. Используя принятое I/N = -15 дБ и минимальный угол места 20°, получаем расстояние разнесения около 5 км. С учетом того, что БС СФБШД с повторным использованием частот инсталлируются через каждые 2...3 км, совместное функционирование БС СФБШД и наземной станции TCBA затруднено, если не будет применена специальная технология, снижающая интерференцию.



**Рис. 7.15.** Зависимость требуемого расстояния разнесения  $d_s$  между наземной станцией ТСВА и БС СФБШД от угла места  $\gamma$  наземной станции ТСВА



**Рис. 7.16.** Зависимость требуемого расстояния разнесения  $d_s$  между наземной станцией ТСВА и АТ СФБШД от угла места  $\gamma$  наземной станции ТСВА

Рассмотрим сценарий интерференции от наземной станции TCBA на AT СФБШД. Для принятого I/N = -15 дБ рассчитано требуемое расстояние разнесения (рис. 7.16), при котором наземная станция TCBA создает интерференцию на AT СФБШД. При условии I/N = -15 дБ и угле места 20° расстояние разнесения составляет около 80 км. Таким образом, совместное функционирование на одной тер-

ритории АТ СФБШД и наземной станции ТСВА невозможно без использования методов подавления интерференции.

# 7.2.2. Оценка интерференции от TCBA на наземные системы ФС типа "точка-точка"

Здесь дана методика расчета интерференции для обеспечения совместного использования диапазонов частот 27,5...28,35 и 31...31,3 ГГц ТСВА и системами ФС типа "точка-точка". Последняя система состоит из одной пары радиостанций (терминалов), антенны которых направлены друг на друга.

### 7.2.2.1. Расчет интерференции от ТСВА на СФБШД типа "точка-точка"

Применим для расчета интерференции от TCBA на наземную систему  $\Phi C$ , действующую по принципу "точка-точка", методику, описанную в п. 7.2.1. Тогда в рассматриваемом сценарии интерференции могут быть использованы выражения (7.1)-(7.3).

### 7.2.2.2. Параметры систем, которые задействуются при оценке интерференции

Параметры ТСВА приведены в гл. 5.

Параматр	Значения для диапазона частот, ГГц		
Параметр	31	28	
Мощность передатчика, дБВт	-3	-3	
Выходная спектральная плотность, дБ (Вт/МГц)	-6	-6	
Коэффициент шума, дБ	7	8	
приемника, дБ (Вт/МГц)	-137	-136	
КУ антенны, дБи	37/46 <sup>(1)</sup>	36/46	
ДН антенны	Рекомендация МСЭ-Р F.1245	Рекомендация МСЭ-Р F.1245	
Потери в фидере, дБ	0	0	
Модуляция	ЧМ-4	ФМ-4	

Таблица 7.8. Параметры станции ФС типа "точка-точка"

<sup>1</sup> КУ антенны на частоте 31 ГГц равен 46 дБи при диаметре антенны 90 см для больших расстояний и 37 дБи при 30 см антенне — для коротких расстояний. Предполагается, что 30 см антенна применяется при угле места более 5°, а 90 см антенна — в противном случае. Аналогичное обозначение для частоты 28 ГГц.

Системные параметры станции ФС типа "точка-точка" указаны в табл. 7.8. Регулировка мощности передачи не предусмотрена в системе ФС типа "точка-точка". Станция ФС всегда передает сигнал с мощностью, необходимой для обеспечения бесперебойной работы в условиях дождя.

# 7.2.2.3. Примеры расчета интерференции в случае систем ФС, действующих по принципу "точка-точка"

В определении интерференции от CBA на станцию  $\Phi$ C характеристики отношения *I/N* рассчитываются как функции расстояния между станцией  $\Phi$ C и точкой надира CBA. Здесь рассматривается худший случай, когда антенна станции  $\Phi$ C направлена на CBA под углом места 60°. Поэтому CBA будет вызывать большую интерференцию на станцию  $\Phi$ C, когда используются одни и те же частоты (рис. 7.17). Следует отметить, что расстояние 200 км на рис. 7.17 соответствует точке перехода от антенны диаметром 30 см на антенну диаметром 90 см (см. табл. 7.8).

Анализ интерференции от наземной станции TCBA на станцию  $\Phi$ C проводится только для условия прямой видимости. Более того, принимается, что высоты расположения наземной станции TCBA и станции  $\Phi$ C одинаковы. Расчет проводится только для двух станций, антенны которых направлены друг на друга по азимуту. Одна из них — это наземная станция TCBA с углом места более 20°, а другая станция  $\Phi$ C, ДН антенны которой ориентирована в горизонтальном направлении. Принятое для анализа значение I/N составляет –15 дБ.

На рис. 7.18 показано требуемое расстояние разнесения, когда наземная станция TCBA создает интерференцию на станцию СФБШД. Для I/N = -15 дБ и максимального угла места 20° расстояние разнесения получаем равным примерно 92 км.





Рис. 7.17. Зависимость отношения *I/N* на станции ФС для случая, когда в ней интерференцию вызывает отдельная CBA, от расстояния до точки надира CBA

**Рис. 7.18**. Зависимость требуемого разнесения *d<sub>s</sub>* между наземной станцией TCBA и станциями ФС от угла места наземной станции TCBA

Совместная бесперебойная работа станции ФС ("точка-точка") и наземной станции ТСВА невозможна без использования методов подавления интерференции.

#### 7.2.3. Итоги полученных результатов

Совместное использование частот наземными станциями TCBA и традиционными СФБШД на земной поверхности при их соседстве будет возможно, если будут использоваться методы подавления интерференции, такие, например, как динамическое распределение частот или координация региональными администрациями распределения частот на данной территории. Эффективным способом уменьшения интерференции между наземными станциями TCBA и системами ФС является размещение наземных станций TCBA вне прямой видимости систем ФС. Также следует отметить, что интерферирующий сигнал задерживается зданиями и(или) возвышенностями в большинстве случаев, когда две станции расположены на расстоянии более 100 км.

# 7.3. Улучшение зоны действия системы широкополосного доступа ФС в условиях ее совместного использования частот с наземной станцией ТСВА

В настоящее время большинство провайдеров для беспроводных соединений своих абонентов с Интернет используют распределенные полосы частот. Это означает, что провайдеры в выделенном для них диапазоне частот и в пределах зоны действия своей системы имеют возможность повторного использования одних и тех же частотных полос. Однако, ограничение по частотной полосе для сервис-провайдеров может уменьшить число пользователей.

Возможны несколько путей увеличения емкости соты радиосистемы. Один из путей состоит в уменьшении размера соты и увеличении кратности повторного использования частот. Однако, снижение размеров соты не всегда экономически оправдано. Другой путь заключается в увеличении числа используемых частотных полос, которые могут вводиться с помощью утилизации невыделенных частот для коммерческого применения. Этот путь позволяет задействовать весь частотный спектр. Основная проблема, связанная с использованием этих дополнительных частот, заключается в возможности возникновения соканальной интерференции для существующих пользователей, которые используют эти же частоты, но не принадлежат к данной радиосистеме. Возможен также еще один путь, когда два или больше провайдеров договорятся об общем использовании отведенных для них частот. Это снизит стоимость использования отведенной полосы частот, создаст возможность удешевления оборудования.

При этом важно определить оптимальное расстояние, на котором провайдер может размещать своих пользователей от уже установленных систем, чтобы гаран-

тировать обеспечение необходимого сервиса для своих пользователей, не оказывая в то же время вредного влияния на уже установленные системы, работающие на тех же частотах.

В зависимости от архитектуры и вида радиосистемы существует много способов предотвращения интерференции, главным образом, путем анализа коэффициента битовой ошибки в зависимости от распределения пользователей по диапазонам частот [1, 2]. Сосредоточим основное внимание на способах увеличения зоны обслуживания радиосистемы. Принимаем, что компоненты СФБШД (БС и АТ) будут расположены в таких локациях, где они не вызовут вредную интерференцию на существующие системы. Поэтому исследуется не коэффициент битовой ошибки, а зона покрытия соты. Кроме того, в представляемой системе рассматривается случай системы TDMA/TDD (*Time Devision Multiple Access/Time Devision Duplex*), для которой в один и тот же момент времени только один пользователь может занимать частотный канал и поэтому только он один может вызвать интерференцию на работающие радиосистемы.

Антенны БС и АТ являются частью одной радиосистемы. В пределах соты БС формирует определенное количество секторов. Так как в зоне действия данной системы допускается повторное использование одной и той же частоты, то существует возможность возникновения соканальной интерференции. Систему, которая вызывает интерференцию, назовем источником помех (ИП).

Полагаем, что в пределах соты в один и тот же момент времени только одна антенна пользователя может вести передачу – такой терминал пользователя называется интерферирующим. При этом антенна БС не вызывает интерференцию. С другой стороны, система, которая уже существует и на которой может возникать интерференция через действие ИП, будет приемником помех (ПП).

Рассматриваемый далее ПП является наземной станцией TCBA, которая использует ту же частоту, что и ИП. Все дальнейшие выкладки будут справедливы и для спутниковой наземной станции как ПП. Как видно на рис. 7.19 (СШР – сис-



Рис 7.19. Структура исследуемого сектора СШР: *1* – АТ; 2 – сектор со стороной 5 км; *3* – терминал ТСВА; *4* – запретная зона; *5* – БС СШР

как видно на рис. 7.19 (СШГ – система широкополосного радиодоступа), антенны ИП всегда строго направлены на антенну БС. В общем случае они не будут позиционироваться в направлении антенны ПП, но наличие боковых лепестков в антенне ИП может вызвать интерференцию. Для того, чтобы не вызвать интерференцию на ПП, антенна ИП должна позиционироваться в месте, которое достаточно отдалено от антенны ПП и гарантирует таким образом отсутствие вредного влияния на ПП. Такой подход разрешает сформировать определенную площадь вокруг антенны ПП, где антенна ИП не должна располагаться. Эта площадь называется запретной зоной. Определение минимальной запретной зоны и является главной нашей задачей.

Для работы цифровой системы необходимо наличие такого уровня мощности на входе ее приемника, чтобы обеспечивалось требуемое отношение  $(E_b/N_0)_{\text{треб}}$ . Реально из-за постоянно изменяющихся условий распространения радиоволн на приемнике поддерживается действующее значение  $(E_b/N_0)_{\text{действ}} > (E_b/N_0)_{\text{треб}}$ . Отсюда на радиолинии вводится понятие энергетического запаса M [3]:

$$M \ge (E_b/N_0)_{\text{действ}} - (E_b/N_0)_{\text{треб}}, (дБ).$$

Поэтому для того, чтобы помеха не оказывала вредного влияния на приемную систему, ее уровень не должен превышать имеющийся запас M. С учетом того, что  $E_b/N_0 = P_c \Delta f/(NR_b)$ , где  $P_c$  — мощность несущей сигнала;  $R_b$  — битовая скорость передачи;  $\Delta f$  — шумовая полоса, которую примем равной 36 МГц (типовая полоса частот для диапазона 28...30 ГГц для скоростей передачи более 32 Мбит/с); N — шумовая мощность, равная  $k_{\rm B}T_0\Delta f K_{\rm m}$  ( $k_{\rm B}$  — постоянная Больцмана;  $T_0$  = 290 °K;  $K_{\rm m}$  — коэффициент шума (примем  $K_{\rm m}$  = 1)), получим

$$M \ge 10 \lg \left[ \frac{P_c \Delta f / (NR_b)}{P_c \Delta f / ((N+N_1)R_b)} \right].$$

Здесь  $N_1$  – дополнительная мощность на входе приемника вследствие наличия дополнительных источников помех (АТ и БС, работающие в рассматриваемый момент времени), т.е.  $N_1 = P_{cAT} + P_{cBC}$ , где  $P_{cAT}$  и  $P_{cBC}$  – уровни помех от АТ и БС на входе приемника. После преобразований получим для энергетического запаса

$$M \ge 10 \lg[(N + N_1)/N], дБ$$

и дополнительной мощности

$$N_1 \leq N(10^{0,1M} - 1).$$

Последнее выражение показывает, что дополнительная мощность, которая поступает на приемник, не будет выше определенного уровня, зависящего от энергетического запаса *M* и шумовой мощности.

Теперь можно ввести понятие функции интерференции  $F_{\rm инт}$ , определяемой как разность между принимаемой мощностью помех и предельным (пороговым) уровнем мощности  $P_{\rm пор}$ , достигнув которого система будет подвержена интерференции:

$$F_{_{\rm HHT}} = P_{_{\rm \Pi}{\rm PM}} - P_{_{\rm \Pi}{\rm op}} = P_{_{\rm \Pi}{\rm PM}} - N(10^{\,0.1M} - 1)\,.$$

Для определения *P*<sub>ПРМ</sub> воспользуемся двухлучевой моделью затухания (рис. 7.20). Используя геометрическое представление модели (рис. 7.20), посредством тригонометрических преобразований получаем длины путей прямого и переотраженного сигналов

$$d_{1} = [(h_{\Pi P \Lambda} - h_{\Pi P M})^{2} + d^{2}]^{1/2};$$
$$d_{2} = d_{21} + d_{22} = [(h_{\Pi P \Lambda} + h_{\Pi P M})^{2} + d^{2}]^{1/2},$$

где  $h_{\Pi P A}$  и  $h_{\Pi P M}$  – высоты расположения передатчика и приемника; d – расстояние по поверхности Земли между передатчиком и приемником.



**Рис. 7.20**. Схематическое представление двухлучевой модели распространения радиоволн

Напряженность поля в месте расположения приемника  $E_{\Pi PM}$  равна сумме напряженностей прямой  $E_1$  и отраженной  $E_2$  волн:

$$E_{\Pi PM} = E_1 + E_2 = E_1 + RE_1 \exp(-j\Delta\Phi),$$

где  $\Delta \Phi = 2\pi (d_2 - d_1)/\lambda$  – разность фаз прямой и отраженной радиоволн на входе приемника; R – модуль коэффициента отражения поверхности, равный | [соs $\theta$  – ( $\epsilon_{a\phi\phi}$  – sin<sup>2</sup> $\theta$ )<sup>1/2</sup>]/[соs $\theta$  + ( $\epsilon_{a\phi\phi}$  – sin<sup>2</sup> $\theta$ )<sup>1/2</sup>] |;  $\epsilon_{a\phi\phi}$  – эффективная диэлектрическая проницаемость поверхности отражения [4]. Введем интерференционный множитель

$$F_E = |E_{\Pi PM} / E_1| = |1 + R \exp(-j\Delta\Phi)| = |1 + R(\cos\Delta\Phi - j\sin\Delta\Phi)| =$$
$$= [(1 + R\cos\Delta\Phi)^2 + (R\sin\Delta\Phi)^2]^{1/2} = [1 + 2R\cos\Delta\Phi + R^2]^{1/2}.$$

Используя известное выражение для бюджета радиолинии [5, 6] и перейдя от напряженности поля к мощности, получаем

$$P_{\Pi PM} = P_{\Pi PA} K Y_{\Pi PM} K Y_{\Pi PM} [\lambda / (4\pi d_1)]^2 F_E^2 =$$
  
=  $P_{\Pi PA} K Y_{\Pi PM} [\lambda / (4\pi d_1)]^2 [1 + 2R \cos(2\pi (d_2 - d_1)/\lambda) + R^2],$  (7.4)

где КУ<sub>ПРД</sub> и КУ<sub>ПРМ</sub> — коэффициенты усиления передающей и приемной антенн;  $P_{\Pi P \Pi}$  — мощность передатчика.

До проведения анализа выберем модели антенн с прямоугольной апертурой для ИП и круглой апертурой для ПП. Выбор формы апертуры определяется тем, что ИП принадлежит АТ (в особых случаях БС), которые используют прямоугольные антенные решетки, а ПП представляют собой терминалы, которые должны иметь более высокие КУ, чем наземные станции, что может быть легко реализовано антеннами именно с круглой апертурой. Для определения КУ антенн соответственно с прямоугольной (размерами  $a \times b$ ) и круглой (радиусом a) апертурами в дальней зоне  $(d > 2D^2/\lambda, где D - максимальный размер апертуры антенны), воспользуемся выражениями [7]:$ 

$$KY(\theta,\phi) = \frac{\pi ab}{\lambda^2} (1+\cos\theta)^2 \left| \frac{\sin\left(\frac{\pi a}{\lambda}\sin\theta\cos\phi\right)}{\frac{\pi a}{\lambda}\sin\theta\cos\phi} \frac{\sin\left(\frac{\pi b}{\lambda}\sin\theta\sin\phi\right)}{\frac{\pi b}{\lambda}\sin\theta\sin\phi} \right|^2;$$
  
$$KY(\theta) = \frac{\alpha_{a\phi\phi}(1+\cos\theta)^2}{\lambda^2 a^2} \left| \frac{2\pi a^2 J_1\left(\frac{2\pi a}{\lambda}\sin\theta\right)}{\frac{2\pi a}{\lambda}\sin\theta} - \frac{2\pi a_1 J_1\left(\frac{2\pi a_1}{\lambda}\sin\theta\right)}{\frac{2\pi a_1}{\lambda}\sin\theta} \right|^2,$$

где  $J_1(.)$  – функция Бесселя;  $a_1$  – радиус подходящего к антенне фидера;  $\theta$  и  $\phi$  – полярные углы (ДН рассматривается в полярных координатах);  $\alpha_{3\phi\phi}$  – коэффициент эффективности антенны. Дальнейшие расчеты проводим для антенны БС с КУ = 18 дБи, шириной ДН (по уровню –3 дБ) по азимуту (размер сектора) 60° ( $\phi$  = 0°) и по углу возвышения 7° ( $\phi$  = 90°), для ДН антенны АТ – 20×20° при КУ = = 18 дБи, а для антенны с круглой апертурой a = 0,875 м;  $\alpha_{3\phi\phi}$  = 0,55 и КУ = 38 дБи.

При переходе к рассматриваемому сценарию интерференции от ИП на ПП заменим обозначение "ПРМ" на "ПП", а "ПРД" – на "ИП". С учетом разной направленности антенн АТ, БС и станции, подверженной интерференции (АТ ТСВА), выражение (7.4) может быть переписано в следующем виде:

$$P_{\Pi PM} = P_{\Pi\Pi} = P_{\Pi\Pi} \operatorname{KV}_{\Pi\Pi-\Pi\Pi}(\theta_{\Pi\Pi-\Pi\Pi}, \phi_{\Pi\Pi-\Pi\Pi}) \operatorname{KV}_{\Pi\Pi-\Pi\Pi}(\theta_{\Pi\Pi-\Pi\Pi}) [\lambda/(4\pi d_1)]^2 \times [1 + 2R\cos(2\pi(d_2 - d_1)/\lambda) + R^2],$$
(7.5)

где углы  $\theta_{\Pi\Pi\Pi\Pi}$  и  $\phi_{\Pi\Pi\Pi\Pi}$  определяют направление помехи на станцию ПП. Так как антенная система ПП имеет круглую апертуру, то ее КУ<sub>ПП-ИП</sub> не зависит от  $\phi$ .

Для дальнейших расчетов необходимо полярные координаты  $\theta$  и  $\phi$  выразить через новые угловые и линейные координаты в реальной прямоугольной системе:  $\Theta_{\rm bC}$  – наземный угол между направлениями главных лепестков ДН ПП и БС;  $\Theta_{\rm U\Pi}$  – наземный угол между направлениями главных лепестков ДН ПП и ИП;  $d_{\rm bC}$  – наземное расстояние между БС и ПП; d – наземное расстояние между ИП и ПП. Такие координаты могут быть получены посредством геометрических преобразований. Так, все углы  $\theta$  могут быть выражены через новые координатные параметры при помощи закона косинусов, а угол  $\phi$  – при помощи соотношений векторной алгебры. После преобразований получаем

$$\begin{split} \theta_{\Pi\Pi-\Pi\Pi} &= \arccos\left(\frac{2d^2 - 2dd_{\rm BC}\cos(\Theta_{\Pi\Pi} - \Theta_{\rm BC}) + \alpha}{\gamma}\right);\\ \theta_{\Pi\Pi-\Pi\Pi} &= \arccos\left(\frac{(\alpha_1 - \gamma_1)\cos(\xi_{\Pi\Pi})}{2d\sqrt{(h_{\Pi\Pi} - h_{\Pi\Pi})^2 + d^2}}\right);\\ \phi_{\Pi\Pi-\Pi\Pi} &= \arctan\left(\frac{d\sin\alpha_2}{d\cos\alpha_2\sin\gamma_2 + (h_{\Pi\Pi} - h_{\Pi\Pi})\cos\gamma_2}\right), \end{split}$$

где

$$\alpha = (h_{\rm BC} - h_{\rm M\Pi})^2 + (h_{\rm M\Pi} - h_{\Pi\Pi})^2 - (h_{\rm BC} - h_{\Pi\Pi})^2;$$

$$\alpha_1 = (h_{\rm M\Pi} - h_{\Pi\Pi})^2 + d^2 \left( 1 + \frac{1}{\cos^2(\xi_{\Pi\Pi})} \right);$$

$$\alpha_2 = \arccos\left(\frac{d - d_{\rm BC}\cos(\Theta_{\rm M\Pi} - \Theta_{\rm BC})}{\sqrt{d^2 + d_{\rm BC}^2 - 2dd_{\rm BC}\cos(\Theta_{\rm M\Pi} - \Theta_{\rm BC})}}\right);$$

$$\gamma = 2\sqrt{(h_{\rm BC} - h_{\rm M\Pi})^2 + d_{\rm BC}^2 + d^2 - 2dd_{\rm BC}\cos(\Theta_{\rm M\Pi} - \Theta_{\rm BC})} \times \sqrt{(h_{\rm M\Pi} - h_{\Pi\Pi})^2 + d^2};$$

$$\gamma_1 = (h_{\rm \Pi\Pi} + d_{\rm Tg}(\xi_{\rm \Pi\Pi}) - h_{\rm M\Pi})^2 + 2d^2(1 - \cos\Theta_{\rm \Pi\Pi});$$

n

$$\gamma_{2} = \operatorname{arctg}\left(\frac{h_{\rm bC} - h_{\rm M\Pi}}{\sqrt{d^{2} + d_{\rm bC}^{2} - 2dd_{\rm bC}\cos(\Theta_{\rm M\Pi} - \Theta_{\rm bC})}}\right);$$

 $\xi_{\Pi\Pi}$  — угол места направления главного лепестка ДН антенны ПП (примем 60°);  $h_{\Pi\Pi}$ ,  $h_{\Pi\Pi}$  и  $h_{\Gamma\Gamma}$  – высоты расположения антенн ИП, ПП и БС.

Считая все параметры, кроме *d*, постоянными, из (7.5) получим функциональную зависимость от одного аргумента *d*:

$$P_{\Pi PM}(d) = P_{\Pi \Pi}(\lambda/4/\pi)^2 \,\mathrm{KY}_{\Pi\Pi-\Pi\Pi}(d) \,\mathrm{KY}_{\Pi\Pi-\Pi\Pi}(d) \times \\ \times \{1 + 2R\cos[2\pi(d_2(d) - d_1(d))/\lambda] + R^2\} / [(h_{\Pi\Pi} - h_{\Pi\Pi})^2 + d^2].$$

Положение БС определяется через  $\Theta_{\rm 5C}$  и  $d_{\rm 5C}$  при постоянстве всех остальных параметров. Все высоты антенн также остаются неизменными, как и угол  $\Theta_{\rm M\Pi}$ , поскольку направленность антенны ИП не меняется. Идея оптимизации зоны обслуживания состоит в нахождении минимального расстояния, при котором мощность от ИП не будет вызывать интерференцию на ПП.

Пороговый уровень мощности  $P_{nop}$ , который может вызвать интерференцию на приемник ПП, будет определяться как

$$P_{\rm nop} = N(10^{0,1M} - 1) \,.$$

Тогда мощность, принятая антенной ПП, будет меньше значения  $P_{nop}$ . Это означает, что каждый новый пользователь располагается в зоне действия БС так, что его  $P_{\text{ПРМ}}$  будет меньше  $P_{nop}$ .

Теперь можно определить наименьшее расстояние  $d_{\min}$  от ИП, при котором будет гарантировано отсутствие интерференции на ПП. Для этого запишем функцию интерференции [8] в виде

$$F_{\rm WHT}(d) = P_{\rm WII}(\lambda/4/\pi)^2 f(d) - N(10^{0,1M} - 1),$$

где

$$f(d) = \mathrm{KY}_{\Pi\Pi\Pi\Pi}(d) \, \mathrm{KY}_{\Pi\Pi\Pi\Pi}(d) \, [1 + 2R\cos(2\pi(d_2(d) - d_1(d))/\lambda) + R^2] / [(h_{\Pi\Pi} - h_{\Pi\Pi})^2 + d^2].$$

Для того, чтобы не вызывать интерференцию, необходимо иметь  $F_{\text{инт}} < 0$ . Если в определенном направлении определить все нули функции  $F_{\text{инт}}(d)$ , то в этом направлении могут быть найдены все возможные области интерференции. При достижении

последнего нуля функции  $F_{\text{инт}}(d_1)$  (искомое значение  $d = d_1$ ) будет получена гарантированная граница, за которой данный ПП не будет принимать помеху от ИП.

Исследование функции  $F_{\rm инт}(d)$  с целью нахождения последнего нуля требует использования численных алгоритмов [9, 10], которые могут определить нуль на заданном промежутке или найти нуль вблизи определенной заданной величины. Применяя второй алгоритм, определяем величину  $d_2 > d_1$ , которая является начальным приближением для точного нахождения  $d_1$ . При  $d > d_2$  максимальная мощность на приемнике ПП будет меньше граничного уровня  $P_{\rm пор}$ . Следовательно, найти значение  $d_2$  можно путем вычисления значения d, при котором выполнялось бы равенство  $P_{\rm пор} = \max[P_{\rm ПРМ}(d)]$ .

Таким образом, черта запретной зоны размещения ИП вокруг ПП определяется последним нулем функции  $F_{\rm инт}(d)$  на расстоянии  $d_1$  в рассматриваемом направлении. Для того, чтобы сформировать запретную зону вокруг приемника ПП, описанная выше методика установления нуля  $F_{\rm инт}(d)$  повторяется для всех направлений  $\Theta_{\rm иП}$  от 0° до 360° с шагом 1...2°. Данный подход может оказаться полезным при определении формы соты и позиции БС с целью получения минимально возможной запретной зоны. Для наглядности последующего анализа удобно оперировать понятием относительной запретной зоны S<sub>F</sub>, которая является отношением площадей расчетной запретной зоны и всего сектора (соты), обслуживаемого БС и где располагается ПП.

Применим представленную методику для анализа возможной минимизации  $S_F$  путем варьирования параметров, определяющих взаимное расположение БС, ИП и ПП.

Сперва рассмотрим, как позиция БС может влиять на размеры запрещенной зоны. При этом примем, что антенна БС не вызывает помех в ПП, а помеха поступает только от ИП, т.е. АТ СШР. Результаты расчета для этого случая представлены на рис. 7.21, где наземное расстояние между БС и ПП  $d_{\rm EC}$  и полярный угол  $\Theta_{\rm EC}$ 



**Рис. 7.21.** Зависимость  $S_F$  от наземного направления антенны БС  $\Theta_{\rm BC}$  при разных расстояниях, км, между антеннами БС и ПП: 1 - 0.5; 2 - 1.5; 3 - 2.5; 4 - 3.5

определяют позицию антенны БС относительно ПП. Для рассматриваемого конкретного случая наилучшая площадь покрытия (минимальная запретная зона) будет при положении антенны БС с  $\Theta_{\rm 5C} = 0...30^{\circ}$ . На расстоянии  $d_{\rm 5C} =$ = 2,5 км улучшение между худшим (180°) и лучшим (15°) положениями направления антенны БС составляет около 18%.

Для определения лучшего положения антенны БС имеет значение направленность ДН антенны ИП. В рассматриваемом случае для антенны ИП принята квадратная апертура, КУ которой зависит только от угла места и не зависит от азимутального угла.

Увеличение высоты расположения антенны БС незначительно улучшает площадь покрытия. Так, при неизменном  $d_{\rm 5C}$  изменение  $h_{\rm 5C}$  от 10 до 40 м уменьшает  $S_F$  только на несколько процентов.

Значительное улучшение площади покрытия может быть достигнуто при увеличении расстояния  $d_{\rm bC}$ , когда антенна БС направлена на обратную сторону антенны ПП (рис. 7.22).



**Рис. 7.22.** Зависимость  $S_F$  от расстояния между антеннами БС и ПП при угле  $\Theta_{\rm BC}$ , °: 1 - 180; 2 - 90; 3 - 0



**Рис.** 7.23. Сравнение площадей запретной зоны, когда используется (2) и не используется (1) управление мощностью ( $\Theta_{\rm FC} = 90^\circ$ )

В проведенном ранее анализе мощность, излучаемая передатчиком ИП, была постоянной и определялась из условия, что абоненты на краю зоны обслуживания БС радиусом 5 км должны обеспечивать на входе приемника БС  $SNR = 10 \ \text{д}\text{Б}$  (модуляция ФМ-4). Однако АТ, расположенным вблизи БС, уровень передаваемой мощности может быть существенно снижен, что открывает возможность ввести в рассматриваемый сценарий механизм управления мощностью. Снижение уровня излучаемой мощности ИП снизит интерференцию на ПП и, следовательно, увеличит площадь покрытия (уменьшит запрещенную зону). Особенно это заметно при близком размещении ПП возле БС. Пример такого улучшения показан на рис. 7.23.

Улучшить площадь покрытия БС можно путем увеличения КУ антенны ИП, как показано на рис. 7.24. Это справедливо для всех направлений антенны БС. Однако, негативным аспектом роста КУ антенны является увеличение ее размеров, что может сказаться на практичности таких антенн для АТ.

Во всех предыдущих случаях действовало положение, что БС не вызывает помех в ПП. Так как передачи БС и АТ происходят практически за один временной интервал, то представляет интерес определение запретной зоны тогда, когда размещение БС сможет также вызвать интерференцию в ПП. Такой анализ был проведен для круговой зоны радиусом 5 км вокруг расположения ПП. При этом в любом из анализируемых положений антенна БС направлена строго на ПП (рассматривается худший случай). Графическая интерпретация такой запретной зоны представлена на



**Рис. 7.24.** Зависимость  $S_F$  от направления между антеннами ПП и БС при КУ, дБи, антенны ИП: I - 18; 2-20; 3 - 22; 4 - 24



Рис. 7.25. Площадь запретной зоны вокруг антенны ПП, где размещение БС может вызвать интерференцию на ПП: *1* – высота размещения антенны БС 20 м; площадь, пригодная для БС, составляет 52,3 %; *2* – высота размещения антенны БС 80 м; площадь, пригодная для БС, составляет 70 %; координаты ПП (0, 0)

рис. 7.25. Из результатов анализа видно, что пригодная площадь вокруг ПП относительно большая, а увеличение высоты расположения антенны БС еще больше ее увеличивает.

В итоге можно предложить простую методику из четырех шагов по улучшению зоны покрытия БС. Для того, чтобы получить лучшее покрытие площади работы СШР и не вызвать при этом нежелательную интерференцию расположенным на этой площади радиосистемам (в данном случае наземной станции TCBA), необходимо:

1. Выбрать направления для антенны ПП, что должно привести к минимизации запретной зоны. Это выполняется путем изменения границ запретной зоны при повороте ДН антенны БС вокруг антенны ПП. При этом могут быть найдены несколько приемлемых направлений. Так как изменение площади покрытия радиосистемы при повороте антенны БС сильно зависит от ДН антенны ИП, провайдер на этом шаге может провести подбор разных антенн для ИП. Чем большую направленность имеют антенны ИП, тем меньше запретная зона.

2. Определить такое расчетное направление, при котором расстояние между БС и ПП было бы наибольшим.

3. Скорректировать высоту расположения антенны БС для того, чтобы не вызвать интерференцию на ПП. В то же время это не приведет к изменению интерференции, вызванной антенной ИП. На этой стадии провайдер может вращать антенну БС в азимутальной плоскости, для того чтобы снизить интерференцию на ПП от антенны БС. 4. После завершения первых трех шагов позиция антенны БС будет найдена. Тогда провайдеру нужно определить потребность в использовании механизма управления мощностью. Управление мощностью может быть особенно полезным в случае близкого расположения антенны БС относительно антенны ПП.

Предложенная методика является общим руководством для минимизации запретной зоны. Если провайдер имеет проблемы с размещением антенны БС в лучшем (определенном согласно руководству) месте, нужно возвратиться назад и повторять все четыре шага сначала до тех пор, пока положение антенны БС не будет удовлетворять всем выдвинутым к нему критериям. Отметим, что ни один из представленных шагов не зависит от другого. Так, если провайдер имеет некоторые ограничения в выборе расположения БС, то он может рассматривать, какой шаг ему нужен, а какой нет.

# 7.4. Сценарий интерференции между СВА и БС, использующих одну и ту же технологию *WiMax*

В последнее время широкое распространение набирает технология беспроводного широкополосного доступа *WiMax* [11]. Поэтому представляет интерес рассмотрение сценария, когда одну и ту же технологию может использовать как наземная система, так и TCBA. При этом задействуются диапазоны частот, которые расположены значительно ниже от рассмотренных ранее частот миллиметрового диапазона. Одним из таких востребованных диапазонов для разворачивания систем *WiMax* является диапазон 3,5 ГГц.

Общая схема рассматриваемого сценария представлена на рис. 7.26, где показаны пространственно разнесенные наземная БС системы *WiMax*, CBA (принята высота зависания 17 км) и AT.

КУ антенны CBA  $A_{CBA}(\phi)$  и наземной приемной антенны  $A_{AT}(\theta)$  (при углах  $\phi$  и  $\theta$  от направления осей симметрии главных лепестков ДН антенн CBA и наземной



Рис. 7.26. Сценарии интерференции *A* и *B*: *1* – наземная БС; *2* – АТ наземной БС; *3* – АТ ТСВА; *4* – СВА (штриховые линии – помеха, сплошные – сигнал)

станции, соответственно) можно аппроксимировать, как и в подразделе 6.5.2, степенной косинусоидальной функцией:

$$A_{CBA} = G_{CBA} \cos(\varphi)^{nCBA};$$
$$A_{AT} = G_{AT} \{ \max[\cos(\theta)^{nAT}, s_f] \},$$

где  $G_{CBA}$  и  $G_{AT}$  – КУ в направлениях осей симметрии главных лепестков ДН антенн CBA и AT, соответственно; *n*CBA и *n*AT – параметры, задающие крутизну спада характеристики главного лепестка ДН антенн CBA и AT, соответственно;  $s_f$  – уровень максимального значения боковых лепестков, дБ. Вследствие относительно большой ширины главного лепестка ДН антенны CBA для упрощения анализа влиянием уровня боковых лепестков на дальнюю поверхность вне пределов зоны обслуживания можно пренебречь.

Диаметр зоны обслуживания CBA определяем из условия 10 дБ снижения KУ антенны на краю такой зоны, т.е. когда угловой размер зоны обслуживания  $\psi$  равен ширине главного лепестка ДН  $\psi_{10\pi5}$  по уровню –10 дБ.

В рассматриваемом сценарии расположение наземной БС по отношению к CBA определяется достаточно большими углами места, чтобы можно было не учитывать на радиолинии между ними потери на дифракцию и отражение от земной поверхности. В наземной системе используем модель потерь на распространение в условиях пригородной зоны, рекомендуемую для систем стандарта *IEEE* 802.16-2004 [11]:

$$L_{\rm BC} = L_m + \Delta L_f + \Delta L_h,$$

где  $L_{\rm 5C}$  – потери на распространение по радиолинии БС–АТ, дБ;  $\Delta L_f$  – поправочный коэффициент по частоте, равный 6 lg(f/2000); f – частота, МГц;  $\Delta L_h$  – поправочный коэффициент по высоте расположения приемной антенны h (от 2 до 10 м), равный – 20 lg(h/2000). Для дальнейших расчетов зададимся категорией поверхности C (наиболее плоской поверхности с редкими насаждениями деревьев). Тогда можно записать

$$L_m = L_0 + 10\gamma \log(d/d_0) + s_s$$

где  $L_0 = 20 \lg(4\pi d_0/\lambda); \gamma = (3,6 - 0,005h_b + 20/h_b); h_b = 10...80 м - высота БС; d_0 = 100 м; s - параметр, учитывающий затенение и находящийся в пределах 8,2...10,6 дБ. Основные системные параметры линии вниз (прямой канал) для наземной БС, СВА и АТ представлены в табл. 7.9.$
Параметры		Значения для	
	CBA	AT	наземной БС
Радиус зоны обслуживания, км	30 ( <i>R</i> <sub>CBA</sub> )	_	7 ( <i>R</i> <sub>BC</sub> )
Высота расположения передатчика, км	17 (H <sub>CBA</sub> )	0,0065 ( <i>H</i> <sub>AT</sub> )	$0,03 (h_b)$
Мощность передатчика, дБм	40 ( <i>P</i> <sub>CBA</sub> )	_	40 ( <i>P</i> <sub>BC</sub> )
Максимальный КУ антенны, дБи	3 ( <i>G</i> <sub>CBA</sub> )	18 ( <i>G</i> <sub>AT</sub> )	7 (A <sub>BC</sub> )
Крутизна спада характеристики ДН	3,3 ( <i>n</i> CBA)	58 ( <i>n</i> AT)	_
Эффективность использования антенны, %	80	80	80
Уровень боковых лепестков, дБ	$-30(s_{f})$	$-30(s_f)$	$-30(s_{f})$
Ширина полосы, МГц	7	7	7
Рабочая частота, ГГц	3,5	3,5	3,5
Мощность шума, дБм	$-100,5(K_{III})$	–100,5 (К <sub>ш</sub> )	–100,5 (K <sub>III</sub> )

Таблица 7.9. Системные параметры

Могут иметь место два основных сценария интерференции, показанные на рис. 7.26 как сценарии A и B. Сценарий A описывает интерференцию от наземной БС на АТ ТСВА, располагаемому в зоне обслуживания СВА. Здесь системная характеристика определяется через параметры отношений несущая/шум *CNR* (*Carrier to Noise Ratio*), помеха/шум *INR* (то же, что и I/N) и *CINR* радиолинии вниз:

$$\begin{aligned} CNR_{\rm CBA} &= P_{\rm CBA}A_{\rm CBA}(\phi)A_{\rm AT}(\theta)L_{\rm CBA}/{\rm K}_{\rm m};\\ CINR_{\rm CBA} &= P_{\rm CBA}A_{\rm CBA}(\phi)A_{\rm AT}(\theta)L_{\rm CBA}/[{\rm K}_{\rm m} + P_{\rm bC}A_{\rm bC}(\phi)A_{\rm AT}(\theta)L_{\rm bC}];\\ INR_{\rm CBA} &= P_{\rm bC}A_{\rm bC}(\phi)A_{\rm AT}(\theta)L_{\rm bC}/{\rm K}_{\rm m}, \end{aligned}$$

где  $P_{\text{CBA}}$  и  $P_{\text{5C}}$  – мощность передачи CBA и наземной БС, соответственно; К<sub>ш</sub> – коэффициент шума;  $A_{\text{5C}}$  – КУ передающей антенны наземной БС;  $L_{\text{CBA}} = L_0$ . Так как антенна AT направлена на CBA, то  $\theta = 0^\circ$ , а угол  $\varphi$  может быть рассчитан при помощи тригонометрических соотношений.

Общий интерференционный критерий примем равным 10% от шумовой мощности, т.е.  $INR_{nopor} = -10 \text{ дБ}.$ 

Сценарий  $\vec{B}$  описывает интерференцию от CBA на AT, когда последний работает с наземной БС. В данном сценарии отношения *CNR*, *INR* и *CINR* могут быть определены следующим образом:

$$\begin{split} CNR_{\rm bC} &= P_{\rm bC}A_{\rm bC}(\phi)A_{\rm AT}(\theta)L_{\rm bC}/{\rm K}_{\rm m};\\ CINR_{\rm bC} &= P_{\rm bC}A_{\rm bC}(\phi)A_{\rm AT}(\theta)L_{\rm bC}/[{\rm K}_{\rm m}+P_{\rm CBA}A_{\rm CBA}(\phi)A_{\rm AT}(\theta)L_{\rm CBA}];\\ INR_{\rm bC} &= P_{\rm CBA}A_{\rm CBA}(\phi)A_{\rm AT}(\theta)L_{\rm CBA}/{\rm K}_{\rm m}. \end{split}$$



**Рис.** 7.27. Функции распределения вероятности *CDF* для *CNR* в пределах зоны обслуживания наземной БС (*1*) и CBA (*2*)

В данном сценарии углы θ и φ не равны нулю.

Функции распределения вероятности *CDF* для *CNR* в пределах зоны обслуживания CBA (сценарий A) и наземной БС (сценарий B) представлены на рис. 7.27. Здесь принято, что CBA и наземная БС располагаются в центрах своих зон обслуживания, пространственное разнесение фиксировано и равно 13 км, главный лепесток ДН антенны CBA направлен в подплатформенную точку, радиусы зон обслуживания для CBA и наземной БС составляют 30 и 7 км, соответственно.

Около 90% абонентов, расположенных в зоне обслуживания CBA, могут иметь *CNR* лучше, чем абоненты в зоне обслуживания наземной БС. При использовании модели распространения с учетом непрямой видимости для абонентов на краю зоны обслуживания наземной БС будем иметь *CNR* ~15 дБ.

На рис. 7.28 и 7.29 показаны интерференционные характеристики *CINR* для зон обслуживания CBA и наземной БС, соответственно. Так как помеха от наземной БС сильно подавляется в области боковых лучей ДН антенн АТ ТСВА, то кривые *CINR* CBA имеют круговую симметрию без нарушений. В противоположность этому левый край кривых *CINR* зоны обслуживания наземной БС выгнут к CBA, так как помеха от CBA попадает в зону главного лепестка ДН АТ наземной БС, что



**Рис.** 7.28. Контуры уровня интерференции *CINR*, дБ, для зоны обслуживания CBA



**Рис. 7.29**. Контуры уровня интерференции *CINR*, дБ, для зоны обслуживания наземной БС

вызывает ощутимую интерференцию. В данном случае зона обслуживания СВА менее подвержена интерференции.



**Рис. 7.30**. Сценарий с переменным расстоянием разнесения: *1* – наземная БС; *2* – АТ наземной БС; *3* – АТ ТСВА; *4* – СВА (штриховые линии – помеха, сплошные – сигнал)

Случай переменного пространственного разнесения представлен на рис. 7.30. Расстояние разнесения изначально принимается равным 40 км, затем уменьшается до тех пор, пока края зон обслуживания СВА и наземной БС не перекроются. Анализируемые АТ фиксируются справа и слева на краях зоны обслуживания наземной БС и слева на краю зоны обслуживания СВА.

Зависимость *CINR* AT TCBA, представленная на рис. 7.31, оста-

ется неизменной до тех пор, пока расстояние разнесения не приблизится к нулю. Когда зона обслуживания наземной БС WiMax начнет перекрываться краем зоны обслуживания CBA, то *CINR* зоны CBA начнет снижаться до нуля, так как принимающий АТ TCBA становится очень близким к наземной БС и его приемник улавливает все более высокий уровень помехи. Когда зона обслуживания наземной БС полностью войдет в зону обслуживания CBA, характеристика *CINR* АТ TCBA снова начнет возрастать. До тех пор, пока расстояние разнесения не уменьшится до -7 км у AT, расположенных на правом краю зоны обслуживания наземной БС, характеристика *CINR* будет лучше, чем у AT левого края этой зоны обслуживания.

Уменьшения интерференции на АТ наземной БС можно добиться путем снижения передаваемой мощности СВА. Проанализируем допустимый уровень такого снижения. Для этого сначала сравним *INR* AT, расположенных на левом (*INR*<sub>n</sub>) и



**Рис.** 7.31. Зависимость *CINR* от расстояния разнесения *d* для AT зоны обслуживания CBA (*1*) и AT, расположенных на правом (*2*) и левом (*3*) краях зоны обслуживания наземной БС

правом (*INR*<sub>n</sub>) краях зоны обслуживания наземной БС, чтобы определить худший и лучший случаи, соответственно:

$$INR_{xyдший} = \max[INR_{\pi}, INR_{\pi}];$$
  
 $INR_{\pi y \eta \mu \mu i M} = \min[INR_{\pi}, INR_{\pi}].$ 

Тогда минимальное снижение мощности  $\Delta P_{\text{CBA}}$  в передатчике CBA будет определяться следующим образом:

$$\Delta P_{\rm CBA} = INR_{\rm xygmun} - INR_{\rm nopor}$$



**Рис.** 7.32. Зависимости *CINR*, *INR*,  $P_{CBA}$  от расстояния разнесения *d*: 1 – уровень контролируемой мощности передачи CBA  $P_{CBA}$ , дБ; 2 – *CINR* для AT, располагаемого на краю зоны обслуживания CBA; 3 – пороговый уровень *INR*; 4 – *INR*<sub>лучший</sub>

При этом  $\Delta P_{CBA}$  *INR* худшего случая равно пороговому значению *INR*<sub>порог</sub>, так что *INR* лучшего случая всегда больше *INR*<sub>порог</sub>. Здесь характеристика *CINR* АТ ТСВА стала хуже, чем в случае рис. 7.31, но не потеряла устойчивость по уровню 15 дБ. Мощность передатчика наземной БС фиксирована и равна 40 дБм. Рассмотренная ситуация изменения мощности СВА представлена на рис. 7.32.

Таким образом, возможность совместного использования одного диапазона частот 3,5 ГГц СВА и наземной БС *WiMax* вполне реализуема в доста-

точно широком диапазоне расстояний разнесения (вплоть до перекрытия). Кроме того, для сложившихся частных условий могут быть использованы конкретные механизмы снижения интерференции, например, регулирование уровня мощности передачи.

### 7.5. Интерференция на СВА от отраженной от поверхности Земли мощности передатчиков базовых станций СШР

Одним из наиболее эффективных методов формирования небольшого размера сот (секторов) в условиях города является опускание ДН антенны БС по направлению к поверхности Земли. При этом формируется требуемый радиус соты с необходимым для работы АТ уровнем мощности на ее краю. Из-за малости размеров соты даже на ее краю будет поддерживаться достаточно высокий уровень мощности, что позволяет использовать по всей площади соты высокоуровневые виды модуляции и, тем самым, увеличивать пропускную способность радиоинтерфейса БС. Однако, при этом происходит отражение от поверхности Земли или городской (пригородной) застройки излучения наклоненных к земле антенн БС. Таким образом, просматривается сценарий интерференции из-за наличия в зоне нахождения аэроплатформы рассеяной мощности, поступающей на СВА не через боковые лепестки антенн наземных БС, а путем переотражения мощности главного лепестка антенн наземных БС. Также следует учитывать, что с ростом частоты затухание распространяющихся радиоволн увеличивается, но и возрастают отражательные свойства волн. Поэтому будет не лишним провести оценку возможной интерференции в таком сценарии: БС – отражательная поверхность – СВА.



**Рис.** 7.33. Геометрия возможного сценария интерференции: *1* – БС СШР; *2* – плоскость возможного расположения аэроплатформы; 3 – поверхность Земли

Геометрия рассматриваемого плоского сценария представлена на рис. 7.33. Расстояния до ближнего, дальнего краев и середины вертикального сечения эллиптической зоны соты, облучаемой главным лепестком ДН (по уровню –3 дБ) БС, будут соответственно равны

$$r_{1} = h_{\rm BC} \operatorname{ctg}[\alpha + \varphi/2];$$
  

$$r_{2} = h_{\rm BC} \operatorname{ctg}[\alpha - \varphi/2];$$
  

$$r_{0} = h_{\rm BC} \operatorname{ctg}[\alpha],$$

где  $h_{\rm bC}$  — высота расположения антенны БС над поверхностью Земли;  $\alpha$  — угол наклона оси симметрии главного лепестка ДН антенны БС относительно линии горизонта;  $\varphi$  — ширина ДН по уровню –3 дБ. Наземные расстояния от БС до крайних точек и середины зоны отражения на высоте расположения СВА  $h_{\rm CBA}$  соответственно равны

$$d_{1} = r_{1}(1 + h_{CBA} / h_{BC});$$
  

$$d_{2} = r_{2}(1 + h_{CBA} / h_{BC});$$
  

$$d_{0} = r_{0}(1 + h_{CBA} / h_{BC}).$$

Полные наклонные дальности радиотрасс по крайним и срединным точкам

$$l_1 = (r_1^2 + h_{\rm EC}^2)^{1/2} + [(d_1 - r_1)^2 + h_{\rm CBA}^2]^{1/2};$$

$$l_{2} = (r_{2}^{2} + h_{\rm BC}^{2})^{1/2} + [(d_{2} - r_{2})^{2} + h_{\rm CBA}^{2}]^{1/2};$$
  
$$l_{0} = (r_{0}^{2} + h_{\rm BC}^{2})^{1/2} + [(d_{0} - r_{0})^{2} + h_{\rm CBA}^{2}]^{1/2}.$$

Углы места в точках отражения по краям и середине соответственно будут

$$\theta_{1} = \operatorname{arctg}(h_{\mathrm{EC}}/r_{1});$$
$$\theta_{2} = \operatorname{arctg}(h_{\mathrm{EC}}/r_{2});$$
$$\theta_{0} = \operatorname{arctg}(h_{\mathrm{EC}}/r_{0}).$$

Рассмотрим сценарий типовой СШР с 60-градусным сектором. ДН антенны БС в вертикальной V плоскости по уровню –3 дБ составляет 8° при максимальном КУ 22 дБи, мощность передатчика БС  $P_{\Pi P \Pi} = 300$  мВт, модуляция ФМ-4,  $h_{\rm EC} = 50$  м. На СВА установлены антенна с широкой ДН (90°) с максимальным КУ 24 дБ, приемник с  $K_{\rm m} = 6$  дБ и шумовой полосой приема  $\Delta f_{\rm m} = 18$  МГц. Высота зависания аэроплатформы составляет 20 км. Тогда мощность, принимаемая в плоскости возможного расположения аэроплатформы и являющаяся помехой для СВА, будет равна

$$P_{\Pi PMi} = P_{\Pi P\Pi} K Y_{\Pi P\Pi i} K Y_{\Pi PMi} [1 + 2\cos\Delta\Phi/R + \cos(2\Delta\Phi)/R^2] \lambda^2 / (4\pi l_i)^2,$$

где i = 1, 0, 2; КУ<sub>ПРДі</sub> и КУ<sub>ПРМі</sub> – КУ антенн БС и СВА по направлениям радиолиний с индексами i, соответственно; R – модуль коэффициента отражения поверхности.

Интерес представляют значения  $\alpha$  не более 10°, которым соответствуют значения угла места  $\theta$  в точке отражения менее 14,5°. Значение  $\alpha = 10°$  отвечает минимальному внешнему радиусу сектора  $r_2 = 0,5$  км, а  $\alpha = 5° - r_2 \approx 3$  км. На рис. 7.34 представлены зависимости интересующих нас расстояний от угла  $\alpha$ . Как видно на рис. 7.34, расстояния (для нашего сценария наиболее критичны с i = 1 и 0) от БС до возможного положения СВА составляют порядка сотен километров, что согласуется с требованиями Рекомендации МСЭ-Р *F*.1501 по разнесению СВА и наземных терминалов для диапазона 48 ГГц. Это же подтверждают результаты расчетов, представленные на рис. 7.35. Здесь отношение помеха/шум на входе приемника СВА для диапазона миллиметровых волн (28 и 48 ГГц) находится ниже нулевого уровня и не представляет опасности, но для диапазона 3,5 ГГц имеем ощутимый уровень интерференции.

В рассмотренном случае предполагалась плоская поверхность, свойственная только сельской местности, где размер сот стараются увеличить, чтобы покрыть побольше площади с малочисленными абонентами, что требует широкой ДН антенны



Рис. 7.34. Зависимость наземных расстояний  $d_i$  и продольных размеров сектора облучения главным лепестком  $r_i$  от  $\alpha$ :  $1 - r_2$ ;  $2 - r_0$ ;  $3 - r_1$ ;  $4 - d_2$ ;  $5 - d_0$ ;  $6 - d_1$ 



Рис. 7.35. Зависимость отношения помеха/шум на входе приемника CBA от  $\alpha$  для радиотрасс с переотражением  $l_0$  (кривые 1, 3, 5) и  $l_1$  (кривые 2, 4, 6) диапазонов частот 28 ГГц (кривые 3 и 4), 48 ГГц (кривые 5 и 6) и 3,5 ГГц (1 и 2)

СВА с низким уровнем боковых лепестков. В городской зоне отражение носит сложный характер и зависит от застройки. Поэтому для анализа данного интерференционного сценария было проведено имитационное моделирование отражения радиоволн, передаваемых передатчиком БС, на трехмерной модели городской застройки Соломенского района г. Киева при изучении радиопокрытия системы *Wi*-Мах диапазона 3,5 ГГц [13]. Результаты моделирования показали, что над городом на высотах СВА отсутствуют непрерывная зона с ощутимым уровнем помех, полученных отражением от земной поверхности и зданий мощности передатчика БС СШР. Это, скорее всего, отдельные немногочисленные небольшие островки. где уровень помех достаточен для создания интерференции на СВА, причем такие образования встречаются значительно ближе к БС, чем в идеальном случае плоской поверхности на расстояниях 30...60 км. Разбросанность на огромных пространствах таких рисковых с точки зрения интерференции небольших высотных зон и их достаточно локальный характер свидетельствуют об их безопасности для работы СВА в случае правильного планирования места зависания аэроплатформы или ее баражирования. Из-за низких углов места в точках отражения мощность помехи может представлять опасность для удаленной СВА (на расстоянии более 70 км), но опятьтаки только в локальных небольших пространственных зонах.

# 7.6. Состояние и основные параметры спутниковой группировки фиксированной спутниковой службы диапазонов 27 и 48 ГГц

Потребность в передаче на большие расстояния все возрастающих потоков информации способствует развитию систем спутниковой связи *Ka* (20/30 ГГц) и *Q* (33/50 ГГц) диапазонов фиксированной спутниковой службы (ФСС). В последние годы тенденция использования диапазона миллиметровых радиоволн приобрела в отличие от прошлых лет устойчивый характер [14–18].

Узкие ДН антенн на миллиметровых волнах способствуют повышению скрытности связи и подавлению интерференционных помех, а большой КУ позволяет уменьшить мощность передатчика и улучшить массогабаритные характеристики аппаратуры спутника. Применение узконаправленных многолучевых бортовых антенн позволяет осуществлять коммутацию линий спутниковой связи, а также увеличивает надежность связи при плохих погодных условиях за счет разнесенного приема.

Определенным вкладом в освоение *Ka* диапазона является запуск и эксплуатация таких спутников, как *Olimpus* (1989), *Italsat-1A* (1991), *Italsat-1D* (1996), *ACTS* (1993), *UHF* (1998) и др.

Например, спутник *L-SAT/OLYMPUS* имеет общую ширину полос рабочих частот в диапазонах 14/11 и 30/20 ГГц около 6,8 ГГц. Полоса пропускания ствола составляет 240 МГц, что обеспечивает передачу информации со скоростью 360 Мбит/с, достаточную для организации 5500 телефонных каналов.

Спутник *MILSTART* (США) с широкополосным ретранслятором работает в диапазонах частот 44/20 ГГц. На борту ИСЗ предусмотрено использование шумоподобных сигналов и псевдослучайная перестройка частот в полосе 2 ГГц, а также коммутация сигналов. Межспутниковая связь в системе *MILSTART* осуществляется в диапазоне частот 60 ГГц, в котором большое затухание в центре линии поглощения кислорода делает практически невозможным создание активных преднамеренных радиопомех с Земли для работы бортовой аппаратуры.

Спутники ECS-2 и ACTS-E (Япония) функционируют в диапазонах частот 30/20 и 50/40 ГГц при полосе пропускания стволов 250 МГц со скоростью передачи данных не ниже 400 Мбит/с. Для последнего типа спутника фирма NTT разработала проект системы со сверхвысокой пропускной способностью 7920 Гбит/с (на один ИСЗ), в котором бортовые антенны должны иметь коэффициент усиления 76 дБ и формировать 4950 лучей с точностью их наведения 0,005°. Для частот 20 и 40 ГГц диаметры антенн составляют соответственно 36,5 и 18,8 см. Включение в состав перспективной системы 15 больших связных ИСЗ позволит увеличить общую пропускную способность систем спутниковой связи до 119 Гбит/с. Как считают японские специалисты, накопленный в процессе экспериментов опыт позволяет приступить к созданию рабочих линий межспутниковой связи, функционирующих в диапазоне миллиметровых волн. Некоторые планируемые спутниковые системы рассматриваемых диапазонов приведены в табл. 7.10 и 7.11 [19].

Характе- ристика	Параметры для спутниковых систем						
Система	Astrolink	Cyberstar	Euroskyway	East	West	Celestri	Teledesic
Орбита	GEO	GEO	GEO	GEO	GEO/MEO	LEO	LEO
Количество	5	3	5		129	63	288
Покрытие	Pop. Centers	Сев. Аме- рика, Ев- ропа, Азия	Европа, Африка, сред. Восток	Европа, Африка	Европа, Африка, сред. Восток	Глобальное	Глобальное
Ширина луча, °	0,8	~1	~1	_	0,6	_	_
Количество лучей	96	72	32		64	432 <i>u</i> , 260 <i>dn</i>	64
Тип спутнико- вой антенны	Рупор	Рупор	Рупор	Рупор	Рупор	Антенная решетка	Антенная решетка
Пропускная способность, Гбит/с	7,7	4,9	_	_	6	1,8	13,3
Межспутни- ковая линия связи	<i>V</i> диапа- зон	<i>V</i> диапазон	<i>V</i> диапазон	-	Оптическая	6 оптичес- ких	<i>V</i> диапазон
AT	Фикси- рован- ный	Фиксиро- ванный	Фиксиро- ванный	Фиксиро- ванный, мобиль- ный	Фиксиро- ванный	_	Фиксиро- ванный

Таблица 7.10. Характеристики планируемых коммерческих спутниковых систем Ка диапазона

Согласно Рекомендации МСЭ-Р *SA*.1276 для спутников, принимающих радиорелейные линии передачи данных в диапазоне 25,5...27,5 ГГц, выделены следующие геостационарные орбитальные позиции (в восточном направлении): 16,4°, 21,5°, 47°, 59°, 85°, 90,75°, 95°, 113°, 121°, 160°, 177,5°, 186°, 189°, 190°, 200°, 221°, 298°, 311°, 314°, 316°, 319°, 328°, 344°.

Компа- ния	Система	Орбита	Число спутни- ков	Покры- тие	Спутни- ковая емкость, Гбит/с	Меж- спутни- ковая линия	Бортовой коммутатор	Капитальные инвестиции \$ <i>В</i>
Denali Telecom. LLC	Pentriad	Molniya	9	25°85° N	≤ 36	Нет	Микровол- новая ком- мутационная матрица	1,9
GE Americom	GE* StarPlus	GEO	11	Глобаль- ное	~70	Нет	Микровол- новая ком- мутационная матрица	3,4
Globalstar L.P.	GS-40	LEO	80	±70°	~1	Нет	Микровол- новая ком- мутационная матрица	_
Hughes Comm. Inc.	Express- way	GEO	14	Ограни- ченное глобаль- ное	~65	Optical 3 Гбит/с	SSTDMA	3,9
Hughes Comm. Inc.	Space Cast	GEO	6	Ограни- ченное глобаль- ное	~64	Optical 3 Гбит/с	SSTDMA	1,7
Hughes Comm. Inc.	StarLynx	GEO и MEO	4и20	±80	≤ 5,9 ≤ 6,3			
Lockheed Martin	Q/V-Band	GEO	9	Глобаль- ное	≤ 45	3 Optical 2 Radio	ATM	4,75
Loral Space and Comm. Ltd.	Cyberpath	GEO	10	Глобаль- ное	17,9	2 Radio	ATM	1,17 (для 4)
Motorola	M-Star	LEO	72	± 60°	~3,6	2 Radio	Микровол- новая ком- мутационная матрица и SSTDM4	6,4

Таблица 7.11. Предложения США по созданию глобальных спутниковых систем Q/V диапазона

	Оконча	ние табл. 7.11
К-	Бортовой	Капиталь-

Компа- ния	Система	Орбита	Число спут- ников	Покры- тие	Спутни- ковая емкость, Гбит/с	Меж- спутни- ковая линия	Бортовой коммутатор	Капиталь- ные инвес- тиции \$В
Orbital Sciences Corp.	Orblink	MEO	7	±50	~75	2 Radio	Микровол- новая ком- мутационная матрица	0,9
PanAmSat	Vstream	GEO	12	Глобаль- ное	< 3,2	2 Radio	Микровол- новая ком- мутационная матрица	3,5
Spectrum Astro, Inc.	Aster	GEO	25	Глобаль- ное	~10	2 Optical	SSTDMA и Baseband	2,4
Teledesic	VBS	LEO	72	Глобаль- ное	4	4 Optical	Baseband	1,9
TRW	GESN	GEO и MEO	14 и 15	±70°	~50 ~70	10 Optical 4 Optical	Baseband	3,4

В настоящее время существует достаточно большое количество спутниковых сетей ФСС, построенных в соответствии с требованиями МСЭ для работы в диапазонах частот 37,5...42,5 и 47,2...50,2 ГГц. Согласно Рекомендации МСЭ-Р S.1557 эти системы будут обеспечивать высокие скорости передачи данных (155 Мбит/с) и использовать малые апертуры антенн (*VSAT*) диаметром менее 1 м для АТ и 3 м – для шлюзовых станций. Вследствие высоких потерь при распространении радиоволн диапазонов 40...50 ГГц большинство ФСС будет предоставлять услуги земным станциям с более высокими углами места, чем ФСС диапазонов частот ниже 30 ГГц. Типовым минимальным рабочим углом места для диапазона 40...50 ГГц является 20°, но существуют также системы, планируемые для работы со станциями с минимальным углом места 15°. Технические характеристики систем ФСС диапазона 47,2...50,2 ГГц, используемые в интерференционном анализе, определены согласно Рекомендации МСЭ-Р S.1328 и сведены в табл. 7.12.

Следует отметить, что для большинства европейских спутников Ka и Q диапазонов их референсные точки зон покрытий расположены в центральной части западной Европы. Примером такого спутника может служить *Eutelsat Hot Bird* 6 с орбитальной позицией 13°E, зона действия которого представлена на рис. 7.36. Как видно на рисунке, зона охвата спутника имеет местный характер и практически не затрагивает территорию Украины.



**Рис.** 7.36. Контуры зон действия прямого (вниз) (*a*) и обратных (вверх) (*б*) каналов *Ka* диапазона спутника *Eutelsat Hot Bird* 6 с орбитальной позицией  $13^{\circ}E$ : *a* – одинаковые уровни мощности, дБВт: *1* – 56; *2* – 54; *3* – 52; *4* – 50; *5* – 48; *6* – 46; *6* – одинаковые уровни отношения *G*/*T*, дБ/К: *1* – 10; *2* – 14; *3* – 16

Из немногих спутников *Ка* диапазона, которые обеспечивают покрытие территории Украины, можно выделить спутник *Eutelsat W3A* с орбитальной позицией  $7^{\circ}E$  (рис. 7.37).



**Рис.** 7.37. Контуры зон действия прямого (вниз) (*a*) и обратного (вверх) (*б*) каналов *Ka* диапазона спутника *Eutelsat W3A* с орбитальной позицией 7°*E*: *a* – одинаковые уровни мощности, дБВт: 1 - 52; 2 - 50; 3 - 48; 4 - 46; 5 - 44; 6 - 42; 7 - 40; 6 – одинаковые уровни отношения *G*/*T*, дБ/К: 1 - 0; 2 - 2; 3 - 4; 4 - 5; 5 - 6

Параметры	GSOV-B1(I)	GSOV-B1(II)	GEO-SV	GEOSAT-X
Диапазон частот радиолинии вверх, ГГц	47,250,2	47,250,2	47,250,2	47,250,2
Полоса несу- щей, МГц	0,194	123	199,85	11
		Спутник		
ДН	2925 log(φ)	2925 log(φ)	МСЭ-Р S.672	МСЭ-Р S.672
КУ антенны приемника, дБи	51,5	51,5	58	53,8
		Земная станция		
ДН согласно МСЭ-Р	<i>S</i> .580	<i>S</i> .580	<i>S</i> .580	<i>S</i> .465
Диаметр антен- ны, м	6	1,2	2,5	2,4
Мощность ра- диолинии вверх, дБВт	-17	23,7	16	9,9
КУ антенны приемника, дБи	67,7	53,7	59,5	59,3

*Таблица* 7.12. Характеристики ФСС на основе геостационарных спутников V диапазона

Примечание. Потери в газах атмосферы и сцинтиляции составили 1,2 дБ, а потери в фидере – 2,5 дБ.

Параметры типовых систем ФСС миллиметрового диапазона приведены в Рекомендации МСЭ-Р *SF*.1481. Параметры системы фидерных радиоканалов радиовещательной спутниковой службы (РСС) следующие:

ФМ-4;
48,2;
1;
3;
57,7;
2,5;
58,2;
55;
36780;
217,4;
1,2.

Параметры системы геостационарной ФСС при связи в направлении Земля-Космос следующие.

Для наземной станции:

Диапазон частот линии вверх, ГГц	47,250,2;
Максимальный КУ антенны (2,4 м / 0,9 м), дБи	59,7/51,2;
ДН антенны (минимум –10 дБи), дБи	2925 lgθ;
Потери в фидере, дБ	2,5;
Минимальный угол места,°	20;
Максимальная плотность потока мощности (2,4 м/0,9 м), дБ(Вт/МГц)	-1,8/6,7;
Максимальная плотность ЭИИМ (2,4 м / 0,9 м), дБ(Вт/МГц)	55,4/55,4.

#### Для спутника:

Максимальный КУ антенны, дБи	51,5;
Отношение <i>G</i> / <i>T</i> , дБ/К	23,4;
Системная шумовая температура, К	650;
Ширина луча по уровню –3 дБ,°	0,3;
Количество лучей	24.

## 7.7. Совместное использование частот системами ФС на основе ТСВА и геостационарными системами фиксированной спутниковой службы в диапазонах 47,2...47,5 и 47,9...48,2 ГГц

# 7.7.1. Расчет совместного использования частот системами ФС на основе ТСВА и ФСС

Здесь рассматриваются интерференционный критерий и методы прогнозирования, которые используются при анализе совместной работы систем ФС на основе TCBA и ФСС в частотных диапазонах 47,2...47,5 и 47,9...48,2 ГГц.

Характеристики типичной ТСВА для ФС диапазона 48 ГГц приведены в Рекомендации МСЭ-Р *F*.1500 (см. гл. 5), а диапазона 28 ГГц – в Рекомендации МСЭ-Р *F*.1569.

Типичные параметры фидерных радиоканалов геостационарных радиовещательных спутниковых служб и геостационарных ФСС представлены в подразделе 7.6.

Известно, что в общем случае плотность эквивалентной изотропно излучаемой мощности (ЭИИМ) на 1 МГц полосы может быть найдена по следующему выражению:

ЭИИМ = 
$$P + G_t - L_{ff} - 10 \lg B$$
, дБ(Вт/МГц),

где P – выходная плотность потока мощности передатчика, дБ(Вт/МГц);  $G_t$  – усиление передающей антенны, дБи;  $L_{tf}$  – потери в фидере антенны, дБ; B – частотная полоса.

Условия, принимаемые во внимание при оценке общих потерь для распространяющихся радиоволн, приведены в Рекомендации МСЭ-Р *P*.1409, а формула для определения затухания в атмосфере представлена в Рекомендации МСЭ-Р *SF*.1395.

Плотность потока принимаемой мощности  $P_r$  может быть найдена следующим образом:

$$P_r = P + G_t - L_{tf} + G_r - L_{rf} - L_a - L_p - 10 \lg B - 20 \lg(4\pi d/\lambda) - 60, дБ(Вт/МГц),$$

где P — выходная плотность потока мощности на передаче, дБ(Вт/МГц);  $G_t$  — усиление передающей антенны, дБи;  $L_{tf}$  — потери в фидере передающей антенны, дБ;  $G_r$  — усиление приемной антенны, дБи;  $L_{tf}$  — потери в фидере приемной антенны, дБ;  $L_a$  — атмосферное поглощение, дБ;  $L_p$  — затухание, вызванное влиянием других условий распространения, дБ;  $\lambda$  — длина волны, м; d — расстояние, км.

# 7.7.2. Анализ совместного использования частот системами ФС на основе TCBA и станциями ФСС

#### 7.7.2.1. Исходные параметры для анализа систем ФС

КУ ДН антенн для АТ ТСВА принимается согласно Рекомендации МСЭ-Р *F.*699. Параметры, использованные в данном исследовании, взяты из Рекомендации МСЭ-Р *F.*1500. Критерий интерференции, дБ(Вт/МГц), для ТСВА составляет –149 (АТ) и –151,6 (СВА). ДН антенн для АТ ТСВА согласно рекомендации МСЭ-Р *F.*699 представлена на рис. 7.38.

Параметры, описывающие типичную геостационарную систему ФСС, взяты за основу при анализе совместимости рассматриваемых систем ФС.

Характеристики типовой наземной станции ФСС:

Максимальный КУ ДН антенны (2,4 м / 0,9 м), дБи	57,5;
Диаметр антенны, м	1,88;
Максимальная плотность потока мощности, дБ(Вт/МГц)	3;
Потери в фидере, дБ	2,5;
Угол места,°	55;
ЭИИМ, дБ(Вт/МГц)	58.

Максимальный КУ антенны, дБи	51,8;
Критерий интерференции, дБ(Вт/МГц)	-150,5.



7.7.2.2. Интерференционный анализ



**Рис. 7.39**. Возможные сценарии интерференции: *1* – наземная станция ФСС; *2, 3, 4* и *5* – сценарии интерференции, представленные в табл. 7.13; *6* – АТ ТСВА; 7 – спутник ФСС; *8* – СВА

**Рис. 7.38**. Угловая зависимость КУ ДН антенн для АТ ТСВА согласно Рекомендации МСЭ-Р *F.*699:  $1 - G_{UAC}(\phi)$ ;  $2 - G_{SAC}(\phi)$ 

На рис. 7.39 показаны сценарии интерференции (см. табл. 7.13), которые могут иметь место при совместном использовании частот системами ФС на основе TCBA и ФСС.

Кроме представленных сценариев должна учитываться еще интерференция от СВА через обратное рассеяние от земной поверхности на спут-Некоторая информация ник. относительно ЭТОГО случая представлена в Рекомендации МСЭ-Р Р.1409. Этот сценарий требует отдельного изучения, так как связан со сложными механизмами отражения и рассеяния радиоволн в условиях города или пересеченной местности.

Сценарий	Источник интерференции	Система, подвергаемая помехе	Обозначение на рис. 7.39, соответствующее сценарию
1	Земная станция ФСС	AT TCBA	2
2	Земная станция ФСС	CBA	3
3	AT TCBA	Спутник ФСС	4
4	CBA	Спутник ФСС	5

Таблица 7.13. Сценарий интерференции

Сценарий 1. Здесь рассматривается интерференция от наземных станций ФСС на АТ ТСВА. Сначала рассмотрим простейший случай интерференции от одного источника. Здесь анализ интерференции основан на учете распространения радиоволн в свободном пространстве и их затухания в атмосфере. Влияние зданий и рельефа местности не учитывается (рис. 7.40).



Рис. 7.40. Анализ интерференции от одного источника: *1* – наземная станция ФСС; *2* – АТ ТСВА

В табл. 7.14 показаны расчетные расстояния разнесения, полученные при использовании приведенных выше характеристик типовой наземной станции и спутника ФСС.

*Таблица* 7.14. Требуемые расстояния разнесения при интерференционном анализе с одним источником помех

Площадь покрытия ТСВА	Показатели для покрытий			
	UAS	SAC	RAC	
Угол места АТ ТСВА,°	30	15	5	
Угол места земной станции ФСС,°	55	55	55	
Расстояние разнесения, км	10,25	7,5	20	

На практике редко имеет место прямая видимость между наземной станцией ФСС и АТ ТСВА, особенно в городской и пригородной зонах. Можно предположить, что в случае отсутствия прямой видимости между наземной станцией ФСС и

АТ ТСВА интерференцией на АТ ТСВА можно пренебречь. Такие случаи были промоделированы с помощью Рекомендации МСЭ-Р *P*.1410, описывающей методы прогнозирования распространения радиоволн, необходимые для проектирования наземных систем беспроводного широкополосного доступа миллиметрового диапазона 20...50 ГГц. Эта рекомендация позволяет использовать простую статистическую модель для предсказания вероятности наличия прямой видимости между АТ ТСВА и наземной станцией ФСС. Такая модель использует следующие параметры: среднее заполнение зданиями рассматриваемой области; среднее количество зданий на 1 км<sup>2</sup>; средняя высота зданий, м.

Рекомендация также содержит типичные значения каждого из перечисленных параметров. Важно отметить, что характеристики застройки отличаются в разных городах. Поэтому при проведении детального интерференционного анализа необходимо использовать фактические параметры застройки. В табл. 7.15 указаны использованные при анализе параметры застройки.

Таблица 7.	<b>15.</b> ]	Параметры	распределения	застройки и	высот	зданий
,		1 1	1 1 1	-		

Параметры	Параметры для покрытий		
	UAS	SAC	RAC
Среднее заполнение зданиями рас-	0,25	0,11	0,025
сматриваемой области			
Среднее число строений на 1 км <sup>2</sup>	1500	750	250
Средняя высота зданий, м	10	7,63	7,63



**Рис. 7.41**. Интерференция от наземной станции ФСС на АТ ТСВА: *1* – наземная станция ФСС; *2* – АТ ТСВА; *3* – спутник связи; *4* – зона покрытия ТСВА

Модель затенения застройками была использована для определения интерференции от наземных станций ФСС на АТ ТСВА с помощью следующего алгоритма (рис. 7.41):

– устанавливалось минимальное расстояние разнесения между станцией ФСС и АТ ТСВА;

 генерировался миллион случайных распределений АТ ТСВА и определялся уровень интерференции от станции ФСС для каждого случайного распределения АТ;  – если хотя бы одно случайное распределение приводило к превышению интерференционного критерия, то увеличивалось минимальное расстояние разнесения;

— если критерий не превышался, то уменьшалось расстояние разнесения и продолжалось моделирование.

Полученные в результате интерференционного анализа расстояния разнесения сведены в табл. 7.16.

*Таблица 7.16.* Расстояния разнесения для интерференционного анализа с использованием модели затенения зданиями

Характеристики покрытия	Параметры для покрытия			
	UAC	SAC	RAC	
Угол места АТ ТСВА,°	30	15	5	
Расстояние разнесения, км	1,5	1,3	6,25	

Результаты, приведенные в табл. 7.16, показывают, что необходимые расстояния разнесения существенно уменьшаются, если принимать во внимание эффект затенения зданиями. Это уменьшение может быть недостаточным для размещения наземных станций ФСС в зонах покрытия СВА, особенно в районах, где предвидится повсеместное обслуживание СВА. В таких условиях работа станций ФСС будет возможна лишь вне зон обслуживания СВА. Вычисленные расстояния разнесения между наземными станциями ФСС и АТ ТСВА представлены в табл. 7.17.

Таблица 7.17. Расстояния разнесения между наземной станцией ФСС и зоной покрытия СВА

Характеристики	Параметры зон покрытия СВА		
	только UAC	UAC и SAC	UAC, SAC и RAC
Угол места АТ ТСВА,,°	30	15	5
Расстояние разнесения, км	6,2	4,2	4,2

Сценарий 2. Интерференция от наземных станций  $\Phi CC$  на аэроплатформу CBA. Анализ в данном сценарии основан на допущении, что будет сложно размещать наземные станции  $\Phi CC$  в зоне обслуживания CBA, особенно в районах, где предвидится повсеместное обслуживание CBA.

Таким образом, наземная станция  $\Phi$ CC должна быть расположена на определенном расстоянии от зоны покрытия CBA. Начальное расстояние разнесения выбирается из табл. 7.17, а затем определяется соответствующий уровень интерференции, принимаемый CBA от станции  $\Phi$ CC. Результаты расчетов приведены в табл. 7.18.

Характеристики	Параметры зон	покрытия СВА	
	только <i>UAC</i>	UAC и SAC	UAC, SAC и RAC
Угол места АТ ТСВА,°	30	15	5
Расстояние разнесения, км	6,2	4,2	4,2
Уровень интерференции, дБ(Вт/МГц)	-144,2	-149,37	-152,65

*Таблица 7.18.* Интерференция на аэроплатформу СВА вследствие перемещения наземной станции ФСС относительно зоны действия СВА

Полученные результаты показывают, что расстояния разнесения достаточны лишь в случае, когда покрытие CBA распространяется на AT с углом места 5° в зонах UAC, SAC, RAC. Такие расстояния в случае покрытия UAC и покрытия UAC и SAC приводят к превышению интерференционного критерия. Поэтому расстояния разнесения увеличиваются до тех пор, пока остается превышение интерференционного критерия. Результаты анализа представлены в табл. 7.19.

Важно отметить, что расстояния, приведенные в табл. 7.19, соответствуют интерференционному критерию на аэроплатформе и АТ ТСВА только лишь в случае, когда наземные станции ФСС расположены вне зоны покрытия СВА.

Характеристики	Параметры зон покрытия СВА			
	UAC	UAC и SAC	UAC, SAC и RAC	
Угол места АТ ТСВА,°	30	15	5	
Расстояние разнесения, км	9,6	15,5	4,2	

Таблица 7.19. Расстояние разнесения между наземной станцией ФСС и зоной покрытия СВА

Сценарий 3. Интерференция от АТ ТСВА на спутник ФСС. Сначала рассмотрим интерференцию от одного источника помех АТ ТСВА в предположении, что антенна АТ направлена по оси ДН антенны спутника ФСС. В этом случае АТ ТСВА, располагаемые в зонах *SAC* и *RAC*, дадут такой уровень помех на спутник ФСС, который превышает допустимый интерференционный критерий (табл. 7.20).

*Таблица 7.20.* Интерференция от АТ ТСВА на спутник ФСС при совпадении осей главных лепестков ДН их антенн

Характеристики	Параметры зон покрытия		
	UAC	SAC	RAC
Интерференция, дБ(Вт/МГц)	-155	-140,9	-134
Интерференционный критерий, дБ(Вт/МГц)	-150,5	-150,5	-150,5



**Рис. 7.42**. Зависимость *CDF* интерференции *I* от AT TCBA на спутник  $\Phi$ CC: *I* – сценарий 3; *2* – сценарий 2; *3* – сценарий 1; *4* – сценарий 4; *5* – пороговый уровень интерференции

Следует учитывать, что на практике очень редко АТ ТСВА будут настроены прямо на космическую станцию ФСС, особенно если ось ДН спутника ФСС направлена в сторону от зоны покрытия СВА. Для анализа суммарной интерференции, принимаемой космической станцией ФСС, вычисляется интерференция для некоторого количества испытаний, каждое из которых соответствует случайному расположению АТ (табл. 7.21). Предполагается, что ось ДН спутника ФСС направлена в сторону от зоны покрытия СВА, так что между зоной покрытия СВА и зоной обслуживания спутника ФСС существует значительный интервал.

Интегральная функция распределения мощности интерференции, полученная с помощью 10000 испытаний, показана на рис. 7.42. Из рисунка следует, что интерференция, принимаемая спутником ФСС, ниже пороговой для всех рассматриваемых случаев.

Случаи	Количество АТ в зонах покрытия			
	RAC	SAC	UAC	
1	0	0	100	
2	10	30	60	
3	33	33	34	
4	100	100	100	

*Таблица 7.21.* Различное распределение активных АТ ТСВА, используемое в интерференционном анализе

Сценарий 4. Интерференция от СВА на спутник ФСС. Анализ интерференции в этом сценарии основан на предположении, что задний лепесток ДН антенны СВА направлен по оси ДН спутника ФСС. Влияния отражений и рассеяния земной поверхностью не учитываются. Тогда вычисленная интерференция, принимаемая спутником ФСС, приближенно равна –167 дБ(Вт/МГц), если СВА обслуживает *RAC*. Если СВА обслуживает *SAC* или *UAC*, интерференция будет меньше, поскольку мощность передачи и усиление антенны в этих случаях меньше.

Поэтому можно заключить, что интерференция на спутник ФСС от одной или более CBA будет допустимой.

#### 7.7.3. Полученные результаты

Рассмотрен допустимый интерференционный предел совместного использования частот системами  $\Phi$ C на основе TCBA и станциями  $\Phi$ CC, работающими в диапазоне 47 ГГц. Результаты показывают, что совместная работа будет затруднена в районах, где предвидится повсеместное использование CBA.

Рассмотрены методы ослабления интерференции, в частности, улучшение ДН антенн, увеличение минимального угла места АТ ТСВА. Найдено, что влияние интерференции на совместное использование частот системами ФС на основе ТСВА и станциями ФСС не допускает их совместную работу в соседних зонах.

Результаты исследований свидетельствуют о том, что совместное использование частот системами  $\Phi$ C на основе TCBA и станциями  $\Phi$ CC будет возможно лишь при условии, что станции  $\Phi$ CC расположены вне зон покрытия систем на основе TCBA, особенно в районах, где предвидится повсеместное обслуживание CBA. В табл. 7.22 подведены итоги полученных результатов.

Источник	Система, под-	Комментарии
интерфе-	верженная ин-	
ренции	терференции	
Наземная	AT TCBA	Совместное использование частот будет невозможно в ра-
станция		йонах, где предвидится повсеместное обслуживание СВА
ΦCC		
Наземная	CBA	То же, кроме случая, когда наземные станции ФСС распо-
станция		ложены на достаточном расстоянии от зоны покрытия СВА
ΦСС		
AT TCBA	Спутник ФСС	Суммарная интерференция от АТ ТСВА будет допустимой,
		если нет наложения зон покрытия
CBA	Спутник ФСС	Этот сценарий не приводит к недопустимой интерференции

Таблица 7.22. Итоги исследований интерференции

# 7.8. Интерференционный анализ между системами V диапазона ФС, использующей ТСВА, и ФСС, имеющей референсную точку между 20 и 27 градусами восточной долготы

#### 7.8.1. Входные параметры ТСВА V диапазона

Площадь покрытия CBA, как известно, делится на городскую (Urban), пригородную (Suburban) и сельскую (Rurul) в зависимости от значения минимального угла места наземной станции (30,15 и 5°, соответственно). Для покрытия территории европейского государства, например, Греции (включая все острова) требуется сеть из 18...20 СВА [20]. При этом диаметр обслуживаемой площади одной СВА с высотой зависания 21 км при минимальном угле места 15° составляет 153 км. Типичные параметры ТСВА в диапазоне 47/48 ГГц согласно Рекомендации МСЭ-Р *F*.1500 сведены в табл. 7.23.

Параметр	Город		Пригород
Прямой канал вниз			
Частота, ГГц		47,247,5	
Ширина полосы, МГц		11	
ДН аэроплатформы		МСЭ-Р <i>S</i> .672	
Мощность передатчика, дБВт	0		9,7
КУ антенны, дБи	35		38
Наклонная дальность, км	41,8		79,4
Потери в свободном пространстве, дБ	158,3		163,9
Потери в газах атмосферы, дБ	2,3		5,2
Затухание в дожде, дБ	11,2		14,8
Обратный канал вверх			
Частота, ГГц		47,948,2	
Мощность передатчика, дБВт	1,7		13,4
КУ антенны, дБи	46		46
Потери в свободном пространстве, дБ	158,4		164
Потери в газах атмосферы, дБ	2,8		5,8
Затухание в дожде, дБ	11,2		14,9
ДН антенны шлюзовой станции		МСЭ-Р <i>F</i> . 1245	
Отношение <i>G</i> / <i>T</i> на приемнике, дБ/К	16,5		16,5

*Таблица* 7.23. Типичные параметры TCBA

Для расчета принимается наличие TCBA с 20 одновременно ведущими передачу шлюзовыми станциями в городской и пригородной зонах.

Затухание в дожде выбирается из условия обеспечения бесперебойной работы системы в течение не менее 99,5 % времени. Параметр G/T соответствует шумовой температуре приемника 900 К для шлюзовой станции и 500 К для СВА. Для радиолиний шлюзовой станции используется адаптивное управление мощностью для борьбы с замираниями сигнала вследствие дождя. При этом результирующий регулируемый коэффициент усиления составляет 4 дБ. ДН антенны СВА соответст-

вует Рекомендации МСЭ-Р *S*.672. Максимальный КУ антенны станции с радиоканалом вверх принимается равным 46 дБи. Диаметр антенны, примерно равный 0,52 м, найден из выражения:

$$20 \lg (D/\lambda) \approx G_{\max} - 7,7.$$

Расчет ДН антенны для наземной станции TCBA основывается на модели, представленной в Рекомендации МСЭ-Р *F*.1245. Здесь используются выражения для КУ антенн при соотношении между диаметром антенны и длиной волны менее чем 100:

$$G(\phi) = G_{\max} - 2,5 \cdot 10^{-3} (D\phi/\lambda)^2$$
 для  $0 \le \phi < \phi_m$ ;  
 $G(\phi) = 39 - 5 \lg (D/\lambda) - 25 \lg \phi$  для  $\phi_m \le \phi < 48^\circ$ ;  
 $G(\phi) = -3 - 5 \lg (D/\lambda)$  для  $48^\circ \le \phi \le 180^\circ$ .

Характеристики действующих систем ФСС на основе геостационарных спутников, которые приняты для расчета, приведены в табл. 7.12.

#### 7.8.2. Интерференционный анализ

Здесь определяется интерференция между радиолинией вверх (Земля-Космос) ФСС и ФС на основе ТСВА для сценариев:

- интерференции от СВА на геостационарный спутник;

- интерференции от наземной станции ФСС с геостационарным спутником на шлюзовую станцию TCBA.

#### 7.8.2.1. Интерференция от ТСВА

Для прямой радиотрассы между CBA и космической станцией рассматриваются только потери в свободном пространстве, а наземное рассеяние и отражение не учитываются. Геометрия оцениваемого сценария интерференции показана на рис. 7.43.

При интерференционном анализе оцениваются условия наихудшего случая, при котором передача ведется в направлении наземных станций при самых малых углах места, а также, когда наземная станция размещается на той же долготе и широте, что и шлюзовая станция TCBA. Референсная точка устанавливается в центре Греции (38° северной широты, 24° восточной долготы). Отношение *C/I* и полная плотность интерференции рассчитывается с использованием следующих уравнений:

$$[C/I] = (EIRP_{up} - L_{feeder} - L_{atm} - FSL_{E/S-Sat} + G_{Sat}) - I_{CBA} - BW_{adj}, \ \mathsf{д}\mathsf{B}(\mathsf{Bt}/\mathsf{M}\Gamma\mathfrak{u});$$



Рис. 7.43. Рассматриваемый сценарий интерференции: *1* – 20° восточной долготы; *2* – 27° восточной долготы; *3* – CBA; *4* – геостационарный спутник

$$I_{CBA} = P_{CBA} - L_{feeder} + G_{CBA}(\theta) - FSL_{CBA-Sat} + G_{Sat}(\phi) , \ \text{дБВт};$$
$$I_{aggregate} = 10 \log(\sum_{H=1}^{H_n} \sum_{G=1}^{G_n} 10^{I_{HAPS}/10}) + BW_{adj} , \ \text{дБ(BT/MГц)},$$

где  $EIRP_{up}$  – ЭИИМ несущей земной станции, дБ(Вт/МГц);  $L_{feeder}$  – потери в фидере, дБ;  $L_{atm}$  – потери вследствие поглощения в атмосферных газах, дБ;  $FSL_{E/S-Sat}$  – потери в свободном пространстве между наземной станцией и геостационарным спутником, дБ;  $FSL_{CBA-Sat}$  – потери в свободном пространстве между CBA и геостационарным спутником, дБ;  $G_{Sat}$  – максимальный КУ приемной антенны геостационарного спутника, дБи;  $G_n$  и  $H_n$  – количество шлюзовых станций системы TCBA и самих CBA, соответственно;  $G_{CBA}(\theta)$  – КУ передающей антенны CBA для угла отклонения от оси главного лепестка  $\varphi$ , дБи;  $G_{Sat}(\varphi)$  – КУ приемной антенны для угла отклонения от оси f, дБи;  $BW_{adj}$  – согласующий коэффициент по ширине полосы частот:

$$10 \lg(BW_{GSO}/BW_{CBA});$$

 $BW_{GSO}$  и  $BW_{CBA}$  – ширины полос частот несущих радиолиний вверх ФСС и вниз CBA, соответственно.

Отношения несущая/интерференция для реального развертывания TCBA и различных конфигураций спутниковых систем показаны на рис. 7.44, *a*, где на горизонтальной оси указаны значения долготы (от 35° западной до 80° восточной) всех возможных положений геостационарного спутника над Грецией при минимальном угле места 15°. Для всех случаев принято C/I > 60 дБ. Уровень интерференции от одной CBA составляет 0,4% от  $N_{GEOSAT-X}$  (теплового шума приемника спутника *GEOSAT-X*)



**Рис.** 7.44. Отношение C/I (*a*) и полная интерференция I (*б*) в зависимости от положения спутника по долготе Long: I - GEOSAT-X; 2 - GSOV-B1(I); 3 - GSOV-B1(II); 4 - GEO-SV

и менее чем 0,1 % — для других спутниковых систем. Полная интерференция от сети TCBA, содержащей 18 CBA и 40 шлюзовых станций, на спутниковый приемник находится в пределах от –131 до –170 дБ(Вт/МГц). Определенными (установленными) интерференционными характеристиками данного сценария явились КУ приемной антенны ФСС, шумовая температура системы, количество CBA и шлюзовых станций. Как можно видеть на рис. 7.44, *a*, *б*, этот сценарий дает результаты, не выходящие за область приемлемых значений интерференции.

Рассматривая максимальную полную интерференцию 10 % от теплового шума приемной системы геостационарного спутника, можно оценить плотность потока мощности *PFD* (*Power Flux Density*), достигаемого на приемнике *GSOV-B*1. Шумовая мощность системы составляет  $N = k_{\rm B}TB = -228,6 + 10$ lg (650) + 10lg (10<sup>6</sup>) и максимальная мощность интерференции – I = N + 10lg(0,01) = -160,4 дБ(Вт/МГц). Поэтому ЭИИМ для получения такой мощности интерференции на приемнике спутника должна быть равна ЭИИМ =  $I + FSL - G_{\rm ПРM} = 5,11$  дБ (Вт/МГц). Она может быть преобразована к *PFD* = ЭИИМ –  $4\pi d^2 = -156,9$  дБ (Вт/МГц) и для сети из 18 СВА будет полной *PFD*, равной –156,9 + 10lg(18) = -144,3 дБ(Вт/м<sup>2</sup>/МГц). Вследствие специфического расположения CBA и геостационарного спутника (и результатов, представленных на рис. 7.44), поведение плотности интерференции может ожидаться схожим во всем диапазоне позиций спутника по долготе.

Дискриминационный угол  $\phi$  всегда будет больше 90°, а угол f — очень малым, так как спутники принимают интерференционную помеху по направлению максимального КУ. Наиболее значимо воздействует на результаты спектральное разделение между радиолинией СВА вниз и радиолинией вверх ФСС.

#### 7.8.2.2. Интерференция от наземной станции ФСС на шлюзовую станцию ТСВА

Наземная станция ФСС и шлюзовая станция TCBA располагаются на 10 м выше уровня моря на одной и той же площади обслуживания. Возможные пути интерференции для данного случая показаны на рис. 7.45.



Рис. 7.45. Геометрия интерференции наземная станция ФСС-шлюзовая станция ТСВА: 1 – рабочий сигнал; 2 – помеха; 3 – наземная станция ФСС; 4 – шлюзовая станция ТСВА; 5 – СВА; 6 – спутник ФСС

Отношения *C*/*I* и полная плотность интерференции рассчитываются по следующим выражениям:

$$\begin{split} C/I = (EIRP_{\text{CBAdown}} - L_{atm/rain} - FSL_{platform-gateway} + G_{gateway}) - I_{E/S} - BW_{adj}, (\text{дБ Bt/Mfu});\\ I_{E/S} = P_{E/S} - L_{feeder} + G_{E/S}(\theta_1, \phi_1) - FSL_{E/S-HAPGS} + G_{HAPGS}(\theta_2, \phi_2), \text{ дБ Bt}, \end{split}$$

где  $\theta_1, \phi_1$  и  $\theta_2, \phi_2$  — горизонтальный и вертикальный дискриминационные углы между наземными станциями ФСС и ТСВА, соответственно. На рис. 7.46 представлены плотности интерференции наземных станций спутниковых систем *GSOV-B*1(I), *GSOV-B*1 (II), *GEO-SV* и *GEOSAT-X* на шлюзовую станцию TCBA, расположенную на расстоянии 3 км. На рис. 7.47 рассмотрен один из худших случаев, когда антенна шлюзовой станции TCBA позиционирована в направлении главной оси ДН антенны наземной станции ФСС.

При шумовой температуре приемника 900 К максимальная приемлемая плотность интерференции составляет –149 дБ(Вт/МГц). Результаты моделирования показывают, что с расстоянием разнесения 10 км между наземной станцией ФСС и шлюзовой станцией ТСВА критерий потенциальной плотности интерференции может быть распространен на все возможные случаи. Но даже при расстоянии разнесения 3 км видно, что в пригородной зоне покрытия будет иметь место пренебрежимо малая нежелательная интерференция.





**Рис.** 7.46. Рассчитанные уровни интерференции по сравнению с критерием допустимой интерференции ( $A_z$  – азимутальное направление): 1 – критерий интерференции; 2 - GSOV-B1(I) urban; 3 - GSOV-B1(I) suburban; 4 - GSOV-B1(II) urban; 5 - GSOV-B1(II) suburban; 6 - GEO-SV urban; 7 - GEO-SV suburban; 8 - GEOSAT-X urban; 9 - GEOSAT-X suburban

Рис. 7.47. Угловая дискриминация: 1 – наземная станция (38° северной широты, 24° восточной долготы); 2 – азимут *E/S-HAPGS* (наземная станция ФСС–шлюзовая станция ТСВА); 3 – азимут на шлюзовую станцию ТСВА *HAPGS* – 315°; 4 – направление на спутник (угол места 43,3°, азимут 156,5°)

# 7.9. Интерференция от радиолинии вниз ФС ТСВА на радиолинию вверх ФСС, использующей геостационарные спутники, в полосе частот 27,5...28,35 ГГц

#### 7.9.1. Расчетные соотношения для определения интерференции от TCBA

На рис. 7.48 показана модель, применяемая для расчета интерференции от TCBA на геостационарный спутник. Уровень интерферирующей мощности I(g, h, b, r), дБ(Вт/МГц) в полосе частот 1 МГц от луча CBA, принимаемого геостационарным спутником (g), рассчитывается по выражению

$$I(g,h,b,r) = P^{H}(b) - L_{feeder} + G^{H}_{\Pi P \square}[\varphi(g,h,b)] - FSL(g,h) + G^{S}_{\Pi P M}[\theta(g,h,r)],$$

где  $P^{H}(b)$  — мощность передатчика в полосе 1 МГц на входе антенны СВА для луча (b), дБ(Вт/МГц);  $L_{feeder}$  — потери в фидере, дБ;  $\varphi(g, h, b)$  — дискриминационный угол при СВА (h) между направлением луча ДН СВА (b) и геостационарным спутником (g), °;  $G^{H}_{\Pi P\Pi}[\varphi(g, h, b)]$  — КУ антенны передатчика СВА (h) для угла смещения



**Рис.** 7.48. Модель для расчета интерференции от *HAPS* на геостационарный спутник: 1 - геостационарный спутник (g); 2 - центр Земли; 3 - направленный луч антенны (b); 4 - угол  $\varphi(g, h, b)$ ; 5 - максимальное значение широты; 6 - минимальное значение долготы; 7 - CBA (h); 8 - максимальное значение долготы; 9 - зона покрытия CBA; 10 - минимальное значение широты

от оси  $\varphi(g, h, b)$ , дБи; FSL(g, h) — потери в свободном пространстве между геостационарным спутником (g) и CBA (h), дБи;  $\theta(g, h, r)$  — дискриминационный угол при геостационарном спутнике (g) между направлениями на референсные точки геостационарного спутника (r) и CBA (h), ...° (рис. 7.49);  $G_{\Pi PM}^{S}[\theta(g, h, r)]$  — КУ антенны приемника геостационарного спутника (g) для угла смещения от оси главного лепестка ДН  $\theta(g, h, r)$ , дБи.

Для расчета дискриминационного угла при геостационарном спутнике должна быть установлена референсная точка на поверхности Земли. Ось главного лепестка ДН луча антенны геостационарного спутника всегда направлена на референсную точку безотносительно к орбитальному положению спутника (опорное на-

правление). В случаях, когда референсная точка не видима с геостационарного спутника, полагается, что она двигается к другой точке при условии, что угол места по направлению к геостационарному спутнику является очень малой величиной. На рис. 7.49 показана геометрическая модель для анализа с референсной точкой.



Рис. 7.49. Геометрическая модель референсной точки для геостационарного спутника: *1* – референсная точка; *2* – СВА; *3* – геостационарная орбита; *4* – геостационарный спутник

Рассматриваемый сценарий использует ТСВА, в которой антенная система СВА может передавать множество несущих в каждом из своих лучей. Поэтому принимается, что некоторые из несущих этого множества в радиолинии от СВА вниз могут попадать в полосу частот приемника системы геостационарного спутника. Полная интерференция от ТСВА выражается как I<sub>single</sub> и рассчитывается в виде сумм спектральных плотностей І (g, h, b, r) всех возможных лучей от СВА, которые могут использовать одну и ту же частоту:

$$I_{single} = 10 \lg \left( \sum_{h=1}^{h_n} \sum_{b=1}^{b_n} 10^{I(g,h,b,r)/10} \right), \ дБ(Вт/МГц),$$

где  $b_n$  – число лучей, которые могут использовать одинаковую частоту;  $h_n$  – число CBA, из которых состоит система.

Интерференционный уровень, принимаемый ФСС, может быть выражен через отношение I/N:

$$(I/N)_{single} = I_{single} - N = I_{single} - 10 \lg(k_{\rm B}T_{Sat}) - 60$$
, (7.6)

где  $(I/N)_{single}$  — отношение интерференция/тепловой шум, дБ; N — мощность теплового шума приемника спутника в полосе 1 МГц, дБ (Вт/МГц);  $k_{\rm b}$  — постоянная Больцмана, Вт/(К·Гц);  $T_{Sat}$  — системная шумовая температура геостационарного спутника ФСС, К.

Для рассчитанного полного интерференционного уровня может быть проведено сравнение с соответствующим заданным порогом интерференции, чтобы определить, вызывает ли TCBA ощутимую интерференцию на ФСС.

#### 7.9.2. Интерференция от множества (созвездия) СВА

Может возникнуть ситуация, при которой несколько действующих TCBA будут вызывать интерференцию на геостационарный спутник. Полная интерференция от множества CBA выражается через  $I_{multiple}$  и определяется общей суммой каждого интерференционного уровня от каждой CBA на геостационарном спутнике:

$$I_{multiple} = 10 \lg(\sum_{S=1}^{S_n} \sum_{h=1}^{h_n} \sum_{b=1}^{b_n} 10^{I(g,h,b,r)/10}), \ \text{д}\mathsf{B}(\mathsf{B}\mathsf{T}/\mathsf{M}\mathsf{\Gamma}\mathfrak{u}),$$

где  $S_n$  — число CBA.

Для точного расчета сценария со множеством СВА должны быть использованы характеристики каждой из СВА. При отсутствии такой информации для одной или более систем результирующая аппроксимационная интерференция может быть получена путем использования характеристик выбранной референсной ТСВА.

Для того, чтобы определить интерференцию на ФСС, может быть найдено одно значение  $I_{multiple}$ , которое затем заменит в формуле (7.6) значение  $I_{single}$ .

#### 7.9.3. Управление мощностью на радиолинии вниз

Интерференция от радиолинии CBA вниз на радиолинию вверх ФСС на базе геостационарного спутника является максимальной при условии максимума передаваемой мощности радиолинии CBA вниз или в условиях дождя. В случае использования в TCBA управления мощностью на радиолинии вниз полная передаваемая мощность радиолинии CBA вниз может быть снижена в условиях ясного неба. Как результат, интерференция, вызываемая на спутнике ФСС, будет уменьшена в условиях ясного неба.

#### 7.9.4. Пример расчета

Мощность интерференции анализируется с использованием изложенной выше методики и реальных характеристик ФСС и ТСВА.

Характеристики ТСВА могут быть приняты согласно Рекомендации МСЭ-Р *F*.1569.

Входными параметрами ФСС являются:  $T_{sat} = 500$  К; ширина ДН антенны по уровню –3 дБ малых станций – 0,3°; ширина ДН антенны центральной станции (*hub*) – 2°; КУ антенны – согласно Рекомендации МСЭ-Р *S*.672, Приложение 1 ( $L_s = -20$  дБ).



I/N, дБ -18 -20 -22 -24 -26 2 -28 -30-32 -34 10 20 30 40 50 60 70 80 α.°

Рис. 7.50. Сценарий интерференции от СВА на геостационарный спутник: *1* – положения СВА; *2* – референсная точка; *3* – угол места α направления на спутник с референсной точки; *4* – геостационарный спутник

**Рис.** 7.51. Зависимость I/N от угла места  $\alpha$  от референсной точки на спутник: I – ширина луча 0,3° GSO-1 спутника; 2 – ширина луча 2° GSO-2 спутника

Моделируемый сценарий показан на рис. 7.50, где генерируется 121 положение  $(11 \times 11)$  СВА с интервалом в 100 км, и для каждого из этих положений рассчитывается интерференция на спутник. Результаты моделирования интерференции от типовой аэроплатформы на геостационарный спутник представлены на рис. 7.51.

# 7.10. Анализ интерференции от радиоканала вверх ТСВА фиксированной службы на станции радиоастрономической службы и спутниковой службы исследования Земли (пассивной) в диапазоне 31,3...31,8 ГГц

#### 7.10.1. Типичные параметры анализируемых радиосистем

Параметры передачи в радиоканале вверх в системе TCBA возьмем из Рекомендации МСЭ-Р *F*.1569 (высота 20 км, максимальный рабочий угол места 20°, условия выпадения дождя). Проекция иглообразной ДН луча СВА рассматривается как сота. В данном исследовании коэффициент повторного использования частот примем равным четырем, т.е. доступная полоса частот 300 МГц (31,0...31,3 ГГц) будет разделена на четыре равных поддиапазона по 75 МГц, используемых одновременно для передачи по радиоканалу вверх в многочисленных сотах. При такой передаче используется схема автоматического управления мощностью передатчика, в которой мощность в зависимости от погодных условий увеличивается или уменьшается на 6 дБ.

В условиях дождя и при использовании АРМ уровень внеполосного излучения в радиоканале вверх ТСВА для анализа интерференции на станции радиоастрономической службы (РАС) принят равным –100 дБ(Вт/МГц), а спутниковой службы исследования Земли (пассивной) (ССИЗ) – –105 дБ(Вт/МГц). Уровень внеполосного излучения получен согласно Рекомендации МСЭ-Р *F*.1569.

ДН антенны наземной станции ТСВА определяется согласно Рекомендации МСЭ-Р *F*.1245. Время готовности системы составляет 99,4% (интенсивность дождя — согласно Рекомендации МСЭ-Р *P*.837), требуемое отношение  $E_b/N_0$  для  $BER = 10^{-6} - 5,5$  дБ и системный запас ТСВА – 3 дБ.

Параметры антенн РАС, используемые в данном исследовании, указаны в табл. 7.24. Предполагается, что антенна РАС направлена по азимуту на наземную станцию ТСВА с минимальным рабочим углом возвышения конкретного радиотелескопа. Усиление помехи на приемной антенне оценивается согласно Рекомендации МСЭ-Р *SA*.509 при угле между осью антенны РАС и направлением прихода интерференции более 1°.

Географическая точка	КУ, дБи	Диаметр, м	Высота, км	Минимальный угол места,°
Nobeyama (Япония)	81,2	45	1,35	15
Taeduk (Корея)	70,9	13,7	0,12	15
Delingha (Китай)	70,9	13,7	3,2	5

Таблица 7.24. Используемые параметры антенны РАС

Параметры ССИЗ (пассивной), выбранные для анализа:

Высота зависания спутника, км 3	300
КУ сенсорной антенны, дБи 5	50
ДН сенсорной антенны согласно	
Рекомендации МСЭ-Р 5	S.672
Требование к допустимому уровню излучения	
(из Рекомендации МСЭ-Р SA.1029), дБ(Вт/МГц)	-183
Угол наклона сенсорной антенны,° 0	)

Для анализа интерференции с ССИЗ выбраны следующие параметры TCBA:

Высота зависания аэроплатформы, км	20
КУ антенны наземной станции ТСВА, дБи	35
Количество моделируемых передающих	
наземных станций ТСВА	1468
Оцениваемое количество СВА	1

Параметры, относящиеся к ССИЗ, отвечают худшему случаю, при котором может работать система.

#### 7.10.2. Модель оценки интерференции между ТСВА и РАС

На рис. 7.52 показана модель оценки интерференции для случая одной наземной станции (HC) ТСВА и одной станции РАС. Предполагается, что HC TCBA и станция РАС находятся в одной плоскости. Рассматриваются два случая осевого направления антенны наземной станции TCBA. Первый случай, когда антенна наземной станции TCBA направлена по азимуту прямо на станцию РАС (худший случай сценария с одним источником интерференции), второй — антенна повернута по азимуту на 180° от направления на станцию РАС (худший случай сценария с одним источником интерференции). Предполагается, что в обоих случаях антенна РАС работает при минимальном угле места.



Рис. 7.52. Сценарий интерференции от наземной станции ТСВА на станцию РАС, расположенные на одном уровне: *1* – станция РАС; *2* – минимальный угол места; *3* – аэроплатформа; *4* – пути интерференции; *5*, *6* – НС ТСВА



**Рис. 7.53.** Пример модели для определения суммарной интерференции: A – точка на границе трех зон обслуживания TCBA; B – расположение антенны PAC на сегменте AO; O – точка надира аэроплатформы;  $S_1$  – главная анализируемая область;  $S_2$ ,  $S_3$  – подобласти

При оценке суммарной интерференции от нескольких станций TCBA (рис. 7.53) использованы следующие допущения:

 в центре каждой соты обслуживания расположены четыре наземных станции TCBA, и их антенны направлены на соответствующую аэроплатформу TCBA (предполагается суммарная полоса сигнала 20 МГц);

— суммарная интерференция вычисляется как плотность потока мощности интерференции на станции РАС  $PDF_{ras}$  плюс усиление станции РАС в направлении приема помех  $G_{inter}$  для всех наземных станций ТСВА (равно 367 сот×4 станции ×3 зоны обслуживания СВА);

— уровень внеполосного излучения каждой станции TCBA принимается равным –100 дБ(Вт/МГц);

- антенна РАС расположена между границами трех зон обслуживания *A* и точ-кой надира *O*;

— антенна РАС, расположенная в точке B, направлена по азимуту на точку A либо на точку O. Предполагается, что угол места антенны РАС является минимальным по производимым наблюдениям (5° или 15°).

Ослабление радиоволн между станциями на поверхности Земли согласно Рекомендации МСЭ-Р *P*.452 определяется выражением

$$L_{b0}(p) = 92,5 + 20 \lg f + 20 \lg d + E_{s}(p) + A_{a}, \ \text{д}\text{B},$$

где f – частота, ГГц (в данном исследовании – 31,3 ГГц); d – длина пути, км;  $E_s(p)$  – коррекция эффектов многолучевого распространения и фокусировки:

$$E_{S}(p) = 2,6(1 - e^{-d/10}) \lg(p/50)$$
, дБ;

A<sub>g</sub> – полное поглощение в газах атмосферы, дБ:

$$A_g = (\gamma_0 + \gamma_w) d,$$

 $\gamma_0, \gamma_w$  — затухания радиоволн в сухом воздухе и водяном паре, соответственно.

Для рассмотрения наихудшего случая интерференции в данном исследовании коэффициент поглощения в газах атмосферы принят равным нулю.

В Рекомендации МСЭ-Р *RA*.769 указан порог спектральной плотности потока мощности –168 дБ(Вт/(м<sup>2</sup>·МГц)) в полосе 31,3...31,8 ГГц как критерий защищенности РАС (вычисленный при усилении антенны 0 дБи).

#### 7.10.3. Результаты анализа влияния станции ТСВА на станции РАС

При условиях, принятых в данных исследованиях, влияние одной наземной станции TCBA (плотность потока мощности плюс усиление антенны PAC) вычисляется как функция расстояния между наземной станцией TCBA и станцией PAC. На рис. 7.54 и 7.55 показаны результаты анализа интерференции согласно Рекомендации МСЭ-Р *F*.1612 для пунктов *Nobeyama* (Япония), *Taeduk* (Корея), *Delingha* (Китай) при проценте времени бесперебойной работы 0,001, 1 и 10%. Для сравнения показаны также результаты, полученные с помощью модели распространения в свободном пространстве. Требуемое расстояние размежевания определяется пересечением полученной кривой с критерием защищенности РАС –168 дБ(Вт/(м<sup>2</sup>·МГц)).



**Рис.** 7.54. Принятые на станции РАС  $PFD_{ras}$  плюс КУ антенны РАС  $G_{inter}$ , когда антенны НС ТСВА и станции РАС направлены друг на друга: a – минимальный угол места Nobeyama и Taeduk равен 15°;  $\delta$  – минимальный угол места Delingha – 5° (1 – критерий защищенности; 2 - p = 0,001%; 3 - p = 1%; 4 - p = 10% (практически совпадает с условиями распространения в свободном пространстве); d – расстояние между НС ТСВА и станцией РАС


**Рис.** 7.55. *PFD<sub>nas</sub>* и KУ антенны РАС  $G_{inter}$  в случае суммарной интерференции: a – антенна РАС направлена на точку O, угол места антенны РАС 15°;  $\delta$  – антенна РАС направлена на точку A, угол места антенны РАС 15°;  $\epsilon$  – антенна РАС направлена на точку O, угол места антенны РАС 15°;  $\epsilon$  – антенна РАС направлена на точку O, угол места антенны РАС 5°;  $\epsilon$  – антенна РАС направлена на точку A, угол места антенны РАС 5° (I – суммарная интерференция; 2 – главная область; 3 – подобласть;  $Y_{RAS}$  – y-координата РАС)

Полученные требуемые расстояния разнесения сведены в табл. 7.25. Требуемые расстояния в случае, когда антенны РАС и СВА направлены по азимуту друг на друга, равны 0,9 км для *Nobeyama* и *Taeduk* и 3,94 км для *Delingha*, когда предполагается 1% временное превышение и принята модель распространения в свободном пространстве. Расстояния разнесения в случае, когда антенна НС ТСВА повернута на 180° от направления на станцию РАС, также показаны для сравнения.

Необходимая защитная полоса вычислена согласно Рекомендации МСЭ-Р F.1569 и составляет 10 МГц при полосе пропускания фильтра промежуточной частоты (ПЧ) 20,2 МГц (по уровню –3дБ). Защитная полоса зависит от ширины полосы сигнала и характеристик затухания полосового фильтра ПЧ.

В случае суммарной интерференции предполагается, что ТСВА не производит передачу в ячейке, в которой находится станция РАС. На рис. 7.55 показаны полные взвешенные значения принятой плотности потока мощности плюс усиления антенны РАС, когда антенна РАС направлена в точку *А* либо в точку *О*. Минимальный рабочий угол места равен 5 или 15°. Координата *Y* РАС показывает расстояние от антенны РАС до точки надира *O*. Термины "главная область" и "подобласть" определены на рис. 7.53. Как показывают рисунки, суммарный уровень принятой плотности потока мощности плюс КУ антенны РАС не превышают критерий допустимой интерференции РАС, равный –168 дБ(Вт/(м<sup>2</sup>·МГц)), кроме случая, показанного на рис. 7.55, описывающего специальный случай угла места антенны, равный 5°, когда критерий защищенности превышается. Такой результат получается, когда антенны НС ТСВА и станции РАС направлены друг на друга при небольшом расстоянии разнесения.

Географический	Направление	Требуемое расстояние разнесения, км, при проценте времени				
пункт		0,001	1	10		
Nobeyama,	Прямое	0,99	0,90	0,88		
Taeduk	Обратное	0,31	0,30	0,30		
Delingha	Прямое	6,38	3,94	3,56		
	Обратное	1,36	1,21	1,17		

Таблица 7.25. Требуемые расстояния разнесения между НС ТСВА и станцией РАС

Следует отметить, что при рассмотрении суммарной интерференции общая мощность нежелательного излучения, принимаемая радиотелескопом, зависит от режима работы РАС и построения сети TCBA.

## 7.10.4. Анализ влияния станций ТСВА на ССИЗ

Геометрия анализируемой модели интерференции показана на рис. 7.56 (общий вид) и рис. 7.57 (вид сверху). Количество НС ТСВА, которые могут одновременно вести передачу, является конечным из-за ограниченности доступной полосы частот. Доступная ширина полосы на одну соту (один лепесток ДН) равна 75 МГц. Поскольку предполагается, что ширина спектра сигнала равна 20 МГц на 1 несущую, то количество НС ТСВА, которые могут одновременно передавать сигналы, равно 3,75 на одну соту. Принимая данное ограничение доступной полосы, можно определить влияние четырех НС, расположенных в центре каждой соты. В этом случае общая интерференция от 4×367=1468 НС ТСВА получается суммированием помех от каждой из станций. Четыре НС ТСВА находятся в центре каждой соты (интервал





Рис. 7.56. Геометрия анализируемой модели интерференции ТСВА-ССИЗ (вид сбоку): 1 – 4 НС ТСВА в одной сотовой ячейке; 2 – аэроплатформа; 3 – спутник ССИЗ

Рис. 7.57. Геометрия анализируемой модели интерференции ТСВА-ССИЗ (вид сверху): ▲ – 4 НС ТСВА; расстояния между центрами ячеек составляют 5,5 км

между центрами сот 5,5 км). Предполагается, что антенны всех HC TCBA направлены на аэроплатформу, находящуюся на высоте 20 км, а ДН антенн HC TCBA определяются согласно Рекомендации MCЭ-P *F*.1245. Предполагается также, что антенна пассивного спутникового сенсора, ДН которой определена согласно Рекомендации MCЭ-P *S*.672, направлена на надир. Для того, чтобы учесть наихудший случай интерференции, пассивный сенсор и аэроплатформа TCBA расположены прямо над HC TCBA, которая находится в центральной соте TCBA, как показано на рис. 7.53. В данном анализе для условий ясного неба уровень нежелательного излучения принят равным -105 дБ(BT/MГц). Хотя уровень нежелательного излучения в дождя на 6 дБ выше, его увеличение частично компенсируется затуханием в дожде. Потери при распространении электромагнитной волны от HC TCBA до пассивного сенсора определяются как потери в свободном пространстве.

Суммарная интерференция І вычисляется следующим образом:

$$I = 10 \lg \{ 4 \sum_{i=1}^{367} [PG_{ii} (4\pi d_i / \lambda)^2 G_{ri}] \}, \ \mathrm{д} \mathrm{E}(\mathrm{Br}/\mathrm{M}\Gamma\mathrm{u}),$$

где P — уровень нежелательного излучения, равный  $10^{-10,5}$  Вт/МГц (или –105 дБ(Вт/МГц));  $G_{ii}$  — усиление передающей антенны *i*-й HC TCBA в направлении спутника ССИЗ, вычисляемое согласно Рекомендации МСЭ-Р *F*.1245, дБи (максимальное усиление равно 35 дБи);  $d_i$  — расстояние между *i*-й HC TCBA и пассивным сенсором, м;  $\lambda$  — длина волны несущей сигнала, м (в данном исследовании

частота равна 31,28 ГГц);  $G_{ri}$  — усиление приемной антенны пассивного сенсора в направлении *i*-й HC TCBA, вычисляемое согласно Рекомендации МСЭ-Р *S*.672, дБи (максимальное усиление равно 50 дБи).

Уровень защищенности пассивной ССИЗ задан в Рекомендации МСЭ-Р SA.1029, где он определен как пороговый уровень в  $-183 \text{ дБ}(\text{Вт}/\text{М}\Gamma\mu)$ , который не должен превышаться более чем на 0,01% времени.

В рассмотренных выше условиях согласно Рекомендации МСЭ-Р *F*.1570 суммарная интерференция от  $4\times367=1468$  НС ТСВА составила -185,9 дБ(Вт/МГц), что на 2,9 дБ ниже критерия защищенности пассивной ССИЗ в полосе частот 31,3... 31,8 ГГц. Суммарная интерференция от НС ТСВА, находящихся в зоне покрытия других СВА, на 30 дБ ниже -185,9 дБ(Вт/МГц) и ею можно пренебречь. Поэтому суммарная интерференция от НС ТСВА, покрываемых 200 аэроплатформами с СВА, не превышает критерия защищенности пассивной ССИЗ.

Требуемая защитная полоса составляет 10 МГц при ширине полосы пропускания фильтра промежуточной частоты 20,2 МГц (по уровню –3 дБ). Данная защитная полоса зависит от ширины спектра сигнала и характеристики затухания полосно-пропускающего фильтра ПЧ.

## 7.10.5. Итоги проведенных исследований

Результаты исследований показывают, что ТСВА должна размещаться с соблюдением следующих условий для защиты РАС:

 аэроплатформа с CBA не должна размещаться поблизости PAC, чтобы избежать ситуации, когда большое количество HC TCBA направлены по азимуту на PAC;

- ΦС на основе TCBA не должна работать в зоне, эквивалентной одной или нескольким сотам иглообразных лепестков вокруг станции PAC.

В табл. 7.26 представлены результаты расчета требуемых расстояний разнесения между НС ТСВА и станцией РАС для случая интерференции от одного источника, включая наихудшие условия, когда антенна НС ТСВА направлена по азимуту прямо на станцию РАС. Для определения расстояния разнесения между отдельной НС ТСВА и станцией РАС необходимо воспользоваться Рекомендацией МСЭ-Р *F*699, согласно которой при увеличении уровня боковых лепестков на 6 дБ требуемое расстояние разнесения между НС ТСВА и станцией РАС увеличивается в два раза.

При требуемой защитной полосе 10 МГц и ширине полосы пропускания фильтра ПЧ 20,2 МГц обеспечивается уровень защищенности пассивной ССИЗ, который согласно Рекомендации МСЭ-Р *SA*.1029 не должен превышаться более чем в 0,01%-ном времени. Данная защитная полоса зависит от ширины спектра сигнала и характеристики затухания фильтра ПЧ.

	Требуемое расстояние р	азнесения, км, при угле ме	ста НС ТСВА, равном
Угол места ан- тенны станции РАС,°	2	0°	90°
	Прямое направление к РАС	Обратное направление от РАС	Оба направления к РАС
1	60,3	21,4	21,4
5	7,9	2,4	2,4
10	3,0	1,0	1,0
15	1,8	0,6	0,6

*Таблица* 7.26. Требуемые расстояния разнесения между НС ТСВА и станцией РАС при использовании ДН антенн согласно Рекомендации МСЭ-Р *F*.699 (при 1%-ном времени)

# 7.11. Способы ослабления интерференции в традиционных наземных системах ФС, ФСС, РАС и ССИЗ

На рис. 7.58 показана обобщенная схема возможных интерференционных сценариев между ТСВА и другими радиослужбами при совместном использовании частот. Для ослабления интерференции в таких сценариях согласно Рекомендации МСЭ-Р *F*.1607 могут быть использованы следующие способы:

- усовершенствование антенных систем (увеличение направленности);
- увеличение минимального угла места AT TCBA;
- естественное экранирование;
- автоматическое регулирование мощности передачи (АРМП);
- динамическое распределение каналов (ДРК).



Рис. 7.58. Возможные сценарии интерференции между ТСВА, ФС, ФСС, РАС и ССИЗ для каналов вверх и вниз с частотами 31 и 28 ГГц, соответственню: *1* – СВА; *2* – наземная станция ФСС; *3* – спутник ФСС; *4* – наземная станция ТСВА; *5* – спутник ССИЗ; *6*, 7 – станции ФС (передача на 28 ГГц); *8* – станция РАС

В табл. 7.27 сведены перечисленные способы ослабления интерференции и интерференционные сценарии, в которых эти способы могут быть наиболее эффективны.

Таблица	7.27.	Соотношения	между	способами	уменьшения	влияния	помех	И	возможными	сцена-
риями и	нтерф	реренции								

Способы уменьшения влияния помех		Системы совместного использования частот и сценарии интерференции						
		ФСС (вну интерф	триполосная реренция)	К/от ФС (внутри	ССИЗ и РАС (помеха в соседней полосе)			
		к спутнику ФСС	от наземной станции ФСС	полосы)	к спутнику ССИЗ	к станции РАС		
Увеличение мини ного угла места	ималь-		+	+		+		
Улучшение харан стики направлен антенны на CBA земных станциях	ктери- ности и на- тСВА	+	+	+		+		
Использование э рующего эффект лочки аэроплатф	крани- а обо- ормы	+						
Динамическое ра ление каналов	аспреде-		+	+				
Автоматичес- кое управление передаваемой мощностью для TCBA	радио- линия вверх			+	+	+		
	радио- линия вниз	+		+				

## 7.11.1. Усовершенствование диаграмм направленности

Улучшение подавления боковых лепестков ДН антенн АТ ТСВА позволяет уменьшить расстояние разнесения. В случае, если АТ ТСВА и традиционные системы  $\Phi$ С работают в смежных зонах покрытия, ослабление боковых лепестков антенн АТ ТСВА на 10 дБ позволяет на 40% уменьшить необходимое расстояние разнесения. Однако, такого уменьшения может быть недостаточно для улучшения совместного использования частот в случае расположения традиционных систем  $\Phi$ С в

зоне покрытия СВА. Важно отметить, что антенны с таким низким уровнем боковых лепестков могут быть нереализуемыми.

Улучшение ДН антенн станций TCBA (подавление усиления в углах места, меньших, чем минимальный рабочий угол места станций TCBA) также является эффективным способом ослабления интерференции между станцией TCBA и наземными станциями других служб (ФСС, ССИЗ и РАС).



**Рис. 7.59**. Улучшение ДН посредством замены худшего по направленным свойствам луча на ряд лучей с игольчатой ДН: *a* – исходная система; *б* – система после введения лучей с игольчатой ДН (*1* – CBA; *2* – направление анализируемой интерференции; *3* – спутник ФСС)

Интерференцию от СВА на спутниковый сегмент можно уменьшить путем формирования игольчатой ДН для каждого лепестка многолучевой бортовой антенны СВА. При этом мощность излучения боковых и задних лепестков можно уменьшить формированием ДН группы из четырех игольчатых лепестков вместо одного широкого лепестка антенны с худшими характеристиками направленности (рис. 7.59). Улучшение получается за счет увеличения КУ антенны в осевом направлении и уменьшения усиления в направлениях боковых лепестков.

## 7.11.2. Увеличение минимального угла места АТ ТСВА

Увеличение минимального угла места AT TCBA уменьшает КУ антенны в направлении станции традиционной  $\Phi$ C и поэтому снижает уровень интерференции между AT и станцией  $\Phi$ C. Например, увеличение минимального угла места в городской зоне обслуживания с 30 до 45° уменьшает расстояние разнесения на 30...40% в зависимости от зоны покрытия. Однако, при этом для сохранения размера всего покрытия необходимы дополнительные аэроплатформы, что увеличивает интерференцию от платформы на другие системы ФС. Поэтому данный метод может привести к уменьшению зоны покрытия CBA, что в свою очередь потребует установки дополнительной аэроплатформы, которая может усложнить электромагнитную обстановку.

Увеличение минимального угла места АТ ТСВА снижает несоосное усиление в направлении наземной станции ФСС, что уменьшает интерференцию, принимаемую АТ и, следовательно, расстояние размежевания от наземной станции ФСС.

## 7.11.3. Естественное экранирование

Размещение AT TCBA в местах, обладающих локальным экранированием (здания, деревья и т.п.), может значительно повысить возможность совместного использования частот. Однако нужно признать, что такого усовершенствования можно достичь лишь в отдельных конкретных ситуациях, и его будет сложно учесть в сетевом планировании.

Важным фактором уменьшения интерференции на ИСЗ может сыграть экранирующий эффект оболочки аэроплатформы ТСВА. Данный эффект имеет место из-за наличия металлического покрытия оболочки аэроплатформы. Интерференция между СВА на аэроплатформе и космическим сегментом спутниковой службы уменьшается благодаря экранированию боковых и задних лепестков бортовой антенны СВА.

Экранирующий эффект определяется путем анализа электромагнитного рассеяния с использованием модели двухмерного цилиндрического проводника. Величина экранирующего эффекта при максимальном диаметре воздушного корабля 15 м и частотах выше 20 ГГц может быть определена согласно Рекомендации МСЭ-Р *F.* 1607:

0 дБ при 0 ≤ 0° ≤ 90;
0,5(0 – 90) дБ при 90 < 0° ≤ 120;</li>
15 дБ при 120 < 0° ≤ 180,</li>

где  $\theta$  — угол отклонения направления надира CBA от анализируемого направления (например, на спутник). Более точное значение экранирующего эффекта зависит от конкретной формы оболочки аэроплатформы, и его необходимо определять экспериментально.

## 7.11.4. Автоматическое регулирование мощности передачи

Хотя АРМП может уменьшить интерференцию на традиционные системы  $\Phi C$ , но в условиях дождя АРМП будет, наоборот, увеличивать мощность излучения. Так, в примере, показанном на рис. 7.60, ячейка с дождем располагается на краю зоны покрытия CBA. Здесь интерференция на традиционные системы  $\Phi C$  будет увеличиваться из-за роста мощности передатчика CBA для компенсации затухания сигнала в дожде. Это увеличение интерференции повлияет на все фиксированные линии, раз-



**Рис.** 7.60. Схема условий наличия осадков в зоне действия CBA: 1 -зона покрытия CBA; 2 -CBA; 3 -изолированная ячейка с дождем; 4 -радиолиния интерференции от CBA на станцию ФС; 5 -радиолиния обычной ФС; 6 -станция ФС, испытывающая интерференцию от CBA

мещенные в пределах видимости СВА. Поэтому АРМП не улучшит совместное использование частот до требуемого уровня.

АРМП отдельных лепестков бортового передатчика СВА способна уменьшить интерференцию на спутники, использующие одну и ту же полосу частот в условиях ясного неба, в то время как в условиях дождя мощность интерференции возрастает. Зоны сильного дождя, в которых требуется высокая мощность передачи, очень ог-

раничены и суммарная интерференция от иглообразных ДН лучей всех СВА на спутник будет небольшой.

## 7.11.5. Динамическое распределение каналов

Динамическое распределение каналов представляет собой метод ослабления интерференции, который определяет свободную частоту или временной слот и использует их, если при этом не создается интерференция другим службам. Если система связи работает по принципу выделения каналов по требованию, самоконтролируемое ДРК является достаточно эффективным средством для совместного использования частот различными службами.

Как пример, для ТСВА можно рассмотреть следующий вариант ДРК:

- CBA обладает возможностью частотного мониторинга;

 аэроплатформа отслеживает занятость частот другими системами, использующими совместно с TCBA одни и те же частоты;

 для осуществления связи выбирается частота, не используемая другими системами.

В ситуации, когда требуется совместное использование частот в одном диапазоне и в одной и той же зоне покрытия, метод ДРК может быть наиболее эффективным. Далее в качестве примера более детально исследуем применение ДРК для совместного использования частот ТСВА ФС и фиксированной системой беспроводного доступа в диапазонах 27,5...28,35 и 31,0...31,3 ГГц.

### 7.11.5.1. Общие положения

Одним из возможных эффективных методов ослабления интерференции является ДРК с отслеживанием несущих частот систем ФС типа "точка-многоточка".

Существуют следующие пути интерференции между ТСВА ФС и ФС "точкамноготочка", совместно использующими полосы частот 28 или 31 ГГц (рис. 7.61):

1 – интерференция от НС ТСВА на АТ  $\Phi$ С (31 ГГц);

- 2 интерференция от НС ТСВА на БС  $\Phi$ С (31 ГГц);
- 3 интерференция от CBA на AT  $\Phi$ C (28 ГГц);
- 4 интерференция от СВА на БС  $\Phi$ С (28 ГГц);
- 5 интерференция от АТ  $\Phi$ С на НС ТСВА (28 ГГц);
- 6 интерференция от АТ ФС на СВА (31 ГГц);
- 7 интерференция от БС  $\Phi$ С на НС ТСВА (28 ГГц);
- 8 интерференция от БС ФС на СВА (31 ГГц),

где БС ФС – базовая станция ФС.



Рис. 7.61. Возможные пути возникновения интерференции между ТСВА и наземными системами ФС

Наибольшее влияние на станции традиционных  $\Phi C$  могут оказать пути интерференции 1...4. Однако, величину интерференции для случаев 5...8 можно уменьшить в TCBA путем распределения каналов.

Для использования ДРК в ТСВА в первую очередь СВА должна определять и отслеживать каналы, используемые другими ФС. Далее СВА должна избегать создания интерференции на другие системы ФС и приема интерференции от них путем назначения каналов, не используемых традиционными системами ФС. Существует два способа определения каналов, используемых системой ФС, в предположении, что ТСВА не имеет никакой предварительной информации о каналах:

- НС ТСВА определяет несущие, передаваемые АТ ФС или БС ФС;

– аэроплатформа с CBA устанавливает несущие, передаваемые AT  $\Phi C$ или БС  $\Phi C.$ 

Однако, такое определение является непростой задачей, особенно для путей 1 и 2 и когда ФС использует частотное разделение прямого и обратного каналов. В

некоторых случаях HC TCBA может создавать значительную интерференцию на станцию  $\Phi$ C, однако ни CBA, ни HC TCBA не могут обнаружить использование канала станцией  $\Phi$ C, поскольку обе системы применяют узконаправленные антенны со слабыми боковыми лепестками на высокой частоте. TCBA может определить каналы, применяемые  $\Phi$ C лишь в случае, если  $\Phi$ C использует временное разделение прямого и обратного каналов, или когда TCBA знает пары каналов, используемые для частотного разделения прямого и обратного каналов системой  $\Phi$ C.

#### 7.11.5.2. Расчетные соотношения и предполагаемые параметры систем

Уровни сигналов системы ФС, детектируемые НС ТСВА и СВА определяются следующим образом:

$$\begin{split} P_{GS} &= P_{FSTX} + G_{FSTX}(a_{GS}) - L(d_{FS-GS}) + G_{GSRX}(a_{FS}) - L_{GSRX} - 10 \log B_{FS}, \ \text{дБ(Вт/МГц)}, \\ P_{AS} &= P_{FSTX} + G_{FSTX}(a_{AS}) - L(d_{FS-AS}) - L_{atm}(h, \theta) + \\ &+ G_{ASRX}(a_{FS}) - L_{ASRX} - 10 \log B_{FS}, \ \text{дБ(Вт/МГц)}, \end{split}$$

где  $P_{GS}$  – мощность, принимаемая HC, дБВт;  $P_{AS}$  – мощность, принимаемая аэроплатформой, дБВт;  $P_{FSTX}$  – мощность, передаваемая ФС (АС или БС), дБВт;  $G_{FSTX}(a)$  – усиление передающей антенны ФС при угле отклонения от оси a, дБи;  $a_{GS}$  – угол отклонения HC от оси антенны ФС, °;  $a_{AS}$  – угол отклонения СВА от оси антенны ФС, °; L(d) – потери в свободном пространстве на расстоянии d, дБ;  $L_{atm}(h, \theta)$  – потери за счет атмосферного поглощения при высоте станции ФС h и угле места  $\theta$ , дБ;  $d_{FS-GS}$  – расстояние между станцией ФС и HC TCBA, км;  $d_{FS-AS}$  – расстояние между станцией ФС и CBA, км;  $G_{GSRX}(a)$  – усиление приемной антенны HC TCBA при угле отклонения от оси a, дБи;  $a_{FS}$  – угол отклонения станции ФС от оси антенны HC или CBA, °;  $L_{GSRX}$  – внутренние потери приемника HC TCBA, дБ;  $L_{ASRX}$  – внутренние потери приемника CBA, дБ;  $B_{FS}$  – ширина полосы сигнала ФС, МГц.

Увеличения уровней шумов, принимаемых НС ТСВА и СВА, вычисляются по формулам:

$$\Delta N_{GS} = 10 \lg \left( 10^{\frac{P_{GS}}{10}} + 10^{\frac{N_{GS}}{10}} \right) - N_{GS}, \ \text{дБ};$$

$$\Delta N_{AS} = 10 \lg \left( 10^{\frac{P_{AS}}{10}} + 10^{\frac{N_{AS}}{10}} \right) - N_{AS}, \ \text{дБ},$$

где  $\Delta N_{GS}$  — увеличение уровня шума, принимаемого HC TCBA, дБ;  $\Delta N_{AS}$  — увеличение уровня шума, принимаемого CBA, дБ;  $N_{GS}$  — плотность потока мощности системного шума в приемнике HC TCBA, дБ(Вт/МГц);  $N_{AS}$  — плотность потока мощности системного шума в приемнике CBA, дБ(Вт/МГц).

Выражение для определения мощности интерференции от HC TCBA на станцию  $\Phi$ C имеет вид

$$I_{FS} = P_{GSTX} + G_{GSTX}(a_{FS}) - L(d_{GS-FS}) + G_{FSRX}(a_{GS}) - L_{FSRX} - 10 \lg B_{FS}, \ \text{дБ(Вт/МГц)},$$

где  $I_{FS}$  — мощность интерференции, принимаемая ФС (БС или АТ), дБВт;  $P_{GSTX}$  — мощность, передаваемая НС ТСВА, дБВт;  $G_{GSTX}(a)$  — усиление передающей антенны НС ТСВА при угле отклонения от оси a, дБи;  $G_{ASRX}(a)$  — усиление приемной антенны станции ФС при угле отклонения от оси a, дБи;  $L_{FSRX}$  — внутренние потери приемника станции ФС, дБ.

Отношение мощности интерференции к мощности шума в приемнике станции ФС будет:

$$I/N = I_{FS} - N_{FS}$$
, дБ,

где  $N_{FS}$  — плотность потока мощности шума в приемнике станции ФС (БС или AT), дБ(Вт/МГц).

Внутренние потери в приемниках HC TCBA, CBA и станций  $\Phi$ C принимаются равными 0,5 дБ. Потери за счет атмосферного поглощения  $L_{atm}(h, \theta)$  между станция-



**Рис.** 7.62. ДН секторной антенны для БС ФС (Рекомендация МСЭ-Р *F*.1336-1): *a* – КУ антенны от угла по азимуту; *б* – КУ антенны по углу возвышения

ми ФС и СВА могут быть вычислены по формулам из Рекомендации МСЭ-Р *F*.1609. Параметры СВА указаны в Рекомендации МСЭ-Р *F*.1569 (см. гл. 5). Принятые параметры систем ФС "точка-многоточка" включают относительно малые мощности передачи для оценки осуществимости детектирования сигналов ФС станциями ТСВА в неблагоприятных условиях. На рис. 7.62 показана ДН секторной антенны БС ФС, используемая в данном анализе. Вертикальная ДН вычислена с помощью метода, описанного в Рекомендации МСЭ-Р *F*.1336-1, а горизонтальная взята как шаблон ДН из Рекомендации МСЭ-Р *F*.1336-1. Высоты антенн БС и АТ ФС предполагаются равными 0 метров над землей.

Основные параметры системы ФС типа "точка-многоточка" следующие. Для БС

Частота, ГГц	31,15
Высота БС и АТ ФС, км	0
Рабочая полоса частот, МГц	26
Мощность передатчика, дБВт	-4
КУ антенны передатчика, дБи	15
КУ антенны приемника, дБи	15
Коэффициент шума, дБ	6
ДН согласно Рекомендации МСЭ-Р	F.1336.

Для АТ

Частота, ГГц	31,15
Высота БС и АТ ФС, км	0
Рабочая полоса частот, МГц	26
Мощность передатчика, дБВт	-20
КУ антенны передатчика, дБи	32
КУ антенны приемника, дБи	32
Коэффициент шума, дБ	6
ДН согласно Рекомендации МСЭ-Р	<i>F</i> .1245.

#### 7.11.5.3. Результаты расчетов

Были проведены вычисления для трех случаев типичного географического положения станций ФС и ТСВА в зависимости от относительного размещения станций ФС, как показано на рис. 7.63. На рисунке  $G_a$ ,  $G_b$ ,  $G_c$  и  $G_d$  соответствуют размещению НС ТСВА, а  $F_0$ ,  $F_a$ ,  $F_b$ , и  $F_c$  – размещению АТ и БС ФС. Расстояния между БС и АТ ФС, а также между  $F_0$  и надиром СВА приняты соответственно 2 и 50 км. В случаях, когда НС ТСВА начинает передавать сигналы на СВА или СВА – на НС ТСВА, то НС или СВА начинают детектировать каналы, используемые станциями ФС. Если СВА или НС ТСВА смогут обнаружить каналы, используемые





**Рис. 7.63**. Взаимное расположение станций ТСВА и системы типа "точка-многоточка"  $\Phi C$  (вид сверху): a -случай 1,  $\delta -$ случай 2, s -случай 3

ФС, то они могут выбрать неиспользуемые каналы и не создавать интерференцию на систему ФС.

Следующие вычисления определяют уровень обнаруживаемого сигнала, передаваемого БС или АТ ФС, и ожидаемый уровень интерференции в приемнике БС или АТ ФС в зависимости от расстояния между  $F_0$  и надиром СВА. Порог обнаружения сигнала предполагается равным повышению уровня шума на приемники НС ТСВА или СВА на 1 дБ, интерференционный критерий системы ФС предполагается равным I/N = -10 дБ.

Случай 1. Результаты вычислений для случая, когда БС или АТ  $\Phi$ С размещены в точках  $F_a$  или  $F_0$ , показаны на рис. 7.64. Из анализа полученных результатов можно отметить следующие особенности.

1. Когда АТ и БС ФС размещены в точках  $F_a$  и  $F_0$ , соответственно, то АТ ФС получает сильную интерференцию от НС ТСВА, располагаемых в  $G_a$  или  $G_c$  (рис. 7.64, e).

2. Только лишь НС ТСВА в точке  $G_a$  может обнаружить сигнал БС ФС пока d > 1 км, и поэтому ДРК может быть не осуществимым (рис. 7.64, *a*).

3. Обнаружение сигнала на СВА также будет затруднено.

4. Если система ФС использует временное разделение дуплексного канала или СВА знает пары каналов, используемые ФС при частотном разделении дуплексного канала, то ТСВА сможет получить информацию о каналах БС ФС, детек-



**Рис. 7.64.** Случай 1, когда БС ФС расположена в  $F_0$ , а АТ ФС – в  $F_a$  ( $F_x = F_a$ ): a – уровень обнаружения сигнала  $S_l$  ФС в  $F_0$ ;  $\delta$  – уровень обнаружения сигнала ФС в  $F_x$ ; s – уровень интерференции I/N от НС ТСВА на ФС ( $F_x$ ) (1 – от  $G_a$  (о); 2 – от  $G_b$  ( $\Box$ ); 3 – от  $G_c$  ( $\diamond$ ); 4 – от  $G_d$  ( $\Delta$ ); 5 – СВА ( $\times$ ); d – расстояние)

тируя сигналы АТ ФС. На рис. 7.64,  $\delta$  показано, что НС ТСВА в точках  $G_a$  и  $G_c$  могут обнаружить сигнал АТ ФС и ДРК может быть осуществимо.

5. Почти такая же ситуация имеет место, когда БС и АТ  $\Phi$ С размещены в точках  $F_a$  и  $F_0$ , соответственно;

6. Сама CBA может не создавать интерференцию на БС и АТ ФС, как показано на рис. 7.64, *в*.

**Случай 2.** Результаты вычислений для данного случая, когда БС или АТ  $\Phi$ С размещены в  $F_b$  или  $F_0$ , приведены на рис. 7.65. Из этих результатов вытекают следующие особенности.

1. Когда АТ и БС ФС размещены соответственно в точках  $F_b$  и  $F_0$ , то АТ ФС получает сильную интерференцию от НС ТСВА из точек  $G_b$  или  $G_d$  (рис. 7.65, *в*).

2. НС ТСВА в  $G_c$  или  $G_b$  может обнаружить сигнал БС ФС только пока d > 1 км, и поэтому ДРК в некоторых локациях может не быть осуществимым (рис. 7.65, a).

3. Обнаружение сигнала на СВА также будет затруднено.

4. Если система ФС использует временное разделение дуплексного канала или CBA знает пары каналов, используемые ФС при частотном разделении дуплексного канала, то TCBA может получить информацию о каналах БС ФС, детектируя сигналы АТ ФС. На рис. 7.65,  $\delta$  показано, что HC TCBA в  $G_b$  может обнаружить сигнал АТ ФС. Также HC TCBA в  $G_d$  может обнаружить этот сигнал при d < 2 км. Поэтому здесь ДРК осуществимо при d < 2 км.



**Рис.** 7.65. Случай 2, когда БС ФС расположена в  $F_0$ , а АТ ФС – в  $F_b$  ( $F_x = F_b$ ): a – уровень обнаружения сигнала  $S_l$  ФС в  $F_0$ ;  $\delta$  – уровень обнаружения сигнала ФС в  $F_x$ ; e – уровень интерференции I/N от НС ТСВА на ФС ( $F_x$ ) (1 – от  $G_a$  (o); 2 – от  $G_e$  ( $\Box$ ); 3 – от  $G_c$  ( $\diamond$ ); 4 – от  $G_d$  ( $\Delta$ ); 5 – СВА ( $\times$ ); d – расстояние)

5. Когда БС и АТ ФС расположены соответственно в  $F_b$  и  $F_0$ , то лишь НС ТСВА в  $G_b$  интерферирует на БС ФС и НС ТСВА в  $G_b$  может обнаруживать как сигнал БС ФС, так и сигнал АТ ФС. Поэтому ДРК в данном случае возможно.

6. СВА может не создавать интерференцию на БС и АТ ФС, как видно на рис. 7.65, *в*.

**Случай 3**. Результаты вычислений для случая, когда БС или АТ  $\Phi$ С размещены в точках  $F_c$  или  $F_0$ , показаны на рис. 7.66. Они указывают на следующие особенности.

1. Когда АТ и БС ФС размещены в точках  $F_c$  и  $F_0$ , АТ ФС получает сильную интерференцию от НС ТСВА из  $G_a$  или  $G_c$  (рис. 7.66, *в*).

2. НС ТСВА в  $G_c$  может обнаруживать сигнал БС ФС пока d > 1 км и поэтому ДРК может быть и не осуществимым (рис. 7.66, *a*).

3. Обнаружение сигнала на СВА также будет затруднено.

4. Если система ФС использует временное разделение дуплексного канала или CBA знает пары каналов, используемые ФС при частотном разделении дуплексного канала, то TCBA может получить информацию о каналах БС ФС, детектируя сигналы АТ ФС. На рис. 7.66,  $\delta$  показано, что НС TCBA в  $G_a$  и  $G_c$  может обнаруживать сигнал АТ ФС при d < 2 км, но не при d > 2 км. Поэтому ДРК осуществимо при d < 2 км. При d > 2 км необходимо уменьшить боковые лепестки ДН передающей антенны НС TCBA по крайней мере на 15 дБ, либо порог обнаружения несущей НС TCBA необходимо уменьшить до 0,3 дБ для того, чтобы ДРК было возможным.



**Рис. 7.66**. Случай 3, когда БС ФС расположена в  $F_0$ , а АТ ФС – в  $F_c$  ( $F_x = F_c$ ): a – уровень обнаружения сигнала  $S_I \Phi C$  в  $F_0$ ;  $\delta$  – уровень обнаружения сигнала  $\Phi C$  в  $F_x$ ; s – уровень интерференции I/N от HC TCBA на  $\Phi C$  ( $F_x$ ) (1 – от  $G_a$  (o); 2 – от  $G_e$  ( $\Box$ ); 3 – от  $G_c$  ( $\diamond$ ); 4 – от  $G_d$  ( $\Delta$ ); 5 – CBA ( $\times$ ); d – расстояние)

5. Когда БС и АТ ФС расположены в  $F_c$  и  $F_0$ , то НС ТСВА в  $G_b$ ,  $G_c$  и  $G_d$  интерферирует на БС ФС, а НС ТСВА в любом расположении может обнаруживать как сигнал БС ФС, так и сигнал АТ ФС. Поэтому ДРК в данном случае возможно.

СВА может и не создавать интерференцию на БС и АТ ФС, как показано на рис. 7.66, в.

#### 7.11.5.4. Полученные результаты

Метод ДРК во избежание интерференции от НС ТСВА на станциях  $\Phi$ С в полосе 31 ГГц осуществим при большинстве способов размещения станций систем ТСВА и  $\Phi$ С, если НС ТСВА способна обнаруживать несущие, используемые  $\Phi$ С. Для обнаружения несущих НС ТСВА могут использовать антенну и приемник, осуществляющие связь с СВА. Было определено, что обнаружение несущих на СВА непрактично, если НС ТСВА могут интерферировать на станции  $\Phi$ С. Было также определено, что в некоторых случаях НС ТСВА не может обнаружить сигнал  $\Phi$ С и интерферирует на приемники станций  $\Phi$ С. Интерференции можно избежать улучшением ДН антенн НС ТСВА с уменьшением уровня боковых и задних лепестков по крайней мере на 15 дБ либо снижением порога обнаружения несущей НС ТСВА до 0,3 дБ. Порог обнаружения несущей может быть снижен при увеличении КУ боковых и задних лепестков на несколько дБ. СВА не может создавать существенной интерференции на БС и АТ  $\Phi$ С при любом варианте размещения, так что совместная работа возможна без применения специальных методов.

## 7.12. Выводы

1. Результаты проведенного анализа в отношении совместного использования частот традиционными системами ФС и системами ФС на базе TCBA представлены в табл. 7.28 [21]. Совместное использование частот HC TCBA и станциями наземных систем ФС типа "точка-многоточка" возможно при их соседстве, если будут использоваться методы подавления интерференции, такие, например, как ДРК или координация региональными администрациями распределения частот на данной территории. Эффективным способом уменьшения интерференции между HC TCBA и системами ФС является размещение станций TCBA вне прямой видимости систем ФС. Интерферирующий сигнал задерживается зданиями и/или возвышенностями в большинстве случаев, когда две станции разных служб расположены на расстоянии более 100 км.

2. В случае, если покрытие TCBA распространяется на AT, имеющий угол места 5° (сельская местность), то это потребует отнесение, по крайней мере, на несколько сотен километров традиционной системы  $\Phi C$  от края зоны покрытия TCBA.

3. Отраженная мощность базовых станций ФС от поверхности Земли (с учетом застройки) не может вносить существенный вклад в интерференцию на CBA.

Система как источник помехи	Система, подверженная помехе	Комментарии
Традиционные системы ФС (АТ ТСВА)	АТ ТСВА (традиционные систе- мы ФС)	Совместное размещение в одной зоне невозможно. Необходимо расстояние разнесения между зонами покрытия
Традиционные системы ФС	СВА	Интерференция будет на допустимом уровне, если системы ФС расположены вне зон покрытия СВА
СВА	Традиционные системы ФС	Этот сценарий доминирует. Единственная возможность избежать интерференции – разместить традиционные системы ФС вне зоны прямой видимости аэроплатформы
Наземная станция ФСС	АТ ТСВА	Совместное использование частот будет невозможно в районах, где предвидится повсеместное обслуживание TCBA
Наземная станция ФСС	СВА	То же, кроме случая, когда наземные станции ФСС расположены на достаточ- ном расстоянии от зоны покрытия СВА

Таблица 7.28.

Окончание табл. 7.28

Система как источ- ник помехи	Система, подверженная помехе	Комментарии
АТ ТСВА	Спутник ФСС	Суммарная интерференция от АТ ТСВА будет допустимой, если нет наложения зон покрытия
CBA	Спутник ФСС	Этот сценарий не приводит к недопусти- мой интерференции

4. Совместное использование частот системами  $\Phi$ C на основе TCBA и станциями  $\Phi$ CC будет возможно лишь тогда, когда станции  $\Phi$ CC расположены вне зоны покрытия TCBA, особенно в районах, где предвидится повсеместное обслуживание TCBA.

5. Результаты исследования совместного использования частот TCBA и PAC показывают, что для предотвращения создания помех на станции PAC аэроплатформа TCBA не должна размещаться поблизости станции PAC. Это необходимо для того, чтобы избежать ситуации, когда большое количество HC TCBA направлены по азимуту на PAC. Для защиты станции PAC от станций TCBA рассчитаны расстояния разнесения между станциями. При увеличении уровня боковых лепестков станции TCBA на 6 дБ требуемое расстояние разнесения между HC TCBA и станцией PAC увеличивается в два раза.

6. Определено, что для обеспечения защищенности пассивной ССИЗ от НС ТСВА требуемая защитная полоса должна составлять 10 МГц при ширине полосы пропускания фильтра ПЧ 20,2 МГц (по уровню –3 дБ).

7. Для совместного использования частот TCBA, системами ФС и ФСС могут быть использованы следующие методы уменьшения интерференции: усовершенствование ДН антенных систем; увеличение минимального угла места АТ TCBA; ДРК; естественное экранирование; автоматическое регулирование мощности передачи.

#### Список литературы

1. *Musa S.A., Wasylkiwakyj W.* Co-channel interference of spread spectrum systems in a multiple user environment // IEEE Trans. Comm. – 1978. – COM–26, N 10. – P. 1405–1412.

2. Geist W.F. An adaptive interference cancellation system for elimination of co-located interference signals // Proc. 1977 Int. Conf. Commun., June 12–15. – 1977. – 3. – P. 273–276.

3. *Скляр Б.* Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение. – М.: Вильямс, 2003. – 1104 с.

4. Jakes W.C. Microwave mobile communications. – New York: IEEE Press, Wiley Interscience, 1994. – 360 p.

5. *Радиотехнические* системы / Ю.П. Гришин, В.П. Ипатов, Ю.М. Казаринов и др. – М.: Высш. школа, 1990. – 496 с.

6. Столлингс В. Беспроводные линии связи и сети. - М.: Вильямс, 2003. - 640 с.

7. Silver S., James H.M. Microwave antenna theory and design. - Toronto: John Wiley & Sons, Inc., 1981. - 560 p.

8. Кравчук С.А. Оптимизация зоны действия системы широкополосного доступа в условиях совместного использования частот системами наземной и спутниковой фиксированной служб // Матер. 15-й Междунар. конф. КрыМиКо'2005 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 12–16 сентября 2005 г., Севастополь, Крым, Украина. – Севастополь: Вебер, 2005. – С. 70–71.

9. *Kincaid D., Cheney W.* Numerical analysis mathematics of scientific computing. – Belmont: Brooks/Cole Publishing Company Pacific Grove, California, 1991. – 690 p.

10. Поршнев С.В. Вычислительная математика. Курс лекций. - СПб.: БХВ-Петербург, 2004. - 320 с.

11. Ильченко М.Е., Кайденко Н.Н., Кравчук С.А. Особенности построения сетей широкополосного радиодоступа на базе технологии WiMax // Матер. 16-й Междунар. конф. КрыМиКо'2006 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 11–15 сент. 2006 г., Севастополь, Крым, Украина. – Севастополь: Вебер, 2006.

12. *IEEE* 802.16 Broadband wireless access working group, channel models for fixed wireless applications. - IEEE 802.16.3c-01/29r4, July 2001. - 10 p.

13. Кравчук С.А. Сравнение результатов теоретических и экспериментальных исследований частотно-территориального планирования сотовой сети на основе систем широкополосного радиодоступа в условиях городской застройки // Матер. 16-й Междунар. конф. КрыМиКо'2006 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 11–15 сент. 2006 г., Севастополь, Крым, Украина. – Севастополь: Вебер, 2006.

14. Быстров Р.П., Самойлов С.И., Соколов А.В. Применение миллиметровых волн в системах связи // Зарубежная радиоэлектроника. – 1999. – № 10. – С. 60–70.

15. *Кудрявцев Г.Г., Литвиненко В.В.* Современные тенденции в освоении *Ка* диапазона системами спутниковой связи // Электросвязь. – 1998. – № 4. – С. 4–7.

16. Динтельманн Ф. Целесообразность, особенности и перспективы использования диапазонов частот 20/30 ГГц и более для спутниковых систем // Электросвязь. – 1996. – № 7. – С. 35–40.

17. Лившиц И.И., Рожков В.М., Рябов Б.А. Использование ИСЗ для связи в диапазоне миллиметровых волн // Зарубежная радиоэлектроника. – 1987. – № 5. – С. 41–60.

18. Кравчук С.А., Липатов А.А. Современные телекоммуникационные технологии диапазона миллиметровых волн // Матер. 12-й Междунар. конф. КрыМиКо'2002 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 9–13 сент. 2002 г., Севастополь, Крым, Украина. – Севастополь: Вебер, 2002. – С. 41–42.

19. *Global* satellite communications technology and systems / J.N. Pelton, P. Chair, A.U. Mac Rae, P. Chair et al. – Baltimore: WTEC, ITRI, 1998. – 360 p.

20. *Milas V., Koletta M., Constantinou P.* Interference analysis between fixed satellite service systems and fixed service using high altitude platform stations in the V-band // COST 280 "Propagation Impairment Mitigation for Millimetre Wave Radio Systems", MC#5 Meeting and Joint Workshop with COST272, ESTEC, 4–7 May 2003, Malven. – UK, 2003. – P.45–52.

21. Кравчук С.А. Исследование возможности совместного использования частот телекоммуникационными системами на основе высотных аэроплатформ и традиционными системами фиксированной, фиксированной спутниковой и радиоастрономической службами // Матер. 16-й Междунар. конф. Кры-МиКо'2006 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 11–15 сент. 2006 г., Севастополь, Крым, Украина. – Севастополь: Вебер, 2006. – С. 326–327.

# ГЛАВА 8

# МЕЖПЛАТФОРМЕННЫЕ ЛИНИИ СВЯЗИ И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ

# 8.1. Общие положения

Развитие межплатформенных линий связи (МЛС) для построения перспективных космических телекоммуникационных систем, где в качестве платформы используется космический аппарат, стало важной задачей настоящего времени [1–4]. Для TCBA, как и для спутниковых систем организация межплатформенных линий связи имеет большое значение (рис. 8.1). Под межплатформенной линией связи может подразумеваться как линия CBA–CBA, так и CBA–спутниковый ретранслятор.



Рис. 8.1. Объемное представление МПЛ между СВА на базе самолетов и их зон действия

Для межспутниковой радиосвязи МСЭ выделил специальные регламентированные частоты, приведенные в табл. 8.1. Частоты МЛС действующих в настоящее время некоторых спутниковых систем указаны в табл. 8.2. Длины волн для оптической межспутниковой связи, которые в настоящее время используются в экспериментальных космических системах, приведены в табл. 8.3.

Так как аэроплатформы являются пространственно под-

вижными платформами, которые находятся на определенной высоте над поверхностью Земли, МПЛ между ними могут рассматриваться как аналоги спутниковых МПЛ, и, следовательно, частотные диапазоны, выделенные для межспутниковой связи, и все вытекающие отсюда требования по совместному использованию частот могут быть отнесены и к межаэроплатформенным линиям связи.

Диапазон частот, ГГц	Полоса рабочих частот, МГц	Код диапазона
22,5523,55	1000	ISL-23
24,4524,75	300	<i>ISL</i> -24
25,2527,5	2250	<i>ISL</i> -25
3233	1000	<i>ISL</i> -32
54,2558,2	3950	<i>ISL</i> -56
5964	5000	<i>ISL</i> -60
6571	6000	<i>ISL</i> -67
116134	18000	<i>ISL</i> -125
170182	12000	_
185190	5000	_

Таблица 8.1. Регламентированные МСЭ частоты межспутниковой радиосвязи

Таблица 8.2. Частоты межспутниковых линий связи действующих спутниковых систем

Частоты межспутниковых линий связи, ГГц	Спутниковая система	Первые запуски, год
3638	<i>LES</i> -8 и <i>LES</i> -9	1976
2,0, 13,8 и 15	<i>TDRS</i> 16	1983
23	Iridium	1997
2,0, 2,3, 23 и 32, лазер	ETS-6	1994
2,0, 13,8 и 15	ETS-7	1997
2	COMETS	1998
23 и 25	ADEOS	1998
59	Globalstar	1998

*Таблица 8.3.* Длины волн для оптической межспутниковой связи

Длина волны,	Лазерный источник излучения с
мкм	диодной накачкой с <i>Nd</i> на:
1,0640,503	алюмо-иттриевом гранате (YAG)
1,31,5	InGaAsP
0,8	AlGaAs

При этом особенности МЛС ТСВА, в отличие от межспутниковых, заключаются в следующем:

 – близость поверхности Земли и облачности;

 – радиолинии могут иметь длины от десятков до тысяч километров;

 – большие возможности по вертикальной структуризации ар-

хитектуры многоуровневых сетей на основе МЛС;

– возможность создания МЛС малой протяженности между СВА позволяет образовывать многопролетные полнодоступные узловые сети.



# 8.2. Геометрия межплатформенных линий связи

Рис. 8.2. Взаимное расположение аэроплатформ по высоте в одной плоскости

Если бы Земля не имела никакой атмосферы, то ограничением прямой видимости между двумя платформами была бы линия горизонта. Однако, для микроволновой антенны с широкой диаграммой направленности или для оптической лазерной системы необходимо учитывать приземную зону облачности (рис. 8.2). Высота зоны  $h_w$ представляет собой расстояние от поверхности Земли, в пределах которого линия межплатформенной связи будет подвержена атмосферным и гидрометеорным поглощениям или рассеяниям, а также увеличению шумовой температуры из-за шумов земной поверхности, попадающих в луч антенны. Поэтому для реализации межплатформенной связи важно оценить значение высоты  $h_w$ .

Наиболее общую форму имеют

тонкие и очень тонкие перистые облака верхнего яруса. Перистые облака представляют собой смесь водяных паров и мельчайших кусочков льда, находящуюся на высоте 8...16 километров при температуре около –70° С. Перистые облака играют важную роль в формировании земного климата. Они создают парниковый эффект, удерживающий тепло, проникающее на Землю вместе с солнечным излучением. Перистые облака наблюдаются при хорошей погоде и в точке с восходящими потоками воздуха. На микроволновое излучение перистые облака не оказывают практически никакого влияния из-за пренебрежимо малого в них затухания электромагнитных волн. Однако, перистые облака ощутимо влияют на энергетику оптических систем связи, вызывая рассеяние проходящих через них лазерных лучей. Поэтому для бесперебойной работы оптических межплатформенных систем связи необходимо, чтобы линия оптической трассы проходила выше расположения перистых облаков.

Максимальное расстояние между аэроплатформами, или аэроплатформой и ИСЗ, расположенными на высотах  $h_1$  и  $h_2$  при сферической модели Земли составляет

$$D_{\max} = \sum_{i=1,2} \left[ \left( R_3 + h_i \right)^2 - \left( R_3 + h_w \right)^2 \right]^{1/2},$$

где  $h_w$  – высота возможного появления облачности;  $R_3$  – радиус Земли.

При этом угол между надиром верхней платформы и направлением на нижнюю платформу

$$\gamma_{\max} = \arcsin[(R_3 + h_1)/(R_3 + h_2)],$$

а угол между надирами платформ

$$\alpha_m = \sum_{i=1,2} \arccos\left(\frac{R_3 + h_w}{R_3 + h_i}\right).$$

Тогда наземное расстояние между подплатформенными точками равно

$$l_{\max} = \alpha_m R_3$$
.

Зависимость максимального расстояния между аэроплатформами от разности высот их расположения  $h_2 - h_1$  для ряда значений  $h_w$  представлена на рис. 8.3. На рисунке видно, как сильно ограничивает расстояние между платформами наличие облачного приземного слоя  $h_w$ .

Отсюда также можно рассчитать  $l_{max}$  в зависимости от значений  $h_w$  (рис. 8.4).



**Рис. 8.3.** Зависимость максимального расстояния между аэроплатформами от разности высот расположения платформ  $h_2 - h_1$ :  $h_1 = 20$  км;  $R_3 = 6378$  км;  $h_w$  равна: I - 0 км; 2 - 2 км; 3 - 4 км; 4 - 6 км; 5 - 8 км; 6 - 10 км; 7 - 12 км; 8 - 14 км



**Рис. 8.4.** Зависимость наземного расстояния между подплатформенными точками от минимального зазора радиолинии над поверхностью Земли при следующих значениях высот зависания аэроплатформ  $h_2 - h_1 = h_0$ , км: 1 - 16; 2 - 18; 3 - 20; 4 - 22; 5 - 24; 6 - 26; 7 - 28

# 8.3. Эффект Доплера между аэроплатформами

В результате относительного движения передатчика и приемника, располагаемых на разных платформах, возникает эффект Доплера, состоящий в отклонении частоты, воспринимаемой приемником, от частоты сигнала, переданного передатчиком. Если пренебречь эффектами второго и более высоких порядков, то относительное смещение частоты  $\Delta f/f_0$  равно  $V_D/c_0$ , где  $V_D$  – относительная доплеровская скорость;  $f_0$  – номинальная частота;  $c_0$  – скорость света.

Относительное доплеровское смещение частоты для двух баражирующих на одной высоте аэроплатформ (рис. 8.5) можно определить по выражению

$$\Delta V_D / c_0 = [v_1 \sin(\alpha_1 - \gamma) + v_2 \cos(\alpha_2 - \gamma - 3\pi/2)]/c_0,$$



Рис. 8.5. Расположение в одной плоскости двух баражирующих аэроплатформ (вид сверху)

где  $v_1$  и  $v_2$  – линейные скорости движения CBA1 и CBA2, соответственно;  $\alpha_i = tv_i/R_i$ , i = 1,2; t – время;  $R_1$  и  $R_2$  – радиусы баражирования CBA1 и CBA2;  $\gamma = \arctan[(R_1 \sin \alpha_1 + R_2 \sin \alpha_2)/(R_1 \cos \alpha_1 + R_2 \cos \alpha_2 - L)]$ ; L – расстояние меж-

ду центрами окружностей баражирования аэроплатформ. При этом период одного обращения аэроплатформ по своим окружностям баражирования составляет  $\tau_i = 2\pi R_i / v_i$ .

Результаты расчетов относительного доплеровского смещения для случая двух находящихся на одной высоте аэроплатформ, одна из которых изменяет скорость своего движения от 150 до 250 км/ч, представлены на рис. 8.6. На рисунке видно, что доплеровское смещение частоты в пределах одного периода  $\tau$  имеет колебательный характер в виде синусоиды, амплитуда и период которой зависят от скорости движения платформы и радиуса окружности баражирования. Амплитуды синусоид

тем больше, чем больше скорости движения платформ, а нулевые значения доплеровского смещения наблюдаются в точках начала, середины и конца периода т, когда векторы скоростей СВА параллельны друг другу и перпендикулярны к линии, соединяющей СВА между собой. Уменьшить эффект Доплера без изменения скоростей движения аэроплатформ можно за счет увеличения радиуса баражирования. В случае синхронного баражирования аэроплатформ  $(v_1 = v_2, R_1 = R_2 \, \text{M} \, d\alpha_1/dt = d\alpha_2/dt)$ расстояние между ними не изменяется и, следовательно, эффект Доплера отсутствует.



**Рис. 8.6.** Временная зависимость относительного доплеровского смещения для двух баражирующих аэроплатформ за один период облета:  $v_1 = 150$  км/ч;  $v_2$  принимает значения: 150 км/ч (кривая *3*); 200 км/ч (кривая *2*); 250 км/ч (кривая *I*); L = 100 км;  $R_1 = R_2 = 1$  км

Определим доплеровское смещение частоты для двух платформ CBA1 и CBA2 (или ИСЗ), располагаемых на разных высотах  $h_1$  и  $h_2$ , но в одной плоскости (рис. 8.2). Общая длительность движения в зоне видимости между платформами составляет

$$t_{pass} = \alpha_m / (\omega_s + \omega_p)$$
,

где  $\alpha_m$  – максимальное угловое расстояние между платформами;  $\omega_s$  и  $\omega_p$  – циклические скорости движения нижней и верхней платформ, соответственно.

Максимальное значение скорости доплеровского смещения достигается при расстоянии между платформами

$$D_{mD} = [(R_3 + h_1)^2 - (R_3 + h_2)^2]^{1/2}$$

и составляет

$$V_{D\max} = -\left(v_p + v_s \frac{R_3 + h_1}{R_3 + h_2}\right),$$

где  $v_p$  и  $v_s$  — линейные скорости движения нижней и верхней платформ, соответственно.

Изменение во времени доплеровского сдвига частот при движении платформ в одной плоскости по уменьшающемуся угловому расстоянию α можно описать следующим выражением:

$$V_D = -v_s \sin(\varphi) - v_p \sin(\alpha + \varphi),$$

где  $\varphi = \arcsin[(R_3 + h_1)\sin(\alpha)/D]; \quad \alpha = \alpha_m - t(\omega_s + \omega_p); \quad D = [(R_3 + h_1)^2 + (R_3 + h_2)^2 - 2(R_3 + h_1)(R_3 + h_2)\cos(\alpha)]^{1/2}.$ 

Временная (длительностью 2*t*<sub>pass</sub>) расчетная зависимость относительного доплеровского смещения для межплатформенной линии связи между аэроплатформами, располагаемыми на разных высотах при одинаковых скоростях движения плат-





форм и  $h_w = 10$  км, представлена на рис. 8.7. Зависимость относительного доплеровского смещения от времени, приведенного к периоду  $t_{pass}$ , для межплатформенной линии связи между аэроплатформой, располагаемой на  $h_1 = 20$  км ( $h_w = 10$  км;  $v_1 = 150$  км/ч), и спутником, движущимся по низким и средним орбитам, показана на рис. 8.8.

 $V_D \cdot 10^{5/} c_0$ 

**Рис. 8.8.** Зависимость относительного доплеровского смещения от времени, приведенного к периоду  $t_{pass}$ , для межплатформенной линии связи аэроплатформа  $(h_1 = 20 \text{ км}; h_w = 10 \text{ км}, v_1 = 150 \text{ км/ч})$ -спутник (орбиты спутника, км: I - 700; 2 - 1000; 3 - 1500; 4 - 5000; 5 - 10000; 6 - 15 000)

# 8.4. Метод определения расстояния координации совместного использования одной частоты на радиолиниях СВА–спутник и спутник–спутник

Метод может быть использован для диапазонов частот, предназначенных для межспутниковой связи (*ISL bands*). Геометрия рассматриваемого сценария для определения координационного расстояния при совместном использовании одной частоты на радиолиниях CBA-спутник и спутник-спутник представлена на рис. 8.9. Рис. 8.9 иллюстрирует момент времени, когда  $S_{CBA}$  располагается на линии визира между  $S_{G1}$  и  $S_{G3}$ . Если угол  $\theta \ge \pm 3^{\circ}$  и линия  $S_{G1}S_{G3}$  не пересекает линию движения аэроплатформы, то определение расстояния координационного расстояния, которое определяется расстояниями  $S_{G1}S_{G2}$ ,  $S_{CBA}S_{G3}$ ,  $S_{G1}S_{G3}$  и  $S_{CBA}S_{G2}$ , а также углами отклонения от оси  $\varphi_{G1}$ ,  $\varphi_{G2}$  и  $\varphi_{N1}$ . Если линия  $S_{G1}S_{G3}$  пересекает линию движения аэроплатформы, то угол  $\varphi_{N2} = 0^{\circ}$ . ЭИИМ на 1 МГц *E* каждой радиолинии между  $S_{G1}$  и  $S_{G2}$ ,  $S_{CBA}$  и  $S_{G3}$  в каждом направлении передачи рассчитывается

вычитанием 10lg(ширины полосы несущей в МГц) из действующей ЭИИМ несущей. Отношение несущая/помеха *С*/*I* определяется следующим образом:

$$\begin{split} (C/I)_{G1} &= E_{G2} - E_{N2} + D_T(\phi_{N2}) + D_R(\phi_{G1}) + 20 \lg[(S_{G3}S_{G1})/(S_{G2}S_{G1})], \text{ db }; \\ (C/I)_{G2} &= E_{G1} - E_{N1} + D_T(\phi_{N1}) + D_R(\phi_{G2}) + 20 \lg[(S_{CBA}S_{G2})/(S_{G1}S_{G2})], \text{ db }; \\ (C/I)_{CBA} &= E_{N2} - E_{G2} + D_T(\phi_{G2}) + D_R(\phi_{N1}) + 20 \lg[(S_{G2}S_{CBA})/(S_{G3}S_{CBA})], \text{ db }; \\ (C/I)_{N2} &= E_{N1} - E_{G1} + D_T(\phi_{G1}) + D_R(\phi_{N2}) + 20 \lg[(S_{G1}S_{G3})/(S_{CBA}S_{G3})], \text{ db }, \end{split}$$



Рис. 8.9. Геометрия сценария для определения координационного расстояния: *1* – спутниковая орбита (геостационарная); *2* – орбита (высота над поверхностью Земли) движения аэроплатформы; *3* – поверхность Земли; *4* – аэроплатформа

где  $D_{T}$  – разность КУ по оси симметрии главного лепестка ДН и КУ при угле отклонения от оси главного лепестка антенны, передаваемой помеху, дБ;  $D_{R}$  – разность КУ по оси симметрии главного лепестка ДН и КУ при угле отклонения от оси главного лепестка антенны, принимаемой помеху, дБ. Так как линия  $S_{G1}S_{G3}$ пересекает кривую движения аэроплатформы,  $D_T(\phi_{N2}) = D_R(\phi_{N2}) =$ = 0 дБ для каждой радиолинии СВАспутник и спутник-спутник. Здесь используются ДН антенн, предложенные в Рекомендации МСЭ-Р S.672.

Когда все четыре значения C/I будут больше или равны пороговому значению, координация не требуется. Если хотя бы одно значение C/I будет меньше порогового, то координация необходима. Верхнее значение по-

#### рога для межплатформенной радиолинии C/N = 30 дБ.

Для расчета *С*/*I* требуются также следующие переменные:

$$S_{G1}S_{G2} = [2 \times (42162)^2 \times \{1 - \cos(\alpha)\}]^{0.4}$$

$$\angle OS_{G1}S_{G2} = \arcsin[(42162) \times \sin(\alpha) / (S_{G1}S_{G2})];$$

И

$$S_{G1}S_{G3} = [2 \times (42162)^2 \times \{1 - \cos(\alpha \pm \theta)\}]^{0.5}$$

И

$$\angle OS_{G1}S_{G3} = \arcsin[(42162) \times \sin(\alpha \pm \theta) / (S_{G1}S_{G3})],$$

где  $OS_{G1} = OS_{G2} = OS_{G3} = 42162$  км;  $OS_{CBA} = (6376 + h)$ , км; h — высота полета аэроплатформы, км.

В последнем множителе выражения для  $S_{G1}S_{G3}$  знак (+) ставится, если  $S_{G3}$  находится вне дуги между  $S_{G1}$  и  $S_{G2}$  (дуга определяется углом  $\theta$ ), и ставится знак (-), если  $S_{G3}$  попадает внутрь данной дуги. Тогда

$$\varphi_{G1} = \pm (\angle OS_{G1}S_{G2} - \angle OS_{G1}S_{G3}) = \theta/2.$$

Если линия  $S_{G1}S_{G3}$  пересекает кривую движения аэроплатформы, получаем выражения

$$\begin{split} \angle OS_{\rm CBA}S_{G1} &= \arcsin\left[(42162) \times \sin\left(\angle OS_{G1}S_{G3}\right) / (6376 + h)\right]; \\ \angle S_{G1}OS_{\rm CBA} &= 180^{\circ} - \angle OS_{G1}S_{G3} - \angle OS_{\rm CBA}S_{G1}; \\ S_{G1}S_{\rm CBA} &= \left[(42162)^2 + (6376 + h)^2 - 2 \times (42162) \times (6376 + h) \times \cos\left(\angle S_{G1}OS_{\rm CBA}\right)\right]^{0.5}; \\ S_{\rm CBA}S_{G3} &= S_{G1}S_{G3} - S_{G1}S_{\rm CBA}; \\ S_{\rm CBA}S_{G2} &= \left[(S_{G1}S_{\rm CBA})^2 + (S_{G1}S_{G2})^2 - 2(S_{G1}S_{\rm CBA}) \times (S_{G1}S_{G2}) \times \cos\left(\varphi_{G1}\right)\right]^{0.5}; \\ \varphi_{G2} &= \arcsin\left[(S_{G1}S_{\rm CBA}) \times \sin\left(\varphi_{G1}\right) / (S_{\rm CBA}S_{G2})\right]; \\ \varphi_{N1} &= \varphi_{G1} + \varphi_{G2}; \ \varphi_{N2} &= \angle S_{G1}S_{G3}S_{\rm CBA} = 0^{\circ}. \end{split}$$

Получим выражения для случая, когда угол  $\theta < 3^{\circ}$  и линия  $S_{G1}S_{G3}$  не пересекает траекторию движения СВА.

При расположении  $S_{CBA}$  вне линии  $S_{G1}S_{G3}$  зафиксируем место  $S_{CBA}$  как можно ближе к линии  $S_{G1}S_{G2}$  при перпендикулярности отрезка  $OS_{CBA}$  к линии  $S_{G1}S_{G2}$ . Тогда

$$S_{G1}S_{CBA} = [(42162)^2 + (6376 + h)^2 - 2 \times (42162) \times (6376 + h) \times \cos(\angle S_{G1}OS_{CBA})]^{0.5};$$

 $\sqrt{2}$   $\sqrt{2}$   $\sqrt{2}$   $\sqrt{2}$   $\sqrt{2}$ 

$$\angle S_{G3}OS_{CBA} = \alpha/2 \pm \theta;$$

$$S_{CBA}S_{G3} = [(42162)^2 + (6376 + h)^2 - 2 \times (42162) \times (6376 + h) \times \cos(\angle S_{G3}OS_{CBA})]^{0,5} = [(42162)^2 + (6376 + h)^2 - 2 \times (42162) \times (6376 + h) \times \cos(\alpha/2 \pm \theta)]^{0,5};$$

$$S_{CBA}S_{G2} = S_{CBA}S_{G1} = \{[42162 \times \cos(\alpha/2) - (6376 + h)]^2 + [S_{G1}S_{G2} / 2]^2\}^{0,5};$$

$$\varphi_{G2} = \arccos[(S_{G1}S_{G2} / (2 \times S_{CBA}S_{G2})];$$

$$\begin{split} \varphi_{N1} &= 180^{\circ} - (90^{\circ} - \varphi_{G2}) - \angle OS_{\text{CBA}}S_{G3} = 90^{\circ} + \varphi_{G2} - \arcsin\{[42162 \cdot \sin(\alpha/2 \pm \theta)]/(S_{\text{CBA}}S_{G3})\};\\ \varphi_{N2} &= \angle S_{G1}S_{G3}S_{\text{CBA}} = \arcsin\{[S_{G1}S_{\text{CBA}} \times \sin(\varphi_{G1} \pm \varphi_{G2})]/(S_{\text{CBA}}S_{G3})\}. \end{split}$$

В этих выражениях знак (+) ставится, если  $S_{G3}$  находится внутри дуги между  $S_{G1}$  и  $S_{G2}$ , и знак (-) при условии, что  $S_{G3}$  будет вне этой дуги.

# 8.5. Построение сети посредством МЛС

Использование аэроплатформ в МЛС открывает широкие возможности построения пространственных сетей на основе платформ разных уровней: аэроплат-





Рис. 8.10. Уровни в сети СВА на основе МЛС: 1 – спутника; 2 – аэроплатформ верхнего уровня (20...30 км); 3 – аэроплатформ среднего уровня (выше 12 км); 4 – привязных аэростатов; 5 – поверхности Земли (сплошными прямыми обозначены связи горизонтального уровня, а штриховыми – МЛС вертикальных связей между уровнями)

Рис. 8.11. Представление СВА как узловой ячейки в сети на основе МЛС с горизонтальными связями между аэроплатформами одного уровня и вертикальными связями между аэроплатформами разных уровней, или между СВА и спутником

форм и спутников (рис. 8.10). При этом CBA может быть представлена как узловая ячейка в сети на основе МЛС с горизонтальными связями между аэроплатформами одного уровня и вертикальными связями между аэроплатформами разных уровней, или между CBA и спутником (рис. 8.11).

## 8.5.1. Одноуровневая полнодоступная узловая сеть

Аэроплатформы одного уровня посредством МЛС могут образовывать многопролетные полнодоступные узловые беспроводные сети (МПУС) (mesh networks) [5– 7]. Рассмотрим простейшую МПУС одного уровня, состоящую из NM аэроплатформ, которые соединены посредством двунаправленных линий связи. Такую структуру можно смоделировать как M рядов из N платформ (рис. 8.12). Для такой сети матрица смежности однопролетных соединений, в которой 1 находится в элементе (*i*, *j*), где есть соединение от узла *i* к узлу *j*, и вводится 0, если от узла *i* к узлу *j* нет соединения, размерностью  $NM \times NM$  имеет следующий вид:

$$A_{M \times N} = \begin{vmatrix} A_N & I_N & 0 & \cdots & 0 \\ I_N & A_N & I_N & \cdots & 0 \\ 0 & I_N & A_N & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & \cdots & A_N \end{vmatrix},$$

где  $I_N$  — единичная матрица размерностью  $N \times N$ ;  $A_N$  — матрица смежности для отдельного ряда из N платформ, соединенных в тандем. Матрица  $A_N$  состоит из нулевых элементов, за исключением N-1 единичных элементов в первой верхней диагонали и N-1 единичных элементов в первой нижней диагонали, например:

$$A_5 = \begin{vmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{vmatrix}.$$

Однопролетное соединение сети, определяемое как часть NM(NM - 1) возможных действующих линий связи, является суммой элементов  $A_{M \times N}$ , разделенных на NM(NM - 1)

$$\frac{M \times 2(N-1) + 2(M-1) \times N}{NM(NM-1)} = \frac{2[M(2N-1) - N]}{NM(NM-1)}.$$



Рис. 8.12. Одноуровневая (горизонтальная) многопролетная полнодоступная узловая сеть СВА с МЛС

Однопролетное соединение также может быть определено как минимальное количество линий связи, необходимое для того, чтобы обеспечить бесперебойное соединение каждой из пар узлов. Расстояния пролетов для возможных пар узлов могут быть представлены как элементы многопролетной матрицы соединений. Такая многопролетная матрица соединений для МПУС сети с M рядами из N элементов будет иметь следующий вид:

$$C_{M \times N} = \begin{vmatrix} C_N & C_N + U_N & C_N + 2U_N & \cdots & C_N + (M-1)U_N \\ C_N + U_N & C_N & C_N + U_N & \cdots & C_N + (M-2)U_N \\ C_N + 2U_N & C_N + U_N & C_N & \cdots & C_N + (M-3)U_N \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ C_N + (M-1)U_N & C_N + (M-2)U_N & C_N + (M-3)U_N & \cdots & C_N \end{vmatrix},$$

где  $U_N$  – матрица единиц размерностью  $N \times N$ ;  $C_N$  – матрица соединений для ряда из N узлов:

	0	1	2	3	4		N-1	
	1	0	1	2	3		<i>N</i> – 2	
	2	1	0	1	2		<i>N</i> – 3	
$C_N =$	3	2	1	0	1		N-4	
	4	3	2	1	0		N – 5	
	:	÷	÷	÷	÷	·.	÷	
	N-1	N-2	N-3	N-4	N-5		0	

Элементы матрицы на k-й верхней и k-й нижней диагоналях все равны k (1, 2, ..., N - 1). Например, матрица соединений для МПУС с тремя рядами по четыре узла в каждом ряду

	0	1	2	3	1	2	3	4	2	3	4	5	
<i>C</i> <sub>3×4</sub> =	1	0	1	2	2	1	2	3	3	2	3	4	
	2	1	0	1	3	2	1	2	4	3	2	3	
	3	2	1	0	4	3	2	1	5	4	3	2	
	1	2	3	4	0	1	2	3	1	2	3	4	
	2	1	2	3	1	0	1	2	2	1	2	3	
	3	2	1	2	2	1	0	1	3	2	1	2	•
	4	3	2	1	3	2	1	0	4	3	2	1	
	2	3	4	5	1	2	3	4	0	1	2	3	
	3	2	3	4	2	1	2	3	1	0	1	2	
	4	3	2	3	3	2	1	2	2	1	0	1	
	5	4	3	2	4	3	2	1	3	2	1	0	

имеет размерность 12×12.

Максимальное расстояние пролета между парой узлов сети составляет N + M - 2. Среднее расстояние пролета является суммой элементов матрицы  $C_{M \times N}$ , деленной на NM(NM - 1). Среднее значение расстояния пролета для МПУС

$$\overline{s} = \|C_{M \times N}\|_+ / [NM(NM - 1)].$$

Здесь  $\|C_{M \times N}\|_{+}$  – сумма элементов матрицы  $C_{M \times N}$ , равная

$$\|C_{M \times N}\|_{+} = M^{2} \|C_{N}\|_{+} + 2\|U_{N}\|_{+} [(M-1) \cdot 1 + (M-2) \cdot 2 + ... + 2 \cdot (M-2) + 1 \cdot (M-1)],$$
  
rge  $\|U_{N}\|_{+} = N^{2}$ , a

$$\|C_N\|_{+} = 2\sum_{k=1}^{N-1} (N-k)k = 2N\sum_{k=1}^{N-1} k - 2\sum_{k=1}^{N-1} k^2 =$$
$$= 2N \cdot \frac{1}{2}(N-1)N - 2 \cdot \frac{1}{6}(N-1)N(2N-1) = N(N-1)\left(\frac{N+1}{3}\right)$$

Коэффициент  $\|U_N\|_+$  определяется из  $\|C_N\|_+$  заменой N на M. Тогда

$$\|C_{M\times N}\|_{+} = M^{2} \cdot N(N-1)\left(\frac{N+1}{3}\right) + N^{2} \cdot M(M-1)\left(\frac{M+1}{3}\right) = NM(NM-1)\left(\frac{N+M}{3}\right).$$

В этом случае среднее значение расстояния пролета

$$\overline{s} = (N + M)/3.$$

# 8.5.2. Эстафетная передача сопровождения наземных терминалов в подвижной сети CBA

Важной характеристикой сети CBA на базе МЛС является возможность изменения топологии сети со временем. В отличие от геостационарных платформ многие аэроплатформы, особенно на базе самолетов, двигаются с разными скоростями (являются мобильными). Наземные терминалы вынуждены переключать свои соединения на аэроплатформу, которая находится в зоне прямой видимости терминала. Такая операция называется хендовером и означает эстафетную передачу сопровождения терминала.

Путь между двумя наземными терминалами через МЛС может изменяться при наличии хендовера. Простейшим способом изменения пути является его расширение посредством использования новой аэроплатформы. Если новый путь окажется длиннее старого, он не будет оптимальным для связи, поэтому при каждом хендовере необходима перемаршрутизация, чтобы оценить наилучший путь в настоящий момент времени.

Хендовер и перемаршрутизация изменяют число аэроплатформ в пути. Это вызывает удлинение или укорочение пути и изменение в нем величины задержки сигнала. На рис. 8.13 показан пример, где новый путь короче, чем старый. В процессе работы хендовера передающий терминал начинает использовать аэроплатформу *B*, при этом количество аэроплатформ между терминалами уменьшится с четырех до трех. Видно, что топология сети CBA зависит от стратегии хендовера и маршрутизации, которые должны выбираться с учетом обеспечения требуемого качества обслуживания.



**Рис. 8.13.** Изменение количества пролетов МЛС между передаваемым и принимаемым терминалами: *а* – между терминалами 4 аэроплатформы; *б* – между терминалами 3 аэроплатформы (*1* – передающий терминал; *2* – аэроплатформа; *3* – МЛС; *4* – принимающий терминал; *5* – направление движения аэроплатформ

Переупорядочение пакетов вызывает дополнительную быструю повторную их передачу [8], алгоритм которой для *TCP* можно упрощенно выразить следующим образом:

1) приемник определяет, принят ли пакет надлежащим образом или нет;

2) если пакет некоторого номера не принят, то приемник будет посылать назад отправителю сообщение о получении ACK (acknowledgement) на этот номер до тех пор, пока не получит его пакет;

3) отправитель повторно посылает пакет тогда, когда приемник пришлет ему не менее трех *ACK* на этот пакет;

4) после повторной передачи отправитель уменьшает размер окна.

Так как отправитель рассматривает более чем три дубликата *ACK*, которые подтверждают потерю пакета, он уменьшает размер окна, чтобы смягчить перегрузку канала связи. Однако, в рассматриваемом случае дубликаты *ACK* посылаются вследствие перемаршрутизации пакетов, а не из-за перегрузки или сбоев на линии связи, чего отправитель не знает и снова уменьшает размер окна.

Рассмотрим пример такой излишней быстрой повторной передачи (рис. 8.14). Здесь отправитель и получатель соединены через МЛС между двумя СВА A и B. Связь происходит по следующему пути: отправитель – СВА A – СВА B – получатель. Примем также, что других трафиков на данном пути нет. Тогда процесс быстрой повторной передачи будет происходить следующим образом. Вначале отправитель посылает пакеты от 1 до 4 (рис. 8.14, a). Затем, после того как пакет 1 ушел от СВА A, происходят погодные неурядицы в зоне СВА B, которые ухудшают связь на радиолинии СВА B–получатель, и, следовательно, срабатывает хендовер (рис. 8.14,  $\phi$ ). Получателю подключают линию связи с СВА A, и путь между терминалами стано-



**Рис. 8.14.** Сценарии излишней быстрой повторной передачи: *a* – первоначальное соединение; *б* – соединение после хендовера; *в* – начало быстрой повторной передачи; *е* – два дубликата пакета 1 посланы одному получателю

вится отправитель—CBA A—получатель. В то же время пакет 1 продолжает движение к CBA B, а пакеты 2...4 идут по указанному пути к получателю. Тогда пакеты 2...4 будут приняты получателем существенно раньше, чем придет пакет 1.



Рис. 8.15. Временная диаграмма связи между отправителем и получателем

В результате получатель начинает посылать назад дубликаты ACK, информируя отправителя о неполученном еще пакете 1 (рис. 8.14, e). На рис. 8.15 представлена временная диаграмма связи между отправителем и получателем. Когда отправитель получает три дубликата ACK, он интерпретирует это как потерю пакета 1. Поэтому он осуществляет повторную передачу пакета 1 и уменьшает размер окна (рис. 8.14, e). Однако, реально пакет 1 не был потерян, и поэтому повторная передача является излишней.

Причиной изменения времени распространения сигнала в оба конца

*RTT* (*Round-Trip Time*) и принятия дубликатов *ACK* является либо перегрузка (сбой) линии, либо изменение маршрутизации. Поэтому приобретает важность разработка метода определения изменения числа пролетов МЛС для предотвращения быстрой повторной передачи.

Предлагаемый метод состоит из двух частей. Первая часть определяет изменение пути между терминалами с разным числом пролетов путем оценки поля времени существования *TTL* (*Time To Live*) в заголовках *IP*. Вторая часть предназначена для предотвращения излишней быстрой повторной передачи путем откладывания (приостановления) передачи дубликатов *ACK*, основываясь на наблюдениях за количеством пролетов. Рассмотрим эти части более подробно.

В общем случае *TTL* используется для ограничения времени существования пакета. На практике значение пакета уменьшается всякий раз, когда пакет проходит маршрутизатор. Когда пакет обнуляется, он удаляется маршрутизатором. Используя *TTL* информацию в каждом пакете *TCP* соединения, можно определять количество платформ, которые прошел пакет.

Обозначим через  $TTL_i$  действующее значение TTL *i*-го пакета, который был принят приемником, а через  $TTL_0$  – инициализирующее значение  $TTL_i$ . Тогда можно записать  $TTL_i = TTL_0 - HAP_i$ , где  $HAP_i$  – количество платформ, которые прошел пакет. В момент принятия (*i* + 1) пакета разность  $TTL_{i+1}$  и  $TTL_i$  представляет собой различие в количестве пройденных пролетов между двумя пакетами, т.е.  $TTL_{i+1} - TTL_i = -(HAP_{i+1} - HAP_i)$ . Таким образом, количество пролетов уменьшается, если  $TTL_{i+1}$  и  $TTL_i$  удовлетворяют неравенству  $TTL_{i+1} > TTL_i$ . Следовательно,
изменение количества пролетов может быть обнаружено посредством *TTL*. Так как увеличение или уменьшение количества пролетов означает изменение маршрутизации, можно использовать получаемое количество пролетов для предотвращения излишней быстрой повторной передачи.

Алгоритм метода предотвращения излишней быстрой повторной передачи показан на рис. 8.16. Вначале приемник проверяет, находится ли порядковый номер принятого пакета в последовательности пакетов, принимаемых в данное время приемником. Если пакет принадлежит данной последовательности, то приемник запоминает значение *TTL* пакета как *TTL<sub>in-order</sub>*. В противном случае приемник сравнивает *TTL<sub>in-order</sub>* и значение *TTL* принятого пакета *TTL<sub>out-order</sub>*. Когда *TTL<sub>in-order</sub>* (= *TTL<sub>i</sub>*) и *TTL<sub>out-order</sub>* (= *TTL<sub>i</sub>*) удовлетворяют неравенству *TTL<sub>i+1</sub>* > *TTL<sub>i</sub>*, число пролетов уменьшается посредством хендовера, и новый путь получается короче старого. В таком случае для того, чтобы предотвратить излишнюю быструю повторную передачу, приемник откладывает посылку дубликата *ACK* на время *T<sub>s</sub>* = *w<sub>d</sub>*(*TTL<sub>out-order</sub> - <i>TTL<sub>in-order</sub>*), где *w<sub>d</sub>* – весовой коэффициент, который используется при расчете задержки пакета для различного числа пролетов.



Рис. 8.16. Алгоритм предотвращения излишней быстрой повторной передачи

Если приемник принимает задержанный пакет, который пришел в надлежащей ему очередности за период  $T_s$ , то он отбрасывает все дубликаты *ACK*, и отправитель не будет делать повторную передачу пакета.

#### 8.5.3. Возможность улучшения транспортного уровня

Для широкополосных *IP* применений в сетях, построенных на МЛС, характерны задержка сигнала при распространении и относительно высокая вероятность возникновения ошибок. Такие сети критичны к работе транспортного протокола *TCP*. Устранить данный недостаток можно применением модифицированных протоколов *TCP* [9], либо реализацией концепции расщепления (разделения) *TCP* соединений [10, 11].

Обычно при адаптации протокола *TCP* к условиям радиоканалов не изменяют принципов его функционирования. Однако, существуют несколько модифицированных подходов к использованию протокола. Их использование зачастую сопряжено с решением проблемы совместимости со стандартным *TCP*. В некоторых ситуациях использование данных схем более целесообразно, нежели применение адаптированных алгоритмов. Известные расширения протокола *TCP* для беспроводных приложений сведены в табл. 8.4.

Вид рас- ширения	Преимущества	Недостатки
I-TCP	Не требует никаких изменений в протоколе <i>TCP</i> , который применяется хостами стацио- нарной сети. Ошибки передачи беспроводных каналов не могут распространяться в стацио- нарную сеть. Оптимизированный <i>TCP</i> может использовать точное время ожидания для максимально быстрой гарантированной по- вторной передачи.	Потеря сквозной семантики <i>TCP</i> . В прикладных задачах увеличение за- держки переключения может быть про- блематично. Чужой агент должен быть высокона- дежным объектом.
Прослу- шиваю- щий <i>ТСР</i>	Сохранение сквозной семантики <i>TCP</i> . Исчезает необходимость изменения корреспондентского хоста, большая часть модификаций затрагивает чужой агент. Отсутствие необходимости переключения при перемещении мобильного хоста к другому чужому агенту. Не имеет значения, использует ли следующий чужой агент модифицированный протокол <i>TCP</i> или нет.	Не обеспечивает такого хорошего отделе- ния поведения беспроводной линии свя- зи, как <i>I-TCP</i> . Модель является зависи- мой от мобильных хостов. Все попытки прослушивания и буфериза- ции данных могут быть безуспешными, если применяются некоторые сквозные схемы шифрования между мобильным и корреспондентским хостами.
<i>М-ТСР</i> (мобиль- ный ТСР)	<i>М-ТСР</i> поддерживает сквозную семантику <i>TСР</i> . Если мобильный хост отсоединяется, то <i>М-ТСР</i> избегает ненужных повторных передач, плавных стартов или обрывов соединений, просто выставляя нулевой размер окна отправителя. Отпадает необходимость пересылки буферизованных данных новому <i>SH</i> .	Потери пакетов в беспроводном канале распространяются к отправителю. Требует не только изменения в программном обеспечении мобильного хоста, но и но- вых элементов в сети, таких, как служба контроля пропускной способности.

Таблица 8.4. Сравнение различных расширений протокола ТСР

Окончание табл. 8.4

Вид рас- ширения	Преимущества	Недостатки
Т-ТСР	Очевидной выгодой для некоторых при- кладных систем является уменьшение слу- жебных издержек.	Нужны изменения в мобильном и кор- респондентском хостах. Не скрывает мобильности.
Old Tahoe	Наиболее распространенный алгоритм, не требует никаких модификаций.	Не приспособлен для работы в беспро- водных сетях. Единственный способ де- тектирования потери пакета — таймаут
Tahoe	Широко используемая версия. Не требует модификации программного обеспечения. Кроме таймаута используется механизм быстрой повторной передачи.	Слабо приспособлен для работы в бес- проводных сетях. Механизм быстрой повторной передачи может привести к ухудшению использования пропускной способности.
Reno	Известное расширение <i>TCP</i> для беспровод- ных сетей. Используется механизм быстрого восстановления, который позволяет пере- дать утерянные данные, не снижая скорость передачи данных в канале.	Не способен бороться с пакетами оши- бок. Вынужден передавать все пакеты после утерянного
New Reno	Улучшенный <i>Reno</i> , способный бороться с пакетами ошибок.	Вынужден передавать все пакеты после утерянного.
SACK	Используется механизм выборочных запро- сов, что дает возможность передавать толь- ко утерянные пакеты.	После таймаута уменьшает величину окна в два раза, что не всегда оптимально.
Westwood	На основе постоянного контроля потока подтверждений выбирает оптимальную ве- личину окна и порога медленного старта, является адаптивной системой. Позволяет существенно улучшить эффективность ис- пользования протокола при разных видах помех, не нарушая его сквозной семантики. "Дружествен" к другим соединениям, рабо- тающим по этому же соединению.	Требует модификации программного обеспечения.

В случае разбиения *TCP* соединения экспедитор (*proxy*) на аэроплатформе поддерживает два независимых раздельных *TCP* соединений для каждой из конечных точек *TCP* сессий (сеанса соединений) (рис. 8.17). Посредством *TCP* соединения на борту достигаются увеличение скорости восстановления ошибок и снижение задержки сигнала при распространении в каждой из линий связи.

Разделение соединения в радиолинии, например, вверх приводит к уменьшению размера окна примерно в два раза. Вследствие этого СВА должны обеспечивать выполнение *TCP*, который отвечает за рассылку пакетов между соединениями.



Уменьшение окна приводит к дополнительным расходам вычислительных мощностей бортовой аппаратуры. Традиционное разделение *TCP* на борту нарушает семантику соединения *TCP* с конца в конец. Это приводит к тому, что на борт могут поступать пакеты с ошибками, в то время как в буфере шлюзовой наземной станции не восстанавливается средняя пропускная способность *TCP* соединения. CBA устраняет эти недостатки посредством отправки под-

тверждения *ACK* пакетов, принятых только в первый раз, что дает возможность обойтись без ожидания подтверждения от приемника наземной станции. Чтобы проверить целостность пакетов, CBA использует *TCP*, проверочную сумму или другой метод. Следует отметить, что реализация разделения *TCP* на борту платформы может производиться только путем обновления программного обеспечения.

Для иллюстрации возможностей представленных двух способов улучшения *TCP* соединений в сетях, имеющих протяженные МЛС, проведем моделирование такой сети в составе наземного подвижного АТ "*A*", CBA "*H*", наземной станции "*T*", спутника "*G*" и шлюзовой станции "*W*" (рис. 8.18). Для моделирования воспользуемся сетевым симулятором *NS* (*Network Simulator*, http://www.isi.edu/nsnam/ns), который относится к программному обеспечению с открытым исходным кодом *OSS* (*open source code software*). Симулятор *NS* является объектно-ориентированным программным пакетом, ядро которого реализовано на языке *C*++. Язык скриптов (сценариев) *OTcl* (*Object oriented Tool Command Language*) используется как интерпретатор. Си-

мулятор NS целиком поддерживает иерархию классов С++ и подобную иерархию классов интерпретатора OTcl. Использование двух языков программирования в NS объясняется следующими причинами. С одной стороны, для детального моделирования протоколов необходимо использовать системный язык программирования (С++), что обеспечивает высокую скорость выполнения и способность манипулировать ловольно большими объемами



**Рис. 8.18.** Схема сценария прохождения пакетов под управлением протоколов *TCP Westwood* и *TCP Reno* 

данных. С другой стороны, для удобства пользователя, скорости реализации и модификации разных сценариев моделирования лучше использовать язык программирования более высокого уровня абстракции (*OTcl*). Такой подход сочетает удобство использования и скорость.

Наличие математического обеспечения позволяет создавать разные виды трафика, подчиняющиеся различным законам, начиная от простейшего пуассоновского и заканчивая фрактально-броуновским. Гибкость архитектуры NS разрешает пользователю реализовывать собственные математические функции на C++. Реализация модели ошибок позволяет моделировать возникновение ошибок в каналах, искажение или потерю информации. Моделирование возникновения ошибки возможно на уровне бит или пакетов.

Моделируемый эксперимент имел следующие параметры:

- транспортные протоколы TCP New Reno и TCP Westwood;

- коэффициент пакетных ошибок *PER* (*Packet Error Rate*), %, на линии между "*A*" и "*H*": 0,1; 0,5 и 1,0;

- размер кэша на *proxy*, пакетов: 10; 20; 30, ..., 250;

- пропускная способность радиолинии, Мбит/с: 1;

- задержка сигнала при распространении на радиолиниях "*H*"-"*A*" и "*H*"-"*T*", мс: 1;

— задержка сигнала при распространении на радиолиниях "G"—"W" и "G"—"T", мс: 125;

- направление трафика от "*A*" к "*W*".

При моделировании были использованы два протокола: улучшенный обычный *TCP New Reno* и последняя модификация *TCP* под беспроводные линии связи *TCP Westwood*.



**Рис. 8.19.** Диаграмма времени передачи файла размером 5 Мбайт от "A" к "W" при трех значениях *PER*: 1 - New Reno; 2 - Westwood; 3 - New Reno с разделением (ргоху на "<math>T"); 4 - Westwood с разделением (ргоху на "T"); 5 - New Reno с разделением (ргоху на "T" и "G")

Результаты моделирования представлены на рис. 8.19. Как видно на рисунке, наибольшее различие в скорости передачи пакетов достигается при высоком значении *PER*, а при его малом значении различные методы улучшения *TCP* не дают значительного выигрыша. Однако, результат моделирования подтверждает перспективность применения *TCP Westwood* и демонстрирует большие возможности внедрения метода разделения *TCP* соединений, особенно бортовыми *proxy*.

# 8.5.4. Распределенная маршрутизация широковещательной рассылки для многоуровневой *IP* сети на основе МЛС

#### 8.5.4.1. Общие положения

Рассмотрим возможности многоуровневой архитектуры сети на основе МЛС по решению проблемы реализации эффективной широковещательной рассылки (ШВР) в беспроводной сети сложной архитектуры (рис. 8.20). Множество приложений, таких как распределенное программирование, электронная коммерция, телеконференции, IP телевидение, базируются на услугах широковещательной рассылки. Проблема маршрутизации широковещательной рассылки для наземных проводных сетей достаточно хорошо изучена [12]. Следует отметить, что выбор нерациональной схемы маршрутизации ШВР может



Рис. 8.20. Многоуровневая сеть на основе МЛС

привести к перегрузке сети. В отношении беспроводных сетей это является еще более критичным из-за существенного ограничения пропускной способности радиолиний.

В настоящее время неизвестны протоколы маршрутизации ШВР для беспроводных сетей, охватывающих большие пространства, например, для спутниковой связи. Несколько протоколов ШВР, включающих в себя Интернет протокол группового управления *IGMP* (*Internet Group Management Protocol*) (документ Интернет *RFC* 1112), ШВР с обратным путем *RPM* (*Reverse-Path Multicast*) [13], дистанционно векторный протокол ШВР *DVMRP* (*Distance Vector Multicast Routing Protocol*) (документ Интернет *RFC* 1075) и широковещательное расширение к протоколу предпочтительного выбора кратчайшего пути *OSPF* (*Open Shortest Path First*) *MOSPF* (*Multicast Extensions to OSPF*) [14] используют несколько типов периодических обменов сообщениями для формирования или поддержки дерева ШВР. В приближении *CBT* (*Core Based Tree*) [15] широковещательные пакеты вначале посылаются к центральному узлу (*core node*), от которого они затем передаются к пользователям ШВР. Выбор центра может значительно повлиять на характеристики дерева рассылки. В беспроводной сети с динамически изменяемой структурой положения терминалов сделать этот выбор достаточно сложно.

Ни один из представленных протоколов не предназначен для терминалов, располагаемых на подвижной платформе (спутнике или аэроплатформе). Только алгоритм ШВР, представленный в [16], предназначен исключительно для одноуровневой низкоорбитальной спутниковой группировки, но он не затрагивает многоуровневую структуру МЛС между аэроплатформами, спутниками и их комбинациями.

Комбинация разнотипных уровней вертикальной архитектуры МЛС (спутники и аэроплатформы) может обеспечить более значительный выигрыш в эффективном использовании сети, чем в одноуровневом варианте. Эта идея для геостационарных, среднеорбитальных и низкоорбитальных спутниковых группировок представлена в работе [17], где был получен алгоритм маршрутизации многоуровневых фиксированных спутниковых систем MLSR (Multi-Layered Satellite Routing) для одиночных сквозных соединений.

Рассмотрим многоуровневую архитектуру сети, опирающуюся на МЛС и состоящую из трех уровней: геостационарных спутников, верхнего слоя высотных аэроплатформ и нижнего слоя аэроплатформ, а также представим схему маршрутизации ШВР с целью минимизации стоимости формирования широковещательных деревьев, которая складывается из стоимости всех линий связи в дереве и отражает свойства схемы ШВР, используемой для построения этого дерева.

#### 8.5.4.2. Сетевая архитектура



**Рис. 8.21.** Иерархическая структура трехуровневой сети (звездочками на L уровне обозначены группы аэроплатформ, находящиеся в зоне обслуживания своей верхней H платформы)

Иерархическая структура рассматриваемой сети на основе МЛС для ТСВА состоит из трех уровней (рис. 8.21). Верхний уровень занимают геостационарные спутники ( $G_i$ , i = 1, 2), второй  $H_{i,j}$  и третий  $L_{i,j}$ , i = 1, 2, j = 1, 2, 3, 4 – уровни аэроплатформ, располагаемых на разных высотах, подвижных по отношению к поверхности земли, т.е. к наземным терминалам, которые они должны обслуживать. Подвижность аэроплатформ может быть рассмотрена с позиций концепции логического положения, применяемой в спутниковой связи [18]. Логические положения представляют собой фиксированные точки графа сети в пространстве, которые олицетворяют собой близкорасположенные аэроплатформы. В любой момент времени аэроплатформа ассоциируется только с одним логическим *ID* положением. Аэроплатформы на одном уровне соединяются между собой посредством МЛС. Коммуникации между различными слоями определим как межорбитальные линии связи (МОЛС) или *IOL (Inter-Orbital Links*). МЛС от платформы *A* к платформе *B* обозначим МЛС  $_{A\to B}$ , а в случае межслойного взаимодействия *A* и *B* – МОЛС  $_{A\to B}$ . Источники и места назначения информации примем за шлюзовые станции, располагаемые на поверхности Земли. Коммуникации аэроплатформ с наземными станциями обозначим как пользовательские линии передачи данных (ПЛПД). При этом наземные шлюзовые станции могут непосредственно соединяться с платформами любого слоя.

Каждая линия связи в сети характеризуется двумя параметрами: задержкой и стоимостью. Задержка сигнала в линии происходит при его обработке, кэшировании и распространении. Стоимость линии относится к пригодной полосе пропускания (пропускной способности) и типу линии связи в сети (МЛС, МОЛС и ПЛПД). Эти параметры оцениваются для направления потока вниз. В рассматриваемом случае информация о задержке в расчетах по дереву ШВР не требуется. Задачей является минимизация стоимости дерева в предлагаемой схеме маршрутизации ШВР. Аэроплатформы самого низшего уровня L в пределах зоны покрытия аэроплатформ верхнего (среднего в данной иерархии) уровня H формируют свою группу платформ. Все L аэроплатформы в своей группе управляются через H аэроплатформу, в зону покрытия которой попадает данная L группа. Период, за который L группа не меняется, называется периодом *Snapshot* (моментального снимка). Группа представляется в виде виртуальных узлов. При этом геостационарные спутники не знают все детали топологии расположения L платформы в зоне покрытия спутника формируют свою группу, в которой каждая из аэроплатформ управляется через данный спутник.

#### 8.5.4.3. Описание схемы маршрутизации

Определения основных параметров. Стоимость C(l) линии связи l определяется весом (весовой коэффициент в теории адаптации) линии и ее использованием:

$$C(l) = W(C_{ap} - B_a)/C_{ap},$$

где  $B_a$  – имеющаяся пропускная способность;  $C_{ap}$  – емкость линии связи; W – весовой коэффициент линии / согласно ее типу (МЛС, МОЛС или ПЛПЛ).

весовой коэффициент линии *I* согласно ее типу (МЛС, МОЛС или ПЛПД). Путь от одного узла *S* к другому узлу *D* обозначается как *P*<sub>*S→D*</sub>. Путь включает в себя все узлы и направленные линии связи вдоль этого пути следования пакетов. Тогда стоимость пути *C*(*P*) будет суммой стоимостей линии связи по данному пути

$$C(P)=\sum_{l\in P}C(l)\,,$$

где *l* – линия связи на пути *P*.

Путь наименьшей стоимости  $P^*_{S \to D}$  от узла *S* к узлу *D* определяется как путь от *S* к *D* с минимальной стоимостью вдоль всех возможных путей  $P_{S \to D}$ .

Обозначим группу платформ нижнего уровня как  $L_{i,j}$ . Тогда введение платформы  $ENL_{A \to L_{i,j}}$  в  $L_{i,j}$  от любого узла A определяется как L платформа в пределах  $L_{i,j}$ , которая имеет линию связи от A с наименьшей стоимостью всех входящих линий от A до  $L_{i,j}$ . Формально это можно представить в виде:

$$ENL_{A \to L_{i,j}} \begin{cases} \{L_{i,j,q} | \min_{k} C(\text{МОЛС}_{G_i \to L_{i,j,k}}) \} \text{ при } A = G_i; \\ \{L_{i,j,q} | \min_{k} C(\text{МОЛС}_{H_{i,j} \to L_{i,j,k}}) \} \text{ при } A = H_i; \\ \{L_{i,j,q} | \min_{k,r} C(\text{МЛС}_{L_{p,q,r} \to L_{i,j,k}}) \} \text{ при } A = L_{p,q}, (p,q) \neq (i,j). \end{cases}$$

Выход L платформы  $EXL_{L_{i,j}\to A}$  из  $L_{i,j}$  к любому узлу A определяется как L платформа в пределах  $L_{i,j}$ , которая имеет линию связи к A с наименьшей стоимостью вдоль всех выходящих линий из  $L_{i,j}$  к A.  $EXL_{L_{i,j}\to A}$  может быть записан в виде

$$\begin{split} & EXL_{L_{i,j},q} \left| \min_{k} C(\text{МОЛС}_{L_{i,j,k} \to G_{i}}) \right\} \text{ при } A = G_{i}; \\ & EXL_{L_{i,j},q} \left| \min_{k} C(\text{МОЛС}_{L_{i,j,k} \to H_{i,j}}) \right\} \text{ при } A = H_{i,j}; \\ & \{L_{i,j,q} \left| \min_{k,r} C(\text{МЛС}_{L_{i,j,k} \to L_{p,q,r}}) \right\} \text{ при } A = L_{p,q}, (p,q) \neq (i,j). \end{split} \end{split}$$

Широковещательное дерево на базе источников информации *T* является деревом графа, которое укоренилось на источнике *S* и протянулось от него ко всем получателям информации. Каждый промежуточный узел в дереве принимает датаграммы от своих узлов с потоками вверх и отправляет затем к своим узлам с потоками вниз.

Основные положения алгоритма многоуровневой маршрутизации. Алгоритм многоуровневой маршрутизации рассматривает иерархическую сеть на основе МЛС в виде трехслойной архитектуры. Здесь концепция логического расположения используется для изоляции мобильности аэроплатформ нижнего уровня от верхнего. Аэроплатформы уровней L и H группируются и их управление выполняется через соответствующую платформу H и G уровней, покрывающих их. Вводятся линии для представления линий связи, соединяющих группу L платформ и другие узлы. Для того, чтобы рассчитать таблицы маршрутизации, платформы измеряют задержку в соседних линиях и инкапсулируют измеренные значения в виде битовой информации, называемой отчетом измерений задержки *DMR* (*Delay Measurement Report*). Платформы изменяют *DMR* для создания или обновления картины топологии сети.

Отчеты *DMR* посылаются от нижних уровней к верхним. Аэроплатформы H уровня создают *DMR* для групп L уровня, располагаемых в зоне покрытия H платформы. При этом свои созданные *DMR* и полученные от уровня L аэроплатформы H уровня передают на уровень спутника G. Каждый спутник рассчитывает таблицы маршрутизации для всех аэроплатформ, находящихся в его зоне покрытия. Аэроплатформы H уровня после принятия таблиц маршрутизации со спутника генерируют свои индивидуальные таблицы маршрутизации для аэроплатформ нижнего уровня тех групп, которые попадают в зону покрытия платформы H уровня. Процедура генерации таких таблиц может быть заимствована из [17] для случая сети низкоорбитальной спутниковой группировки.

Для процедуры изменения (подбора) стоимости в предлагаемой схеме необходимо провести следующие модификации:

– более предпочтительным, чем *DMR*, для использования становится отчет об измеренной стоимости;

– шлюзовые станции дают отчет по стоимости линий связи по передаче пользовательских данных UDL (User Data Links) для платформ, с которыми они соединены по UDL;

– выбирается суммарная линия связи, как линия с наименьшей стоимостью, которая соединяет пользователей группы *L* уровня с другими узлами в сети;

– в широковещательную схему адаптируются только первые 9 шагов процедуры *MLSR*, остальные из них не используются, так как деревья широковещательной рассылки создаются по требованию.

Первые шаги алгоритма маршрутизации процедуры MLSR включают в себя:

- создание *DMR* для группы *L* уровня;
- передачу созданных *DMR* на *H* уровень;

– обмен полученных *DMR* между группами *L* уровня, которые находятся в пределах покрытия платформы *H* уровня;

– создание на уровне *H* обобщенных *DMR* для групп *L* уровня, находящихся в зоне обслуживания платформы *H* уровня;

- создание *DMR* для группы *H* уровня;

- передачу созданных DMR уровня H на спутниковый уровень G;

- создание DMR для G уровня;
- обмен созданных *DMR* между собой на *G* уровне;
- расчет таблицы маршрутизации на G уровне.

Стадии расчета дерева ШВР. Расчет дерева в рассматриваемой схеме состоит из двух стадий.

На первой стадии, называемой инициализирующей *Initial\_Stage*, спутник, который связан со шлюзовой станцией, являющейся источником, создает инициализирующее дерево. Здесь источник S создает сообщение *Init*, которое содержит информацию об источнике и группе членов широковещательной рассылки. Если источник S имеет *UDL* к спутнику, то посылает последнему сообщение *Init*. В противном случае источник S посылает сообщение *Init* вдоль пути к спутнику с наименьшей задержкой сигнала. Принимая *Init*, спутник рассчитывает инициализирующее дерево по отношению к источнику S в соответствии с той топологией сети, которая в настоящее время доступна.

Процесс инициализации состоит в следующем:

— инициализирующее дерево имеет только узел источника  $T_i = \{S\};$ 

— спутник определяет пути наименьшей стоимости от источника к абонентским узлам  $(D_1,...,D_N)$ , т.е. рассчитывается  $P^*_{S \to D_i}$  для i = 1, 2, ..., N;

— путь минимальной стоимости из всех путей, полученных выше, добавляется к инициализирующему дереву, выбирается  $P = \{P_{S \to D_j}^* | \min_{i \in \{1, 2, ..., N\}} C(P_{S \to D_i}^*)\}$  и расширяется дерево как  $T_i = T_i \cup P$ ;

— из абонентов выбирается тот, который еще не включен в дерево так, что добавленная стоимость минимальна, когда путь наименьшей стоимости от узла в дереве к этому абоненту добавляется к дереву; абонент D, который добавляется, и узел t в дереве, от которого дерево будет расширено к D, выбираются следующим образом:

$$(t, D) = \{(t, D_j) | \min C(P^*_{t \to D_i})\},$$
  
 $D_i \notin T_i, t \in T_i; T_i$  обновляется как  $T_i = T_i \bigcup P^*_{t \to D};$ 

 предыдущий шаг повторяется до тех пор, пока все абоненты не будут включены в дерево широковещательной рассылки.

Графическая интерпретация процесса инициализации показана на рис. 8.22. Здесь линии связи, которые не являются частью дерева широковещательной рассылки, не указываются для ясности представления дерева. Источник *S* посылает *Init* сообщение на спутник  $G_1$ . Это сообщение составляется из источника *S*, группы рассылки и членов группы  $D_i(i = 1, ..., 7)$ . Процедура, описанная выше, используется спутником  $G_1$  для построения инициализирующего дерева. Путь от *S* к  $D_6$  добавляется к дереву первым. Затем  $D_2, D_3, D_1, D_5, D_4$  и  $D_7$  последовательно присоединяются к дереву. Линии связи между платформами представляются штриховыми линиями, а *UDL* – сплошными линиями.

Вторая стадия расчета дерева является стадией улучшения. Здесь спутник использует сообщение соединения *Connect* для загрузки последовательно необходимой информации об инициализирующем дереве для платформ H уровня и спутников в дереве, платформ H уровня L групп в дереве и источника через прямые линии связи. Сообщение *Connect* включает в себя поля *ownerFlag*, *upstream* узел, *downstream* узел и поле, состоящее из абонентов, соединенных с узлом, который принимает со-



Рис. 8.22. Пример настройки инициализирующего дерева графа сети

Поле	Сообщение, принимаемое H <sub>2,1</sub> для		
сообщения	H <sub>2,1</sub>	L <sub>2,1</sub>	
ownerFlag	1	0	
upstream	$H_{1,4}$	H <sub>2,1</sub>	
downstreams	$L_{2,1}, G_2$	L <sub>2,2</sub>	
destinations	$AT_5$	$AT_1$	

Таблица 8.5. Пример сообщения Connect

общение Connect. Поле ownerFlag сообщает, что либо *Connect* предназначено для узла, принимающего его (ownerFlag = 1), либо для группы L уровня узла (более высокого уровпринимающего ня), ЭТО сообщение (*ownerFlag* = 0). Если и аэроплатформа Н уровня, и группа L уровня имеются в инициализирующем дереве, то аэроплатформа Н уровня будет принимать два сообщения Connect: одно для самой аэроплатформы, а другое для ее группы L уровня. В табл. 8.5 представлены примеры Connect для *H*<sub>2.1</sub> и *L*<sub>2.1</sub> из рис. 8.22.

После приема сообщения *Connect* от спутника шлюзовая станция источника посылает к своим конечным узлам рассылки сообщение *Verify*, которое запускает в действие проверку дерева и расчет недостающих сегментов дерева в *L* группе. Когда со-

общение Verify примет платформа, для которой не поступило сообщение Connect, Verify будет буферизовано на определенный период ожидания. Если сообщение Connect будет принято, то сообщение Verify запустит процесс настройки дерева. Сообщение Verify имеет всего лишь одно поле ownerFlag, точно такое же, как и в случае Connect. Платформа, принимая сообщение Verify, добавляет соответствующие вводы в свою таблицу маршрутизации для достижения узлов рассылки и создания соединений с ними. Затем платформа посылает Verify к узлам рассылки.

Если группа L уровня платформы H уровня имеется в инициализирующем дереве, то H платформа управляет Verify сообщением дифференцированно согласно ее положению по отношению к L группе. Дифференцированность заключается в выборе источника и абонентов для разных случаев. После расчета своего участка де-



Рис. 8.23. Поддерево аэроплатформы Н<sub>1.4</sub>

рева платформа H уровня информирует платформы L уровня о добавлении в свою таблицу маршрутизации соответствующих соединений и направляет к своей L группе сообщение Verify. Например,  $H_{1,4}$  добавляет в свою таблицу маршрутизации одно направленное соединение, чтобы достичь  $H_{2,1}$ , и посылает сообщение Verify к  $H_{21}$  (рис. 8.22).

При приеме сообщения Verify от  $H_{1,4}$  аэроплатформа  $H_{2,1}$  начинает расчет своего поддерева для себя и своей Lгруппы (рис. 8.23). Тогда плат-



Рис. 8.24. Результирующее дерево широкополосной рассылки

форма  $H_{2,1}$  принимается как источник. Узлы  $D_6$ ,  $D_1$  и  $L_{2,1,8}$  рассматриваются как получатели рассылки. Пути в пределах поддерева группы  $L_{2,1}$  обозначены на рис. 8.23 пунктирными линиями.

Полное результирующее дерево рассылки показано на рис. 8.24. Когда каждый узел в инициализируемом дереве рассчитает свое поддерево, он пошлет сообщение подтверждения *Confirm* к геостационарному спутнику, связанному со шлюзовой станцией источника. После приема всех сообщений *Confirm* от узлов в дереве спутник пошлет сообщение о завершении проверки и настройки дерева к источнику, чтобы начать трансляцию широковещательной рассылки.

Если наземная шлюзовая станция захочет вступить в группу рассылки, то она посылает сообщение *Add* к источнику групповой рассылки. Источник направляет сообщение *Add* к своему спутнику для внесения изменений в структуру инициализирующего дерева. Спутник просчитывает путь наименьшей стоимости к новой наземной станции и включает его в свое инициализирующее дерево, после чего спутник дает подтверждение источнику о включении новой станции в группу и производит перенастройку дерева по изложенному алгоритму.

# 8.6. Оптические межплатформенные линии связи

### 8.6.1. Общие положения

С освоением все более высокочастотных диапазонов вплоть до оптического появляется возможность использования более широкой полосы частот, что позволяет увеличить пропускную способность каналов связи и, следовательно, скорость передачи информации. Кроме того, с ростом несущей частоты увеличивается направленность радиолуча (при одинаковой площади апертуры антенны для более высоких частот ширина луча будет меньше).

Использование микроволнового диапазона для межспутниковых линий связи считается традиционным. В течение последних десятилетий как альтернатива микроволновым исследуются лазерные системы [19–21]. Здесь ожидаются снижение массы, потребляемой мощности, размеров приемопередающего модуля оптической системы связи, а также появляется возможность создания более экономичной (с точки зрения топливных затрат на борту) и относительно малогабаритной системы наведения лазерного луча. Однако, остается проблемой точное наведение и удержание наведенного узкого лазерного луча между передатчиком и приемником, разнесенными на большие расстояния друг от друга.

Переход с микроволновых МЛС на оптические обеспечивает:

- устойчивость к радио- и электромагнитным помехам;

 достижение высокой направленности приема и излучения при малых габаритах оптических устройств, а также дополнительную селекцию, скрытность и защиту магистральных каналов от несанкционированного доступа; - малые размеры антенной системы (менее 0,3 м);

- небольшую массу (40...100 кг) и малый уровень потребляемой мощности (100...200 Вт);

простое оптическое мультиплексирование, коммутацию для сетевого применения;

 масштабируемость архитектуры в широком диапазоне скоростей передачи и протяженностей линий связи, что позволяет генерировать разнообразные системные решения при построении межплатформенной сети;

 максимальное использование наработанных технических решений и компонентов обычных оптоволоконных систем.

 потенциально высокую пропускную способность, повышенную степень защиты информации, безопасность и надежность.

#### 8.6.2. Структура оптического приемопередатчика

Оптические системы отличаются от других систем передачи информации только особенностями построения линейного тракта, который включает в себя среду распространения и совокупность технических средств, обеспечивающих формирование, передачу, распределение, преобразование и обработку оптических сигналов в одной и той же полосе частот или с одной и той же пропускной способностью, определяемых номинальным числом каналов передачи. Основными элементами оконечной аппаратуры оптического линейного тракта являются передающие и приемные оптоэлектронные модули, формирующие оптический терминал, который также включает в себя антенну и систему сканирования, наведения и удержания луча. Обобщенная схема такого терминала показана на рис. 8.25. Здесь в части передат-



Рис. 8.25. Блок-схема оптического приемопередатчика МЛС: 1 – входной сигнал корректировки угла точки опережения; 2 – лазер; 3 – передаваемые данные; 4 – внешний модулятор; 5 – оптический диплексор; 6 – блок опорного сигнала управления углом точки опережения; 7 – оптический разветвитель; 8 – оптический детектор; 9 – электронный блок обработки сигналов; 10 – принимаемые данные; 11 – блок точного наведения луча; 12 – детектор системы наведения; 13 – система сканирования и наведения; 14 – инициализирующая последовательность синхронизации; 15 – антенна; 16 – блок грубого наведения

чика представлены: лазерный источник излучения, работающий в непрерывном или импульсном режимах; внешний модулятор (если не модулируется сам лазер); оптический диплексор; блок точного наведения луча; система сканирования и наведения луча; антенна; блок грубого наведения.

К приемной части терминала относятся, кроме антенны и диплексора: оптический разветвитель, направляющий одну часть оптической энергии принимаемого луча на детектор для демодуляции сигнала и дальнейшей его обработки в электронном блоке сигнальной обработки, а другую часть энергии луча — на детектор системы наведения; блок введения опорного сигнала для управления углом точки опережения между положениями приемника и удаленного передатчика.

На рис. 8.25 представлены только базовые блоки оптического терминала, на основе которого могут быть созданы его модификации, содержащие:

- раздельные антенные системы для передаваемого и принимаемого лучей;

— устройство расширения луча, используемого в начальный момент установления и синхронизации связи, как маяк, который выполняет подсветку удаленного терминала, готовящегося к приему сигнала;

 отдельные фотодатчики для наведения и захвата сигнала с последующим вхождением в синхронизм;

- оптический усилитель для увеличения выходной мощности передатчика.

# 8.6.3. Основные отличия оптических МЛС от оптоволоконных и микроволновых систем передачи

Остановимся на основных отличиях оптических МЛС от оптоволоконных и микроволновых систем передачи. По сравнению с ВОЛС оптические МЛС не имеют дисперсии и нелинейных эффектов. Здесь для передачи сигнала в канале, представляющем собой свободное пространство, требуется только антенна (направляющая система), в качестве которой обычно используется телескопическая система. Конечно, фоновое излучение, наиболее ощутимое от Солнца, может вызвать проблемы, но меньшие, чем те, которые возникают при использовании ретрансляционных усилителей и регенераторов в ВОЛС большой протяженности.

Если пространственная линия связи должна передавать данные одновременно в оба конца (обеспечивать дуплексный режим передачи) на терминалы с одной антенной, то последние при помощи встроенных диплексоров разводят передаваемые и принимаемые лучи. Угловая величина развязки между передаваемым (500 мВт) и принимаемым (5 нВт) лучами должна достигать порядка 90 дБ, чтобы не было перекрестных помех. Такое требование обусловлено очень низким уровнем светового потока на диплексоре приемной части. Сам диплексор может быть построен на базе спектральной дискриминации (фильтрации), поляризационной развязке (~15 дБ) либо на их комбинации.

В общем случае, когда оба терминала движутся вдоль линии прямой видимости с относительной скоростью *v<sub>D</sub>*, будет иметь место эффект Доплера, который вызы-

вает частотное смещение  $\Delta f$  в принимаемом сигнале. Если  $v_D \ll$  скорости света, то  $\Delta f = v_D/\lambda$ . Для худшего случая, когда используется МЛС между аэроплатформой и низкоорбитальным спутником,  $v_D$  может достигать  $8 \times 10^3$  м/с. Из-за малой длины волны результирующий доплеровский сдвиг получается достаточно большим и составляет, например, для  $\lambda = 1,06$  мкм примерно  $\pm 7,5$  ГГц. Таким большим частотным сдвигом в приемнике с прямым усилением и узкополосным оптическим фильтром можно пренебречь, но в супергетеродинном приемнике этот сдвиг должен быть компенсирован посредством настройки лазерного гетеродина либо гетеродина на ПЧ.

В пространственной системе, как и в случае подводной прокладки ВОЛС, очень важной характеристикой является максимально возможная длительность непрерывной работы системы передачи, т.е. ее надежность. Если в наземной системе можно дублировать как приемопередающее оборудование, так и сами линии связи (оптические кабели), то в пространственной системе дублировать можно только модули приемной и передающей частей, а антенные системы обычно не резервируются, чтобы не увеличивать массу платформы.

Уравнение бюджета оптической линии связи имеет сходный вид с аналогичным выражением для радиолинии

$$P_{\Pi PM}^{o} = P_{\Pi PA}^{o} K Y_{\Pi PA} K Y_{\Pi PM} \left[ \lambda / (4\pi R) \right]^2 L_{\Pi PA} L_{\Pi PM} L_p, \qquad (8.1)$$

где  $P_{\Pi PM}^{o}$  — принимаемая оптическая мощность;  $P_{\Pi PA}^{o}$  — выходная оптическая мощность, генерируемая передатчиком;  $KY_{\Pi PA}$  и  $KY_{\Pi PM}$  — КУ передающей и приемной антенн, соответственно;  $\lambda$  — длина волны оптической несущей; R — длина линии связи;  $L_{\Pi PA}$  и  $L_{\Pi PM}$  — потери в пределах передающего и приемного терминалов, соответственно;  $L_p$  — потери, вызываемые неидеальным позиционированием (наведением) узких лучей.

В первом приближении КУ антенн могут быть выражены через диаметр апертуры *D* (рассматриваем круглую апертуру):

$$KY_{\Pi P \mathcal{A}(\Pi P M)} = \left[\pi D_{\Pi P \mathcal{A}(\Pi P M)} / \lambda\right]^{2}.$$
(8.2)

Подставляя выражение (8.2) в (8.1), находим, что  $P_{\Pi PM}^{o}$  зависит обратно пропорционально от квадрата длины волны (1/  $\lambda^2$ ), и в оптическом диапазоне может достигать существенно больших значений, чем в микроволновом. При этом диаметр  $\Omega$  луча лазера в зависимости от расстояния *z* определяется выражением [22]:

$$\Omega^{2}(z) = \Omega^{2}(0) \{1 + \lambda^{2} z^{2} / [\pi \Omega^{2}(0)]^{2} \},\$$

а ширина луча по уровню половинной мощности вычисляется по формуле

$$\theta \approx \lambda/(\pi \Omega)$$
, рад.

В оптическом диапазоне ширина луча θ очень мала (~5 мкрад при КУ антенны ~115 дБ). Это требует очень точной системы наведения и сопровождения сверхузкого луча связи (рис. 8.26).

Отношение сигнал/шум для оптической системы:

$$SNR = \frac{\eta P_{\Pi PM}^{O}}{2h_P f B}$$

где п – квантовая эффективность детектора (0,7...1); h<sub>P</sub> – постоянная Планка



**Рис. 8.26.** Сравнение ширины лучей микроволновых и оптической антенн:  $1 - 4,2^{\circ}$ , *X* диапазон;  $2 - 2,8^{\circ}$ , *Ku* диапазон;  $3 - 0,45^{\circ}$ , 95 ГГц; 4 - 9,5 мкрад, лазер с  $\lambda = 850$  нм



**Рис. 8.27.** Угол точки опережения  $\beta_{or}$  в момент времени  $t_0$  для платформ  $p_1$  и  $p_2$ , имеющих относительную скорость  $v_R$  и располагающихся на расстоянии *l* 

(6,63×10<sup>-34</sup> Дж/с); f — оптическая частота; B — полоса пропускания фильтра, Гц.

Для оптической МЛС необходимо учитывать угол точки опережения (*point ahead angle*). Из-за относительной угловой скорости двух движущихся в пространстве терминалов луч передатчика должен быть направлен на такую позицию приемника, которую он будет иметь только через некоторое время (рис. 8.27). Угол точки опережения равен

$$B_{\rm TO} = 2v_R/c_0$$
,

где  $v_R$  — составляющая относительной скорости приемника и передатчика, ортогональная к линии прямой видимости между терминалами. В общем случае учет  $\beta_{\text{то}}$  требуется для обоих направлений. Такой угол может достигать 70...80 мкрад для линий связи CBA геостационарный спутник

и 40 мкрад для линий между двумя геостационарными спутниками. Это указывает на то, что β<sub>то</sub> может быть значительно больше ширины луча антенны.

Угол точки опережения может быть введен в систему наведения либо приемной, либо передающей частей трансивера, и он должен постоянно подстраиваться под изменения  $v_R$  со временем. Это, в свою очередь, ведет к усложнению системы наведения и сопровождения в оптических МЛС.

# 8.6.4. Параметры оптических приемопередатчиков и их реализация

Основными параметрами, которые характеризуют оптический источник излучения, являются длина волны, выходная мощность, поляризация, моды излучения, ширина спектральной линии и возможность модуляции. Наименьшая длина волны требует увеличения поверхностного качества оптических элементов и точности механизма наведения. Выходная мощность обычно составляет от 100 мВт до нескольких Вт в зависимости от длины МЛС и скорости передачи данных. В случае отдельной поперечной моды достигается максимальный КУ антенны, а при продольной моде – оптимальная спектральная эффективность. Для когерентного приема определяющим является фазовый шум, поэтому требуется узкая спектральная линия как у лазера передатчика, так и у лазера гетеродина в приемнике. Обычно линейная поляризация лазерного источника на выходе терминала преобразуется в круговую. Модуляция может быть прямая (в случае диодных лазеров и средних скоростей передачи) или реализовываться посредством внешнего модулятора. При этом после внешнего модулятора требуется последующее подключение оптического усилителя для компенсации потерь, вносимых электрооптическим или акустооптическим модуляторами. Как и в ВОЛС, форматы бинарной модуляции используются и в оптических МЛС. В случае когерентного приемника становятся привлекательными фазовая и частотная манипуляции как альтернативы амплитудной манипуляции в отношении лучшего использования энергии несущей.

Необходимым условием работы оптических линий связи большой протяженности является высокая чувствительность приемника, так как из-за рассогласования наведения лучей уровень мощности на входе приемника очень низкий. Чувствительность приемника часто характеризуют минимальным числом входных фотонов на бит для достижения вероятности битовой ошибки  $10^{-6}$ . При условии пренебрежения источниками шума, не имеющими отношения к квантовой природе оптического излучения, приемник прямого усиления требует n = 6,6 фотон/бит, а приемник с фазовой манипуляцией - n = 5,6 фотон/бит. Для того, чтобы достичь квантового предела по чувствительности, необходимо уменьшить:

- избыточный шум в лавинных фотодиодах;

- шум оптического усилителя (усиление спонтанных излучений);

- шум транзисторов и электронных цепей приемника;

- фазовый шум лазера;

 – помехи, вызываемые наличием перекрестных связей между приемной и передающей частями; - фоновое излучение.

В настоящее время реальные приемники прямого усиления, использующие лавинные фотодиоды, могут обеспечить скорость передачи 2,5 Гбит/с при чувствительности менее, чем 100 фотон/бит [23]. При использовании оптических усилителей, легированных эрбием, такие приемники демонстрируют чувствительность 40 фотон/бит при скорости передачи данных 10 Гбит/с.

При когерентном приеме принимаемую оптическую мощность преобразуют в электрическую (промежуточную частоту) посредством смешения с оптической энергией лазерного гетеродина. Смесительным элементом является фотодетектор. Сохраняется информация об амплитуде, частоте и фазе принимаемой оптической мощности. Следовательно, значения частоты и фазы также могут быть продетектированы. Так как оптические смесители имеют чувствительные поверхности размерами, существенно большими по сравнению с длиной волны, в оптическом режиме для получения максимального сигнала ПЧ пространственные моды принимаемого поля должны быть согласованы. Согласование предполагает наличия одинаковой поляризации и равномерных амплитудного и фазового распределений.

Экспериментальный гетеродинный приемник с фазовой манипуляцией при скорости передачи данных в 565 Мбит/с продемонстрировал чувствительность 22 фотон/бит [24].

В качестве антенных систем оптических приемопередатчиков главным образом служат телескопические системы. Примеры реализации стандартных однолучевой и многолучевой оптических антенных систем показаны на рис. 8.28 и 8.29. Для платформ, расстояния между которыми не более десятков километров, могут быть использованы малогабаритные и недорогие антенные системы с переключением лучей. Здесь в передатчике в качестве излучающего элемента используется конец оптоволокна, закрепленный на управляемом позиционере, который переключает направление излучения (рис. 8.30). На приемной стороне по соответствующим направлениям излучения от передатчика установлены фокусирующие линзы, которые фокусируют принимаемый луч на одном фотодиоде (рис. 8.31). На базе рассматриваемых передатчиков и приемников можно построить недорогую многоузловую полнодоступную сеть аэроплатформ с МЛС небольших длин (рис. 8.32).





Рис. 8.28. Схема формирования однолучевого передатчика: *1* – данные; *2* – электронный блок; *3* – лазерный диод; *4* – вращающееся зеркало

**Рис. 8.29.** Схема формирования многолучевого передатчика: *1* – данные; *2* – электронный блок; *3* – решетка лазерных диодов; *4* – решетка микролинз; *5* – решетка вращающихся зеркал



Рис. 8.30. Оптический передатчик с переключаемой антенной системой: *1* – лазер; *2* – оптоволокно с позиционером; *3* – ширина излучаемого луча



**Рис. 8.31.** Оптический приемник с антенной системой для приема ряда лучей на один фотодиод: *1* – фотодиод; *2* – ширина принимаемого луча



Рис. 8.32. Структура многоузловой полнодоступной сети аэроплатформ на базе МЛС небольших длин: *1* – оптический терминал; *2* – лучи световых сигналов; *3* –аэроплатформа



Рис. 8.33. Бортовое телекоммуникационное оборудование, поддерживающее оптические МЛС: 1 - антенная система каналов вверх в диапазонах 49 и 31 ГГц; 2 - антенная система оптической МЛС; 3 - оптический приемник; 4 - оптический передатчик; 5 - управление позиционированием оптической системы; 6 - управление сканированием лучей; 7 - селектор/коммутатор принимаемых лучей; 8 - конвертор вниз; 9 - сигналы телеконтроля и телеуправления; 10 - демодуляция, маршрутизация и модуляция; 11 - модуль цифрового процессора; 12 - конвертор вверх; 13 - блок гетеродинов на основе синтезатора частот; 14 - формирователь лучей передатчика; 15 - антенная система радиоканала вниз диапазонов 47 и 28 ГГц

Реализация бортовой телекоммуникационной системы, поддерживающей оптическую МЛС, может быть осуществлена двумя основными способами. В первом способе, типовом для спутниковых МЛС, разграничение принятых сигналов по микроволновой линии и переданных по оптической осуществляется в бортовой аппаратуре на уровне маршрутизации регенерированных цифровых потоков (рис. 8.33).

В предлагаемом (втором) способе используется более простая и дешевая когерентная аналоговая система для формирования оптической МЛС (рис. 8.34). Здесь принятый сигнал радиолинии вверх подается в блок входного состояния аналогового сигнала, в котором производится индивидуальная селекция каждого из каналов. На выходе блока канального генератора синхробит добавляется синхронизирующий сигнал для обеспечения фазовой синхронизации в приемнике.



Рис. 8.34. Структурная схема когерентной аналоговой системы для оптической МЛС

Комбинированный сигнал поступает в электрооптический модулятор, где модулирует оптическую несущую от лазерного источника. Затем оптический сигнал подается на оптический усилитель, который обеспечивает поддержание требуемого уровня оптической мощности на выходе передатчика.

Переданный через пространство сигнал принимается оптическим приемником, где сигнал снова преобразуется из оптического в микроволновый. Сигнал фильтруется ФНЧ, а его уровень мощности поддерживается на требуемом уровне в блоке АУМ (ФНЧ – фильтр нижних частот; АУМ – автоматическое управление мощностью). Селективный делитель мощности отделяет полосы частот, содержащие синхроимпульсы, от тех, которые имеют полезную информацию. Синхроимпульсы по-

ступают в блок дискриминатора синхробит, где генерируется сигнал фазовой ошибки для блока оптической цепи фазовой синхронизации, где вырабатывается управляющий синхронизирующий сигнал для лазерного гетеродина. Информационные сигналы фильтруются и, если нужно, предискажаются в блоке выходного состояния аналогового сигнала и подаются в микроволновую часть системы формирования радиоканалов вниз.

# 8.6.5. Примеры реализации оптических МЛС для спутниковых систем

Из-за того, что в настоящее время оптические МЛС на базе аэроплатформ еще не применяются, а в TCBA, в конечном счете, планируется использование оптических терминалов, разработанных для оптических межспутниковых линий связи, целесообразно рассмотреть некоторые из последних достижений в области оптических МЛС именно на примерах реализации межспутниковой связи.

По заказу Европейского космического агентства ESA (European Space Agency) разработан проект Европейской системы космической оптической связи DRS (Data Relay Satellite), включающей в себя геостационарные и низкоорбитальные спутникиретрансляторы. На рис. 8.35 показан многоугольник, в вершинах которого расположены ИСЗ DRS, поддерживающие оптическую МЛС и фидерные линии с наземными станциями в Fucino, Madrid, Liverpool, Oslo, Malmo и Vienna. В DRS предусматривается применение полупроводниковых источников когерентного оптического излучения на соединениях GaAlAs в передатчиках и способа прямого фотодетектирования в приемниках. В системе используются три различных приемника излучения для наведения, сопровождения и приема информации. Первые два представляют собой матрицы приборов с зарядовой связью (ПЗС), а последний – лавинный фотодиод.

Для наведения низкоорбитального спутника служит специальный маяк, выключающийся во время передачи информации. Часть принимаемого сигнала используется для работы систем наведения и сопровождения. Получено оптимальное разделение оптического сигнала для приема информации и удержания ориентации, обеспечивающее минимальный диаметр телескопа. Параметры Европейской системы оптической МЛС следующие:

Рабочие длины волн, мкм	0,810,87
Средняя излучаемая мощность, мВт	50
Скорость передачи информации, Мбит/с/канал	1120
Диаметр антенны геостационарного спутника, см	35
Диаметр антенны низкоорбитального спутника, см	20
Динамическая ошибка наведения, мкрад	0,3
Статическая ошибка наведения, мкрад	0,5
Вероятность ошибочного приема символа	$10^{-6}$
Расчетная дальность связи, км	45000.



Рис. 8.35. Зона расположения оптической МЛС между ИСЗ DRS



Рис. 8.36. Общий вид терминала SILEX

Численное моделирование системы *DRS* показало, что основным элементом, определяющим ресурс и устойчивость работы, является оптический передатчик.

Важным международным проектом является *SILEX* (*Semiconductor Laser Intersatellite Link Experiment*), проходящий под эгидой *ESA*. Проект *SILEX* предусматривает осуществление лазерной связи между низкоорбитальным космическим аппаратом и геостационарными спутниками. Эксперименты по данному проекту проводились с 1989 г. Система включает в себя два оптических терминала *Pastel* и *Opale* (рис. 8.36). Терминал *Pastel* был установлен на французском спутнике *Spot* 4 (высота орбиты 800 км) в марте 1998 г., а *Opale* – на спутнике *ARTEMIS* (*Advanced Relay and Technology Mission*) (высота орбиты 31 000 км), запущенном в июле 2001 г. (начал функционировать на своей заданной орбите только в апреле 2003 г.). Характеристики терминалов следующие:

Общая масса, кг	150;
Масса движущейся части, кг	70;
Диаметр телескопа, м	0,25;
Максимальная дальность, км	45 000;
Длина волны несущей, мкм	0,80,85;
Средняя мощность передатчика, мВт	60;
Мощность потребления, Вт	130.

Общая концепция эксперимента проекта *SILEX* представлена на рис. 8.37. 20 ноября 2002 г. состоялся первый сеанс передачи видеоизображения в реальном времени со скоростью 50 Мбит/с по оптической МЛС от *Spot* 4 на *ARTEMIS*. Следует отметить, что эта оптическая МЛС с тех пор действует регулярно, и к концу 2005 г. было проведено 1100 сеансов связи общей продолжительностью 230 часов.



Рис. 8.37. Концепция проекта *SILEX:* 1 – геостационарный спутник; 2 – наземный оптический терминал; 3 – наземная станция управления; 4 – 50 Мбит/с линия вниз 17,7...20,2 ГГц; 5 – 50 Мбит/с линия вверх 27,5...30 ГГц; 6 – низкоорбитальный спутник *SPOT* 4; 7 – геостационарный спутник *ARTEMIS* 

В программе японского национального космического агентства NASDA (National Space Development Agency) по созданию оптической МЛС исследуются лазерные коммуникационные блоки LCE (Laser Communication Experiment), pa3мещенные на борту экспериментального геостационарного ИСЗ ETS-VI (Engineering Test Satellite VI) и низкоорбитальном спутнике KIRARI (высота орбиты 610 км, запущен в августе 2005 г.), официально называемом OICETS (Optical Inter-orbit Communications Engineering Test Satellite).

Внешний вид и зона

покрытия спутника *ETS*-VI, запущенного в августе 1994 г. с начальной массой 2 т, показаны на рис. 8.38, а на рис. 8.39 приведены габариты *ETS*-VI по отношению к ряду работающих спутников.

В декабре 2005 г. была успешно осуществлена первая двунаправленная оптическая связь между спутником *KIRARI* и спутником *ESA ARTEMIS*. *KIRARI* стал вторым спутником, совершившим оптическую передачу информации с помощью спутника *ARTEMIS* (рис. 8.40).



Рис. 8.38. Японский спутник *ETS* VI и его зона покрытия



**Рис. 8.39.** Сравнительные габаритные размеры спутников: 1 - TDRS; 2 - INTELSAT VI; 3 - OLYMPUS; 4 - ETS VI; 5 - ACTS



Рис. 8.40. Пример МЛС: 1 – геостационарный спутник ARTEMIS; 2 – радиолиния диапазонов 20 и 30 ГГц; 3 – наземная станция ESA; 4 – оптическая МЛС; 5 – низкоорбитальный спутник OICETS; 6 – радиолиния 2,0 (2,2) ГГц; 7 – японский геостационарный спутник COMETS (запущен в 1997 г.); 8 – радиолиния 20 (30) ГГц; 9 – наземная станция NASDA

Эксперимент KIRARI является результатом длительного сотрудничества между NASDA и ESA по совместному осуществлению передачи данных и рассчитан на развертывание системы SILEX. Японский аппарат во время первого сеанса использовал оптическую связь для передачи информации и команд, отмечается, что качество связи было превосходным. Эксперименты по налаживанию оптической связи между аппаратами KIRARI и **ARTEMIS** продолжаются. В настоящее время в ходе экспериментов оптическая связь между аппаратами будет налажена несколько раз в различ-

ных условиях окружающей среды для окончательной оценки японской технологии. Внешний вид оптического терминала на *KIRARI* показан на рис. 8.41.

Технология оптической передачи данных делает возможной передачу больших потоков информации с помощью небольших терминалов, потребляющих немного энергии, а также обеспечивает безопасное соединение, защищенное от вмешательств со стороны.

Благодаря системе *SILEX* спутник *KIRARI* может передавать данные на Землю со скоростью 50 Мбит/с и получать обратно со скоростью 2 Мбит/с. Данные, пере-

даваемые через *ARTEMIS*, затем попадают на наземную станцию в Реду (Бельгия), соединенную по каналам связи с центром управления в японском городе Тсукуба.

Американский проект предполагает осуществление оптической связи между специализированным геостационарным спутником ACTS (Advanced Communications Technology Satellite) и Землей, а также на трассах ACTS-низкоорбитальный спутник и ACTS-самолет. Здесь проведение экспериментов производится



Рис. 8.41. Оптический терминал спутника

с приемниками прямого детектирования и гетеродинным через общую антенну, а также осуществляется многоканальная связь со спектральным разделением каналов (разработаны мультиплексоры на 4 и 7 каналов).

Параметры рассмотренных космических программ по созданию оптических линий связи представлены в табл. 8.6, где ППЛ – полупроводниковый лазер; ЛФД – лавинный фотодиод; КА – космический аппарат; ЗС – земная станция.

Программы			
Характеристики	SILEX	США	Японии
Тип ОМЛС	КА-КА	КА – КА КА – ЗС КА – ЛПС	KA – 3C 3C – KA KA – KA
Тип лазера	GaAlAs — ППЛ	ППЛ	ППЛ — вниз аргоновый — вверх
Рабочая длина волны, мкм	0,83	0,83	0,83 — вниз 0,51 — вверх
Средняя мощность излучения, мВт	30	30 — при гетер- одинном приеме 70 — при прямом приеме	14— вниз 4 Вт— вверх
Скорость передачи информа- ции, Мбит/с/канал	120	220	1
Диаметр антенны спутника, мм	250	200	75
Тип приемника	ЛФД	_	ЛФД
Вероятность ошибочного прие- ма символа	10 <sup>-6</sup> 10 <sup>-9</sup>	_	_
Тип системы наведения	ПЗС-матрица	ПЗС-матрица	ПЗС-матрица

Таблица 8.6. Параметры космических программ по созданию оптических линий связи

Для подтверждения возможностей создания оптических линий связи в США проведен ряд практических экспериментов (*RME – Relay Mirror Experiment*, *LACE – Laser Atmospheric Compensation Experiment*, *ACE – Agile Control Experiment*) и планируются эксперименты *Starlab*, *Delta*, а также с использованием кораблей *Space Shattle* [25]. Параметры оптических терминалов, использованных в эксперименте *LACE*, следующие:

 Рабочая длина волны, мкм
 0,86

 Тип лазера
 GaAlAs-полупроводниковый

 Средняя излучаемая мощность, мВт
 30

 Скорость передачи информации, Мбит/с
 до 220

 Устойчивость к перегрузкам, ед.
 16,2

 Потребляемая мощность при работе, Вт
 4,2

 Расчетная дальность связи, км
 более 23 тыс.

В ходе экспериментов отрабатываются:

- обнаружение и сопровождение источников оптического излучения;

- точное наведение оптического луча на объект;

- быстрое перенацеливание оптического луча с одного объекта на другой;

- динамическая компенсация дрожания оптического луча;

- управление фокусировкой излучения;

– обеспечение переотражения оптического излучения одной наземной станции на другую наземную станцию.

В рамках программы *DSP* (*Defence Support Program*) разрабатывается вариант оптической связи между спутниками дальнего обнаружения запусков баллистических ракет. Особенностью данных систем является наличие оптико-электронной аппаратуры обнаружения излучения факелов ракет (ИК диапазон;  $\lambda = 2,7$  и 4,3 мкм). Применение оптических терминалов в системе *DSP* позволит снизить массогабаритные показатели ИСЗ и необходимый ресурс по электропитанию почти в 10 раз. Предположительно в 1990 году одновременно с установкой на м. Канаверал (штат Флорида) наземной станции оптической связи был установлен образец оптического терминала на борту ИСЗ "Имеюс-15".

Имеются проекты применения космической оптической связи в системе Defence Satellite Communications Systems и в сети спутниковой связи Milstar, предназначенной для осуществления связи во время и после ядерной войны.

В табл. 8.7 приведены бюджеты различных МЛС на рабочую частоту 283 ТГц ( $\lambda = 1,06$  мкм), рассчитанные согласно Рекомендации МСЭ-Р *S*.1590 с использованием обозначений, принятых в выражении (8.1).

В настоящее время можно выделить три основных направления работ в данной области:

- создание эффективных передающих и приемных модулей;

 исследование воздействий окружающей среды на характеристики оптического излучения;

– разработка стратегии применения средств связи оптического диапазона для повышения качества услуг связи.

Следует отметить, что к 2010 году в системах спутниковой связи *ESA* и *NASDA* планируют повсеместный переход в высокочастотный диапазон с использованием лазерной техники на межспутниковых линиях связи. Такие линии не будут иметь существенных ограничений по ширине полосы частот, а, следовательно, и по про-

пускной способности. Единственной проблемой остается преодоление атмосферных влияний на линии связи с Землей.

Параметры линии	Негеостационарный ИСЗ-негео- стационарный ИСЗ		Геостационарный ИС3-гео- стационарный ИС3	
СБИЗИ	Условия	Значения	Условия	Значения
Р <sub>ПРД</sub> , дБм	1,0 Вт — среднее 2,29 Вт — пиковое	33,6	1,0 Вт — среднее 2,29 Вт — пиковое	33,6
КУ <sub>ПРД</sub> , дБ	10 см (диаметр)	110	30 см (диаметр)	119,5
КУ <sub>ПРМ</sub> , дБ	10 см (диаметр)	110	30 см (диаметр)	119,5
$L_{\Pi P { m D}}$ , дБ	0,5	-3,0	0,5	-3,0
$L_{\Pi \mathrm{PM}}$ , дБ	0,5	-3,0	0,5	-3,0
Потери в свободном пространстве, дБ	7000 км	-278	40000 км	-294
Р <sub>ПРМ</sub> , дБм	0,912 мкВт 4,6·10 <sup>12</sup> фотон/с	-30,4	1,81 мкВт 9,1·10 <sup>12</sup> фотон/с	-27,4

*Таблица 8.7.* Типичные параметры бюджетов МЛС между геостационарными и негеостационарными спутниками

#### 8.7. Выводы

1. Для TCBA организация МЛС имеет не меньшее значение, чем для спутниковых систем. Особенности МЛС TCBA, в отличие от межспутниковых, заключаются в следующем:

- близость поверхности Земли и облачности;

- радиолинии могут иметь длины от десятков до тысяч километров;

 – большие возможности по вертикальной структуризации архитектуры многоуровневых сетей на основе МЛС;

- возможность создания МЛС малой протяженности между CBA, что позволяет образовывать многопролетные полнодоступные узловые сети.

2. Получены расчетные соотношения для определения координационных расстояний между аэроплатформами, или аэроплатформой и ИСЗ с учетом высоты облачности. Предложен метод определения расстояния координации совместного использования одной частоты на радиолиниях СВА-спутник для диапазонов частот, предназначенных для межспутниковой связи. Исследовано относительное доплеровское смещение для двух баражирующих на одной высоте аэроплатформ. 3. Использование аэроплатформ в МЛС открывает широкие возможности построения пространственных сетей на основе платформ различных уровней: аэроплатформ и спутников. При этом СВА может быть представлена как узловая ячейка в сети на основе МЛС с горизонтальными связями между аэроплатформами одного уровня и вертикальными связями между аэроплатформами разных уровней, или между СВА и спутником.

Аэроплатформы одного уровня посредством МЛС могут образовывать МПУС. Для такой МПУС аналитически определено расстояние однопролетного соединения между каждой из пар узлов как минимальное количество линий связи, необходимое для того, чтобы обеспечить бесперебойное соединение этих пар узлов.

4. Важной характеристикой сети СВА на базе МЛС является возможное изменение топологии сети со временем. В отличие от геостационарных платформ многие аэроплатформы, особенно на базе самолетов, являются подвижными. В этих условиях наземные терминалы вынуждены переключать свои соединения на аэроплатформу, которая находится в зоне видимости терминала. Подобная операция требует выполнения хендовера и перемаршрутизации, которые изменяют число аэроплатформ на пути передачи сигнала. Это вызывает удлинение или укорочение пути и изменение в нем величины задержки сигнала во времени. Кроме того, перемаршрутизация (переупорядочение) пакетов может вызвать дополнительную быструю повторную передачу пакетов *TCP*.

Предложен метод определения изменения числа пролетов МЛС для предотвращения быстрой повторной передачи. Предлагаемый метод состоит из двух частей. Первая часть определяет изменение пути между терминалами, использующее разное число пролетов, путем оценки времени существования *TTL* в заголовках *IP*. Вторая часть служит для предотвращения излишней быстрой повторной передачи путем откладывания (приостановления) передачи дубликатов *ACK*, основываясь на наблюдениях за количеством пролетов.

5. Для широкополосных *IP* применений в сетях, построенных на МЛС, характерны задержка сигнала при распространении и относительно высокая вероятность возникновения ошибок. Такие сети критичны к работе транспортного протокола *TCP*. Предложено решение данной проблемы путем применения модифицированных протоколов *TCP* и реализации концепции расщепления *TCP* соединений.

6. Множество современных мультимедийных приложений базируется на услугах ШВР. Выбор нерациональной схемы маршрутизации ШВР может привести к перегрузке сети. В отношении беспроводных сетей это является еще более критичным из-за существенного ограничения пропускной способности радиолиний. Комбинация разнотипных уровней вертикальной архитектуры МЛС (спутники и аэроплатформы) может обеспечить более значительный выигрыш в эффективном использовании сети, чем в одноуровневом варианте.

7. Предложена многоуровневая архитектура сети, опирающаяся на МЛС и состоящая из трех уровней: геостационарных спутников, верхнего слоя высотных аэроплатформ и нижнего слоя аэроплатформ. Решена задача реализации схемы маршрутизации ШВР с целью минимизации стоимости формирования широковещательных деревьев, которая складывается из стоимости всех линий связи в дереве и отражает свойства схемы ШВР, используемой для построения этого дерева.

8. С освоением все более высокочастотных диапазонов вплоть до оптического появляется возможность использования более широкой полосы частот, что позволяет увеличить пропускную способность каналов связи и, следовательно, скорость передачи информации. С ростом несущей частоты увеличивается направленность радиолуча.

Переход с микроволновых МЛС на оптические обеспечивает:

- устойчивость к радио- и электромагнитным помехам;

- достижение высокой направленности приема и излучения;

- малые размеры антенной системы (менее 0,3 м);

- небольшую массу и малый уровень потребляемой мощности;

простое оптическое мультиплексирование, коммутацию для сетевого применения;

 масштабируемость архитектуры в широком диапазоне скоростей передачи и протяженностей линий связи;

 максимальное использование наработанных технических решений и компонентов обычных оптоволоконных систем.

 потенциально высокую пропускную способность, повышенную степень защиты информации, безопасность и надежность.

#### Список литературы

1. Невдяев Л.М., Смирнов А.А. Персональная спутниковая связь. – М.: Эко-Трендз, 1988. – 216 с.

2. Телекоммуникационные системы и технологии миллиметрового диапазона волн / Т.Н. Нарытник, С.А. Кравчук, М.Е. Ильченко и др. // Матер. 7-й Междунар. Крымской микроволновой конф. КрыМиКо'97 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 15–18 сентября 1997 г. – Севастополь, 1997. – Т. 1. – С. 50–55.

3. Горностаев Ю.М., Соколов В.В., Невдяев Л.М. Перспективные спутниковые системы связи. – М.: Горячая линия – Телеком, 2000. – 132 с.

4. *Аболиц А.И.* Системы спутниковой связи. Основы структурно-параметрической теории и эффективность. – М.: ИТИС, 2004. – 426 с.

5. *Кравчук С.А.* Создание многопролетных полнодоступных узловых беспроводных сетей в системах широкополосного радиодоступа // Тр. 7-й междунар. науч.-практ. конф. СИЭТ "Современные информационные и электронные технологии", 22–26 мая 2006 г. – Одесса: Изд-во "ВМВ", 2006. – Т. 1. – 189 с.

6. Jin S., Wang L. Content and service replication strategies in multi-hop wireless mesh networks // MSWiM'05, Montreal, Canada, 10–13 October, 2005. – Quebec: ACM, 2005. – P. 188–195.

7. Bayar B.E., Tondryk W.J., Ades S. Radio links within a mesh network // Microwave Engineering. – 2001. – N 8-9. – P. 45–52.

8. Столлинес В. Современные компьютерные сети. – СПб.: Питер, 2003. – 783 с. – (Серия "Классика computer science"). 9. Шиллер Й. Мобильные коммуникации. – М.: Вильямс, 2002. – 384 с.

10. Luglio M., Stepanek J., Gerla M. TCP performance using splitting over the satellite link // 8<sup>th</sup> Ka Band Utilization Conference, 25–27 Sept., 2002. – Baveno, Italy. – P. 45–52.

11. *The use* of a proxy on board the satellite to improve TCP performance / J. Stepanek, A. Razdan, A. Nandan, M. Gerla, M. Luglio // In Proceedings of IEEE Global Telecommunications Conference (GLOBECOM '02). – P. 132–138.

12. Sahasrabuddhe L.H., Mukherjee B. Multicast routing algorithms and protocols: a tutorial // IEEE Network. - 2000. - 14, N 1. - P. 90-102.

13. Deering S.E., Cheriton D.R. Multicast routing in datagram Internetworks and extended LANs // ACM Transactions on Computer Systems. – 1983. – N 8. – P. 85–110.

14. Moy J. Multicast routing extensions to OSPF // Communications of ACM. - 1994. - 37. - P. 61-66.

15. Ballardie A., Cain B., Zhang Z. Core based trees (CBT) // Proc. of ACM SIGCOMM'93 Conference on Communications Architectures, Protocols and Applications, San Francisco, California, United States, 13–17 Sept., 1993. – P. 85–95.

16. *Ekici E., Akyildiz I.F., Bender M.D.* A multicast routing algorithm for LEO satellite IP networks // IEEE/ACM Transactions on Networking. – 2002. – **10**, N 2. – P. 183–192.

17. Akyildiz I.F., Ekici E., Bender M.D. MLSR: a novel routing algorithm for multi-layered satellite IP networks // IEEE/ACM Transactions on Networking. – 2002. – **10**, N 3. – P. 411–424.

18. *Ekici E., Akyildiz I.F., Bender M.D.* A distributed routing algorithm for datagram traffic in LEO satellite networks // IEEE/ACM Transactions on Networking. – 2001. – 9, N 2. – P. 137–147.

19. Васильев В.П. Разработка межспутниковых лазерных линий связи // Техника средств связи. Сер. ТРС. – 1990. – Вып. 1. – С. 38–42.

20. *Гудвин Ф*. Действующие лазерные системы связи. Обзор // ТИИЭР. – 1970. – **58**, № 10. – С. 365–372.

21. Гуляев Ю.Д., Манжура Ю.Г. Лазерные космические системы связи // Зарубежная радиоэлектроника. – 1979. – № 9. – С. 38–49.

22. Yariv A. Optical electronics. – Saunders: Holt, Rinehart Winston, 1991. – 340 p.

23. Leeb W. R. Space laser communications: systems, technologies, and applications. – Wien: Institut für Nachrichtentechnik und Hochfrequenztechnik, 2000. – 12 p.

24. An experimental heterodyne receiver with phase shift keying / M.M. Rasztovits, M.A. Schreiblehner, A.L. Scholtz, W.R. Leeb, P. Polacek // Proc. Free-Space Laser Communication Technologies VII. – 1995. – SPIE. – 2381. – P. 302.

25. Wilson K., Enoch M. Optical communications for deep space misions // IEEE Communications Magazine. - 2000. - 38, N 8. - P. 134-139.

# ГЛАВА 9

# ПОСТРОЕНИЕ СЕТИ МОБИЛЬНОЙ СВЯЗИ НА ОСНОВЕ ТСВА

На начальном этапе развития наземной мобильной связи первоочередной задачей было обеспечение всеобщей доступности, которое реализовалось путем максимально возможного покрытия территории, где могут располагаться пользователи. В настоящее время мобильная связь должна еще обеспечить предоставление пользователям новых более высокоскоростных сервисов (данные, потоковое видео). Данную проблему частично решает внедрение систем третьего поколения. Однако, даже в системах третьего поколения наиболее высокие скорости передачи мобильному пользователю могут быть предоставлены только в условиях наименьших замираний сигналов, что реализуемо, в частности, поднятием БС на такую высоту, при которой возможно установление с пользовательским терминалом прямой видимости. Здесь наиболее подходящим является перенос БС на аэроплатформу без изменения применяемой в данном случае стандартной технологии сотовой мобильной связи, в частности, стандарта глобальной системы мобильной связи *GSM* (*Global System for Mobile Communications*) [1].

# 9.1. СВА в качестве базовой станции GSM

#### 9.1.1. Общие положения. Постановка задач

В обычной сотовой мобильной системе *GSM* соединение между пользователем (индивидуальным портативным терминалом) и всей системой в целом зависит от радиоканала между терминалом и БС. Каждая БС может одновременно обслуживать ограниченное количество пользователей в одной соте, размер которой является функцией от плотности тех же пользователей. В городах с большой плотностью населения радиус соты может составлять всего 300 м, в то время как в пригородных и сельских областях он становится значительно больше (максимум 35 км из-за проблем с синхронизацией).

Предположим, что БС системы GSM расположена на летающей аэроплатформе на высоте 17 км. Тогда зона покрытия радиосистемы является окружностью радиусом около 100 км, которая для гарантии корректной работы системы стандарта GSM ограничивается сотой радиусом 30 км. Если возникает необходимость в маленьких сотах, то возможно сужение ДН бортовой антенны для уменьшения зоны обслуживания. Интерфейс радиосистемы аэроплатформы по отношению к мобильным терминалам не отличается от обычной БС. Однако, если наземная БС имеет выделенный канал связи через кабель (или радиорелейную линию) с остальной сетью GSM, то в случае ТСВА необходимо наличие еще одного обязательного радиосоединения для передачи трафика от (к) аэроплатформы (аэроплатформе) к (от) наземной шлюзовой станции, связанной с сетью GSM. Это радиосоединение можно создавать отдельно, используя иные корректирующие коды, типы модуляции, частоты, чем те, которые предусматриваются в системе стандарта GSM. Один и тот же радиоканал может использоваться для передачи сигналов удаленного контроля аэроплатформы и сжатых изображений для целей видеонаблюдения. Стандартная часть БС на борту должна быть частично перестроена из-за ограничения доступной мощности и низких температур.

Таким образом, основными задачами СВА как БС GSM являются:

1. Использование для управления ДН антенны технологии адаптивного диаграммообразования. Эта технология позволяет отслеживать движения пользователей и повторно использовать одну и ту же частоту для пользователей, расположенных в различных пространственных частях соты; сосредоточивать излучаемую мощность только в направлении определенного пользователя и тем самым экономить электроэнергию, необходимость чего обусловливается наличием ограничений по источникам энергии на аэроплатформе. Решение использовать направленный луч управляемой антенны является важным ввиду относительной простоты необходимого для этого инструментария, небольшой массы и простоты контроля ДН посредством числовых алгоритмов.

2. Моделирование канала связи между мобильными терминалами и аэроплатформой с учетом того, что передающие и приемные антенны передвигаются по отношению к потенциальным рассеивателям, а антенна аэроплатформы не является всенаправленной. Поэтому для описания замираний на радиотрассе классическая модель *U*-образного спектра, который часто называют спектром Джейкса (*Jakes*) [2], не может быть использована.

3. Проведение оценки коэффициента битовых ошибок при использовании модуляции *DPSK* (*differential phase-shift keying*) со стандартным дифференциальным детектированием с целью проверки возможности применения стандартной модели Джейкса вместо более точной модели канала, а также потребности большего уровня мощности в канале аэроплатформа—пользователь по сравнению со стандартным соединением наземная БС—пользователь. Предположим, что антенна, устанавливаемая под фюзеляжем аэроплатформы, представляет собой решетку из 8×8 элементов, расположенных в виде квадрата со сторонами  $D = 0, 4\lambda_0$ , где  $\lambda_0 = 0, 3$  м — длина волны сигнала. Для уменьшения излучения мощности боковыми лепестками ДН используется взвешивание входящего сигнала посредством окон Хэмминга.

••0,°	$\Delta\phi,^{\circ}$	$\Delta  heta,^{\circ}$	А, раз (дБ)
20	54	38,6	0,009
30	(054)	(-19,3+19,35)	(-20,4)
60	39	70	0,009
00	(38,577,5)	(-35+35)	(-20,4)
00	15	360	0,005
90	(7590)	(-180+180)	(-23,0)

*Таблица 9.1.* Параметры ДН квадратной антенной решетки, состоящей из *N* = 64 элементов



**Рис. 9.1.** Относительное расположение и векторы скоростей аэроплатформы *р* и мобильного терминала *m* 

### 9.1.2. Доплеровский спектр

В табл. 9.1 указаны основные параметры ДН, получаемой при углах места ф<sub>0</sub>, под которыми мобильный терминал видит аэроплатформу (рис. 9.1). Величины  $\Delta \phi$  и  $\Delta \theta$  означают ширины главных лепестков ДН по уровню мощности -3 дБ в Е- и Н-плоскостях, соответственно; *А* – отношение значений максимума второго бокового лепестка к главному. Диаграмма направленности как функция КУ антенны  $G(\theta, \phi)$  используется для определения доплеровского спектра в предположении, что главный лепесток антенной решетки всегда направлен на мобильный терминал. При этом предполагается, что в мобильном терминале использована всенаправленная антенна.

Присутствие многолучевых компонентов в принимаемом сигнале связано с наличием на пути распространения сигнала таких препятствий, как здания, насаждения, подвижные средства и т.д., которые окружают мобильный терминал. В общем случае эти препятствия представляются в виде рассеивателей, равномерно распределенных в ограниченной области земной поверхности (около аэроплатформы не предполагается наличие аналогичных рассеивателей). Для получения математической модели реального радиоканала необходимо сделать некоторые допущения, касающиеся самого сценария распространения волн. Пусть, как показано на рис. 9.1, относительное положение аэроплатформы задается расстоянием между мобильной станцией и проекцией аэроплатформы на земную поверхность  $d_0$ , азимутальными углами  $\theta_p$  и  $\theta_m$ , которые описывают направления движения аэроплатформы и мобильного терминала по отношению к гипотетической линии их столкновения в горизонтальной плоскости, а также азимутальными углом  $\varphi_0$ , под которым мобильный терминал видит аэроплатформу.

Тогда можно определить три различные зоны в соте радиусом 90 км под аэроплатформой и соответствующие им положения мобильных терминалов:

− внутреннюю орбитальную зону (ВОЗ)  $0 < d_0$ , км < 10;  $\phi_0 \in [60^\circ, 90^\circ]$ ;  $\phi_0 = 75^\circ$ ;

— внеорбитальную зону (BHO3)  $10 < d_0$ , км < 30;  $\phi_0 \in [30^\circ, 60^\circ]$ ;  $\phi_0 = 45^\circ$ ;

— дальнеорбитальную зону (ДОЗ)  $30 < d_0$ , км  $\leq 90$ ;  $\varphi_0 \in [10^\circ, 30^\circ]$ ;  $\varphi_0 = 15^\circ$ .

Предположим также, что рассеиватели в рамках углового распределения, представленного в табл. 9.2, являются равномерно распределенными:

– в пределах ВОЗ таким образом, что аэроплатформа улавливает отраженные сигналы по направлениям равномерно распределенных азимутальных углов  $\theta$  в интервале [−180°, 180°] и углов места  $\phi \in [60^\circ, 90^\circ]$ ;

– внутри кругового сектора вокруг мобильного терминала в BHO3 так, что аэроплатформа принимает сигналы в направлениях углов  $\theta \in [-45^\circ, 45^\circ]$  и  $\phi \in [-30^\circ, 60^\circ]$ ;

— внутри кругового сектора вокруг мобильного терминала в ДОЗ так, что сигналы, которые достигают антенны аэроплатформы, приходят из направлений равномерно распределенных углов  $\theta \in [-30^\circ, 60^\circ]$  и  $\phi \in [10^\circ, 30^\circ]$ .

Зоны	Углы прихода сигналов,°
Внутренняя орбитальная	$-180 \le \theta \le +180$ $60 \le \phi \le 90$
Внеорбитальная	$\begin{array}{l} -45 \leq \theta \leq +45 \\ 30 \leq \phi \leq 60 \end{array}$
Дальнеорбитальная	$\begin{array}{l} -30 \leq \theta \leq +30 \\ 10 \leq \phi \leq 30 \end{array}$

Таблица 9.2. Угловое распределение направлений прихода сигналов на аэроплатформу (БС)

Модель канала можно считать райсовской (рис. 9.2), если, как предполагалось, в канале есть много рассеивателей и относительная задержка откликов очень мала по отношению к длительности символов. Для более глубокого анализа нужно также учитывать статистическую характеристику задержек сигналов при распространении.


**Рис. 9.2.** Модель канала распространения:  $\tilde{x}(t)$  – комплексная огибающая сигнала x(t);  $\tilde{g}(t)$  – унитарный процесс замирания по мощности;  $k_p$  – мультипликативная константа, которая позволяет изменять соотношение между сигналом линии прямой радиовидимости и рассеянным сигналом;  $\tilde{n}(t)$  – белый шум

Следует отметить, что наличие прямой видимости создает в ВОЗ и ВнОЗ лучшие условия распространения радиоволн, чем в обычном наземном радиоканале, даже несмотря на то, что из-за подвижности БС и мобильного терминала здесь более явно проявляется эффект Доплера. Исследование системы с двумя подвижными объектами можно найти в [3], где показано, что общий спектр Доплера S(f) можно получить как свертку двух доплеровских спектров, полученных в предположении, что первый (второй) является спектром подвижного объекта, а второй (первый) — неподвижного объекта:

$$S(f) = \int_{-\infty}^{+\infty} S_m(v) S_p(f-v) dv \,. \tag{9.1}$$

Доплеровский спектр, полученный в предположении, что только один пользователь подвижен, является хорошо известной моделью Джейкса [2]:

$$\begin{cases} S_m(f) = \frac{k_m}{\sqrt{f_{d,m}^2 - (f - f_0)^2}}, & |f - f_0| < f_{d,m}; \\ S_m(f) = 0, & |f - f_0| > f_{d,m}; \end{cases}$$

$$f_{d,m} = f_0 v_m / c_0. \tag{9.2}$$

Здесь  $f_{d,m}$  — частота замираний;  $v_m$  — скорость мобильного пользователя;  $c_0$  — скорость света;  $f_0$  — центральная частота передаваемого сигнала; параметр  $k_m$  зависит от средней принимаемой мощности. Значение  $\theta_m$  на рис. 9.1 не влияет на доплеровский спектр.

Получение доплеровского спектра  $S_p(f)$  аэроплатформы является более сложной задачей, так как при этом следует учитывать как угол места, так и направление излучения бортовой антенны. Исследование эффектов, возникающих при движении антенны в трехмерном пространстве, проведено в [2]. Здесь самым главным результатом является полученное выражение для доплеровского спектра

$$S_p(f) = k_p \oint G(\Omega) P_{\theta}(\Omega) \delta[f - f_0 - (f_0/c_0) \mathbf{v}_p \cdot \overline{a}_r(\Omega)] d\Omega,$$

где  $\Omega$  — телесный угол сигнала, достигающего антенны,  $d\Omega = \cos(\phi) d\theta d\phi$ ;  $G(\Omega) = G(\theta, \phi) - KY$  бортовой антенны аэроплатформы;  $v_n$  — вектор скорости аэроплат-

формы, постоянный  $v_p \equiv |v_p|$  для некоторых временных интервалов;  $\bar{a}_r(\Omega)$  – единичный вектор в направлении распространения волны, падающей на антенну под углом  $\Omega$ , т.е.  $v_p \cdot \bar{a}_r(\Omega) = v_p \cos(\theta - \theta_p) \cos\phi$ ;  $k_p$  – мультипликативная постоянная функция средней принимаемой мощности;  $P(\Omega)$  – вероятность того, что луч, принимаемый на платформе, приходит из направления  $\bar{a}_r(\Omega)$ .

Для функции плотности вероятности должно соблюдаться следующее равенство:

$$\oint P(\Omega) d\Omega = \int_{-\pi/2}^{\pi/2} \int_{-\pi}^{\pi} P(\theta, \phi) \cos \phi \, d\theta \, d\phi = 1 \, .$$

Исходя из принятых предположений,

$$P(\theta, \phi) = \begin{cases} P_0 & \theta_1 < \theta < \theta_2, \ \phi_1 < \phi < \phi_2; \\ 0 & \text{в остальных случаях,} \end{cases}$$

где  $\theta_1, \theta_2$  и  $\phi_1, \phi_2$  – граничные углы из табл. 9.2;

Поэтому

$$P_0 = \frac{1}{(\theta_2 - \theta_1)(\sin\phi_2 - \sin\phi_1)}.$$

Из-за неидеальной формы ДН антенны значение  $\theta_p$  (рис. 9.1) оказывает влияние на доплеровский спектр. Отсюда вытекают три случая:

1. Прямое приближение (ПП): платформа движется в азимутальной плоскости по направлению линии прямой видимости ( $\theta_n = 0^\circ$ );

2. Движение под углом (ДУ): платформа двигается под углом 45° по отношению к ПП ( $\theta_n = 45^\circ$ );

3. Перпендикулярное движение (ПД): платформа движется под углом 90° по отношению к ПП ( $\theta_n = 90^\circ$ ).

Доплеровское смещение спектра  $S_p(f)$  определяется в диапазоне  $f_m...f_M$ , где

$$f_{m} = \frac{v_{p} f_{0}}{c_{0}} \min_{\theta} \cos(\theta_{p} - \theta);$$

$$f_{M} = \frac{v_{p} f_{0}}{c_{0}} \max_{\theta} \cos(\theta_{p} - \theta).$$
(9.3)

В действительности эти значения являются приближенными вследствие предположения о наличии всенаправленной антенны. Значения  $f_m$  и  $f_M$  для рассмотренных случаев приведены в табл. 9.3.

$\theta_p, \dots^{\circ}$	Диапазон ө,°	$f_m/f_{d,p}$	$f_M/f_{d,p}$
0	-4545	0,703	1,000
45	-4545	0,000	1,000
90	-4545	-0,703	0,703
0	-3030	0,866	1,000
45	-3030	0,260	0,966
90	-3030	-0,500	0,500

**Таблица 9.3.** Нормированные значения  $f_m$  и  $f_M$  как функции  $\theta_p$  и диапазона изменения  $\theta$ ;  $f_{d,p} = v_p f_0 / c_0$  — максимальное доплеровское смещение (см. (9.3))

Рассчитанные по выражению (9.1) характеристики доплеровского спектра S(f) приведены в табл. 9.4. Здесь указаны рисунки, представляющие спектр мощности смоделированных методом частотной выборки (дискретизации) процессов замирания при использовании фильтров с ограниченной частотной характеристикой. Во всех случаях скорости предполагались равными 50 км/ч для мобильного терминала и 150 км/ч — для аэроплатформы. При этом центральная частота сигнала была выбрана равной 900 МГц. Мощность процесса замирания приведена к единице.

Зона	Случаи движения аэроплатформы	$\phi_0, ^\circ$	$\theta_p, ^{\circ}$	Рисунок
Внутренняя орбитальная	_	45	_	9.3
Внеорбитальная	Прямое приближение	45	0	9.4, <i>a</i>
	Движение под углом	_	45	9.4, <i>б</i>
	Перпендикулярное движение	_	90	9.4, в
Дальнеорбитальная	Прямое приближение	15	0	9.5, <i>a</i>
	Движение под углом	_	45	9.5, б
	Перпендикулярное движение	_	90	9.5, в

Таблица 9.4. Условные характеристики доплеровского спектра

Результат вычисления S(f) находится в пределах  $f_m - f_{d,m} \dots f_M + f_{d,m}$ , где  $f_m$  и  $f_M$  определяются по (9.3), а  $f_{d,m} - (9.2)$ . Из табл. 9.4 следует, что спектры Доплера являются одинаковыми функциями только при условии  $\theta_p = 90^\circ$ . Числовые значения минимальной и максимальной частот доплеровского спектра хорошо согласуются с теорией.



**Рис. 9.4.** Теоретический спектр Доплера (сплошная линия) и его аппроксимация (штриховая линия) для ВнОЗ случаев прямого приближения (*a*), движения под углом (*б*) и перпендикулярного движения (*в*)



**Рис. 9.5.** Теоретический спектр Доплера (сплошная линия) и его аппроксимация (штриховая линия) для ДОЗ случаев прямого приближения (*a*), движения под углом (*б*) и перпендикулярного движения (*в*)

### 9.1.3. Результаты моделирования

С использованием полученной модели замирания, представленной на рис. 9.2, были смоделированы характеристики радиоканала с *DPSK* манипуляцией со скоростью передачи 270 кбит/с (со стандартным приемником). На рис. 9.6, 9.7 и 9.8 по-казаны зависимости *BER* от среднего отношения  $E_b/N_0$  при значениях мультипликативной постоянной  $k_p$ , равной 0 дБ (рис. 9.6), 6 дБ (рис. 9.7) и  $-\infty$  дБ (рис. 9.8, этот случай соответствует отсутствию прямого пути). На каждом рисунке представлены также кривые *BER* для наземных БС (отсутствие прямого пути, доплеровский спектр Джейкса, скорость мобильной станции 50 км/ч) для нахождения условий, при которых использование БС на аэроплатформе может быть более выгодным.



Рис. 9.6. Зависимость вероятности ошибки *BER* для дифференциальной биполярной фазовой модуляции от  $E_b/N_0$  при наличии прямого пути  $k_p = 0$  дБ: 1 - ДОЗ с ПП; 2 - ВНОЗ с ПП; 3 - ВНОЗ с ДУ; 4 - BO3; 5 - модель Джейкса; <math>6 - ВHO3 с ПД



Рис. 9.7. Зависимость вероятности ошибки *BER* для дифференциальной биполярной фазовой модуляции от  $E_b/N_0$  при наличии прямого пути  $k_p = 6$  дБ: 1 - ДОЗ с ПП; 2 - ВнОЗ с ПП; 3 - модель Джейкса; 4 - ВнОЗ с ДУ; 5 - ВнОЗ с ПД

**Рис. 9.8.** Зависимость вероятности ошибки *BER* для дифференциальной биполярной фазовой модуляции от  $E_b/N_0$  при отсутствии прямого пути: 1 - ДОЗ с ПП; 2 - ВНОЗ с ПП; 3 - ВОЗ; 4 - модель Джейкса

Результаты показывают, что ДОЗ имеет наихудшие характеристики и более высокий порог ошибок из-за более критичных условий распространения. При отсутствии прямого пути (рис. 9.8) решение с аэроплатформой имеет худшие показатели по сравнению с наземной БС из-за большего доплеровского сдвига. Наличие прямой видимости гарантирует отношение прямой/переотраженной мощностей  $k_p$ , равным 0 дБ, и одинаковые параметры наземных и воздушных БС для  $E_b/N_0$  до 30 дБ. При росте  $k_p$  (что характерно для зон ВО и ВНО) применение платформы становится более выгодным. Из результатов проведенного моделирования следует, что ни одна из упрощенных моделей Джейкса не является применимой для аэроплатформы в качестве БС.

## 9.2. Имитационное моделирование радиоканала TCBA в системах мобильной связи

В настоящем разделе представлена расширенная имитационная модель радиоканала TCBA в системах мобильной связи второго и третьего поколений.

### 9.2.1. Модели плотности вероятности для сигнальной флуктуации

Первым шагом в разработке физической модели канала является выявление наиболее характерных сценариев возможной работы радиоканала. Ограничимся тремя наиболее показательными из них.

В городской местности имеют место условия прямой радиовидимости и многолучевого рассеяния. Условие прямой видимости обеспечивается небольшим расстоянием до СВА. Компоненты рассеяния, каждый из которых является независимым и имеет случайную фазу, состоят из множества переотражений от препятствий в зоне приема. Огибающая этого рассеянного сигнала характеризуется рэлеевским распределением вероятности. Сумма постоянной огибающей и распределенного по рэлеевскому закону рассеянного сигнала образует распределение Райса [4], которое описывается выражением

$$p(r) = 2kre^{-k(r^2+1)}I_0(2kr) ,$$

где k — фактор Райса;  $I_0$  — модифицированная функция Бесселя первого рода нулевого порядка. Фактор Райса определяется как отношение средней мощности сигнала прямой видимости к средней мощности рассеяния, вызванного многолучевостью

$$k=\frac{s^2}{2\sigma^2}.$$

В городской местности близкие к приемнику препятствия образуют затенение сигналу и обусловливают затухание его компонента прямой видимости. Вследствие того, что некоторые объекты являются еще и подвижными (транспортные средства), затухание сигнала прямой видимости изменяется. Затухание такого прямого сигнала имеет логарифмически нормальное распределение [4]:

$$p(s) = \frac{10}{\sqrt{2\pi} \ln(10s)} \frac{1}{s} \exp\left(-\frac{(10\log s - \mu)^2}{2\sigma^2}\right),$$

где µ и  $\sigma$  – среднее значение и стандартная дисперсия, выраженные в дБ.

### 9.2.3. Статистическая модель радиоканала

Так как свойства окружающей среды изменяются, принятый сигнал невозможно представить посредством модели с постоянными параметрами [5]. Поэтому канал связи будем исследовать с помощью марковских моделей с конечными состояниями. Переходы между состояниями определяются матрицей **P**, каждый элемент  $P_{ij}$  которой представляет собой вероятность перехода канала из *i*-го состояния в *j*-е состояние. Модель канала с тремя состояниями *A*, *B* и *C* определяется матрицей переходов следующего вида:

$$\mathbf{P} = \begin{pmatrix} P_{AA} & P_{AB} & P_{AC} \\ P_{BA} & P_{BB} & P_{BC} \\ P_{CA} & P_{CB} & P_{CC} \end{pmatrix}.$$

Вектор-строка стационарного состояния π рассчитывается с использованием свойств марковских процессов:

$$\boldsymbol{\pi}(\mathbf{I} - \mathbf{P}) = 0; \qquad (9.4)$$

$$\boldsymbol{\pi} \mathbf{e} = 1 , \qquad (9.5)$$

где I — единичная матрица; Р — матрица переходов; е =  $[11...]^{T}$  [6]. Каждый элемент  $\pi_{i}$  представляет собой процент от общего времени, в течение которого процесс находится в состоянии *i*:

$$\boldsymbol{\pi} = (\pi_A \pi_B \pi_C) \ .$$

Полумарковский процесс представляет собой цепь Маркова, где время между изменениями состояний случайно и определено для некоторого распределения. Из марковского процесса можно выделить новый полумарковский процесс. Этот процесс описывается новой матрицей переходов  $\mathbf{r}$ , элементы которой вычисляются по формуле

$$r_{ij} = rac{P_{ij}}{1 - P_{ij}}, \;$$
при  $i \neq j \; r_{ij} = 0.$ 



Рис. 9.9. Полумарковский процесс, описывающий состояние канала

На рис. 9.9 показано графическое отображение такого полумарковского процесса.

Некоторые распределения в зависимости от длительности затухания описаны в Рекомендации МСЭ-Р *P.*681-6. В этой Рекомендации определены три типа каналов, соответствующих состояниям: *А* – прямая радиовидимость; *B* – легкое затенение; *C* – полное затенение.

Для состояния *А* длительность имеет вид экспоненциальной зависимости

$$P_{\mathcal{A}}(D \leq d) = 1 - \beta d^{-\gamma},$$

где  $\beta$  и  $\gamma$  — параметры, описывающие функцию уровня затенения (для  $d > \beta^{1/\gamma}$ ). Длительность для других состояний выражается через логарифмически нормальное распределение (для d > 0, 1m)

$$P_{B,C}(D \ge d) = \left(1 + \operatorname{erf}\left[\frac{\ln(d) - \ln(\alpha)}{\sqrt{2\sigma}}\right]\right)/2,$$

где  $\sigma$  – стандартная дисперсия  $\ln(d)$ , среднее значение  $\ln(d)$  равно  $\ln(\alpha)$ , а функция ошибок описана в Рекомендации МСЭ-Р *P*.1057. Рекомендация МСЭ-Р *P*.681 устанавливает параметры длительности этих состояний и распределение длительностей. Эти длительности могут устанавливаться в соответствии с характеристиками каждого состояния.

### 9.2.4. Имитационные модели радиоканала

Классическая модель на основе полумарковской цепи с двумя состояниями описывает 2 типа каналов: *хороший* и *плохой* [7]. Это — наиболее простая модель коммутации каналов, поэтому полезно сравнить ее с моделями каналов, имеющими более чем два состояния. Модель с двумя состояниями подробно представлена в работе [4]. В рассматриваемом случае распределение замирания отличается в каждом состоянии в соответствии с Рекомендацией МСЭ-Р *P*.681. Используемая мо-

дель канала допускает переключение между райсовским (*хорошим*) и рэлеевским логарифмически нормальным (*плохим*) замираниями (рис. 9.10).



Рис. 9.10. Модель канала с двумя состояниями: *1* – райсовские замирания; *2* – замирания Рэлея или логарифмически нормальные; *3* – белый шум; *4* – полумарковский переключающий процесс

В [4] получены распределения замираний для городской местности, представляющие собой вероятности мгновенных средних значений принятой мощности, которые находятся выше, ниже или на уровне порога для более чем *n* бит подряд. Порог соответствует разнесению затенения во времени А. Вероятности нормализуются как  $P_a (> 0) = 1 - A$  и  $P_b (> 0) = A$ . Эти измерения выполнялись в городской местности. С помо-

щью данной информации и равенств, определяющих время, на протяжении которого марковская цепь остается в каждом из состояний, можно рассчитать матрицу P, используя алгоритм минимальной среднеквадратичной ошибки. Вероятность того, что хорошее (*good*) или плохое (*bad*) состояния канала длятся дольше, чем последовательность из *n* бит, соответствует геометрическому распределению

$$P_g(>n) = P_{gg}^n;$$
$$P_b(>n) = P_{bb}^n.$$

Для вероятности  $P_b(>n) = 10^{-3}$  (при n = 20000) находим вероятности  $P_{bb} = 0,99654$ ;  $P_{gg} = 0,9974$ . Принимая во внимание, что сумма элементов матрицы **P** (вероятностей переходов) должна быть равна единице, получаем матрицу **P** в виде

$$\mathbf{P} = \begin{pmatrix} P_{gg} & P_{gb} \\ P_{bg} & P_{bb} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 9,974 \cdot 10^{-1} & 2,65 \cdot 10^{-3} \\ 3,45 \cdot 10^{-3} & 9,9654 \cdot 10^{-1} \end{pmatrix}.$$

Тогда из матричных уравнений (9.4) и (9.5) может быть рассчитана стационарная вероятность  $\pi = (0,565 \quad 0,434)$ .

Время затенения A относится к длительности каждого из состояний  $D_g$  и  $D_b$ , и в соответствии с [4] оно записывается как  $A = D_b/(D_b + D_g)$ .

Рассчитанное значение времени затенения составляет 56,5 %. Моделирование проведено с использованием полумарковских процессов при учете переходов только между смежными состояниями, при этом длительность каждого состояния канала

была определена в соответствии с Рекомендацией МСЭ-Р *Р*.681. Таким образом, матрица полумарковского процесса может быть записана в виде:

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

На рис. 9.11 представлена последовательность временных отрезков для модели канала с двумя состояниями. Из этих последовательностей можно найти среднее значение длительности каждого состояния и определить матрицы переходов между состояниями.



Рис. 9.11. Временная последовательность для модели канала с двумя состояниями: 1 – хорошее; 2 – плохое

Для модели канала с тремя состояниями (рис. 9.12) в табл. 9.5 представлены необходимые параметры (*P*. 681), которые используются для описания длительности каждого состояния канала, так же как и матрица **P**, задающая сам процесс.



Рис. 9.12. Модель канала с тремя состояниями: *1* – райсовские замирания; *2* – логарифмически нормальные замирания; *3* – замирания Рэлея или логарифмически нормальные; *4* – белый шум; 5 – полумарковский процесс переключения

Параметры		Значения параметров в зонах:		
Категория	Обозначение	Пригород 1	Пригород 2	Лес
Состояние А	β	0,88	0,83	0,60
	γ	0,61	0,66	0,84
Состояние В	α	1,73	1,89	2,05
	σ	1,11	0,93	1,05
Состояние С	α	2,62	3,28	1,55
	σ	0,98	1,04	1,02
Матрица Р	$P_{AB}$	1	1	1
	$P_{AC}$	0	0	0
	$P_{BA}$	0,65	0,65	0,42
	$P_{BC}$	0,35	0,35	0,58
	$P_{CA}$	0	0	0
	$P_{CB}$	1	1	1

Таблица 9.5. Параметры для описания состояний канала

Распределение Райса было предложено для описания режима прямой видимости. При наличии рассеивающей многолучевости со средним эффектом затенения используется рэлеевское логарифмически нормальное распределение. В последнем было использовано логарифмически нормальное распределение для случая полного затенения. В городской местности предполагаемые параметры приемника: фактор Райса k = 10,6 дБ и угол места 21°.

Матрица переходов полумарковского процесса задается следующим образом:

	0	1	0	
<b>P</b> =	0,65	0	0,35	
	0	1	0	

Отсюда видно, что в данной модели есть переходы только между смежными состояниями (на рис. 9.9 отсутствуют вероятности переходов  $P_{AC}$  и  $P_{CA}$ ).

На рис. 9.13 представлены группы временных интервалов для канала с тремя состояниями. Можно видеть, что величина затухания в состоянии C отображает уровень существующего затенения. Как и в модели с двумя состояниями, матрица **Р** может быть вычислена посредством переходов между состояниями.

Показателем данной модели с модуляцией ФМ-4 является неснижаемый *BER* (нижний предел) примерно около  $2 \cdot 10^{-3}$  (рис. 9.14). Использовалась конкатенационная схема (следуя Рекомендации МСЭ-Р *F*.1500) с кодом Рида–Соломона, сцепленным с 1/2-сверточным кодом.







**Рис. 9.14.** Показатели канала TCBA с  $\Phi$ M-4: *I* – два состояния; *2* – три состояния; *3* – три состояния, код Рида–Соломона, сверточный код (1/2) с *K* = 9

## 9.3. Технологии фиксированного распределения каналов, использующие перекрытие сот

### 9.3.1. Общие положения

В ТСВА достигают высокой пропускной способности благодаря использованию большого количества приемопередатчиков, каждый из которых имеет узконаправленную антенну для формирования отдельной соты на земной поверхности. При этом межсотовые (перекрестные) помехи в значительной степени определяются профилем боковых лепестков ДН используемых антенн.

В ряде работ [8, 9] было показано, что при определенных профилях КУ антенны на границе ячейки (соты) можно достигнуть выигрыша по пропускной способности путем перекрытия и (или) наложения соседних сот. Эта технология не всегда применима для наземных систем, так как в этом случае возникает необходимость в перенаправлении пользовательской антенны при ее перемещении из одной соты в другую, что является сравнительно медленным процессом, во время которого пользователь не будет виден ни в одной из БС. Вдобавок к этому необходима централизация сети для обмена данными о каналах, имеющимися в каждой из сот, причем с очень высокой скоростью.

Несмотря на это, концепция сот с наложением исследовалась в последнее время именно для наземных систем [10, 11], работающих по схемам повторной направленной передачи *DR* (*directed retry*) и направленного хэндовера *DH* (*directed handoff*), а также по разнообразным схемам селективного хэндовера для уравновешивания трафика SHOT (selective handover for traffic balance). В работе [10] показано, что в режиме *DR* увеличение наложения между сотами приводит к улучшению *QoS*, обеспечиваемой системой. Более того, схема *DH* продемонстрировала лучшие показатели чувствительности по отношению к вариациям пространственного профиля системы. Схемы *SHOT* позволяют увеличивать производительность систем передачи и эффективность использования радиочастотного ресурса [11]. Чем больше наложение сот в сети, тем большего объема трафика можно достичь.

Для TCBA не существует большинства проблем, которые присутствуют в наземных системах. Здесь между пользователями и аэроплатформой возникает меньше препятствий, и наложение сот может эффективно использоваться в такой сотовой системе. Сама по себе TCBA может контролировать все каналы, использующиеся в ее зоне покрытия, что и оправдывает централизацию архитектуры TCBA [12].

Далее будут проведены анализ и оптимизация наложения сот в сетях TCBA и различных схем распределения каналов.

### 9.3.2. Техника использования перекрытия сот

Рассмотрим возможность использования перекрытия сот для изменения распределения радиоканалов. С увеличением размеров сот растет зона перекрытия, обслуживаемая более чем одной сотой. Пользователи в этих зонах перекрытия сот имеют возможность выбрать один из каналов соседних сот. Например (рис. 9.15), пользователям, находящимся в одной из областей (выделено темным цветом), которая образована перекрытием трех сот, может быть выделен канал любой из этих сот. Предположим, что соты, формируемые на земной поверхности, имеют почти круглую форму и одинаковые размеры.

Размер зоны перекрытия может быть определен путем установления ограничения на минимальную принимаемую мощность или отношение С/Ш, которое связано с уменьшением мощности при смещении от направления максимального КУ ДН





**Рис. 9.15.** Иллюстрация перекрытия зон: *1* – область перекрытия трех соседних сот

Рис. 9.16. Радиусы перекрытия сот

антенны и может быть найдено из энергетики радиолинии [10]. Здесь мы предполагаем, что отношение С/Ш является достаточным для поддержания связи в зоне покрытия. Это может достигаться соответствующим выбором размеров частотного кластера.

На рис. 9.16 изображено гексагональное расположение перекрывающихся сот, имеющих радиусы внутренней и внешней окружностей соответственно  $R_i$  и  $R_e$ . Минимальное значение радиуса перекрытия R равно радиусу соты  $R_e$ . Если R будет меньше  $R_e$ , некоторые области могут оказаться вне зоны обслуживания. Максимальное значение R принимается равным 1,5  $R_e$  для того, чтобы ограничиться тремя сотами наложения. Теоретически четыре или больше сотовых ячеек могут перекрываться, если радиус ячейки будет достаточно большим. При этом предполагается наличие в зоне перекрытия допустимого уровня соканальной интерференции.

Для детального анализа расчетной модели перекрывающихся ячеек определим понятия районов и областей (площадей перекрытия). Индивидуальные районы — это смежные секции земной поверхности, формируемые наложением более чем одной ячейки. Эти районы можно разделить на три типа (A, B или C) в зависимости от перекрытия одной, двумя или тремя сотами. Поэтому им соответственно может назначаться канал из одной, двух или трех сот. В соте может быть много районов. При объединении в соты районов в соответствии с их степенями перекрытия (A, B или C) получается область. Другими словами, область содержит один или несколько районов одного типа. Например, на рис. 9.17 показан случай, когда три ячейки перекрываются симметрично. В результате формируются различные районы:  $A_1$ ,  $A_2$ ,  $A_3$ ;  $B_1$ ,  $B_2$ ,  $B_3$  и район C. Здесь, например, для соты 2 область A равна району  $A_3$ , область B равна сумме районов  $B_1$  и  $B_2$ , а область C равна району C.



**Рис. 9.17.** Иллюстрация областей *А*, *В* и *С*: *1* – сота 1; *2* – сота 2; *3* – сота 3

Районы выделяются из областей для простоты вычисления их размеров и измерения степени перекрытия. Эта технология оказалась наилучшей в случае применения схем с наложением сот.

В общем случае областям может назначаться различное количество каналов  $C_A$ ,  $C_B$  и  $C_C$ . Это достигается пользователем при эффективном просмотре всех частот для того, чтобы найти соту с максимальным для него сигналом. Таким образом, пользователь определяет, покрытие какого числа БС есть в точке, где он находится. Эта информация будет передана в систему при его запросе. Это позволит использовать схему распреде-

ления каналов для минимизации вероятности блокировок  $P_B$ . Здесь требуется решить, каким образом следует распределять каналы по областям и в самих областях, чтобы вероятность блокировок была одинаковой в любой части соты.

Для случая, когда рассматривается одна сота, вероятность блокировок в виде распределения Эрланга может быть выражена как функция количества доступных каналов и поступающей нагрузки трафика *OT* (offered traffic) в соте:

$$P_B = f(OT_{N-\Sigma}, C_{N-\Sigma}),$$

где  $OT_{N-\Sigma}$  – общее количество OT внутри соты;  $C_{N-\Sigma}$  – общее число каналов внутри соты; f(OT, C) - B-распределение Эрланга.

Когда рассматривается случай более одной соты области покрытия, и эти соты перекрываются, вероятность блокировок соты может быть выражена через перекрытие. Вероятность блокировок соты теперь следует рассчитывать с учетом возможности выбора пользователями канала одной соты для пользователей соты A или двух сот для пользователей соты B и трех сот для пользователей соты C. Важно удержать минимальную вероятность блокировок в каждой области и во всей соте. Это оправдано только в случае назначения оптимального количества каналов каждой из этих областей. Важно отметить, что процент зон покрытия по отношению к площади (области) соты не зависит от изменения высоты расположения TCBA. Количество степеней перекрытия определяется отношением  $R/R_e$ , что следует при-

нимать во внимание при разработке архитектуры системы.

После выбора исходного описания расчетной модели можно рассчитать область перекрытия как функцию переменных радиусов смежных окружностей. Для решения этой задачи нужно определить процент этих областей от общей площади соты. На рис. 9.18 показана типичная сотовая архитектура TCBA, состоящая из 121й ячейки. Зоной покрытия здесь является область внутри окружности.





**Рис. 9.18.** Формирование соты из 121-й ячейки при использовании четырех типов наложения: *1* – 5 соседних ячеек; *2* – 3 соседние ячейки; *3* – 4 соседние ячейки; *4* – 6 соседних ячеек

Рис. 9.19. Иллюстрация областей во внутренних ячейках

Определим количество смежных зон для ячейки, окруженной определенным количеством соседей. При описании схемы распределения каналов будет учтен наиболее часто встречающийся случай шести соседей. Все ячейки в зоне покрытия имеют 6 смежных ячеек, которые пересекаются одна с другой. Это означает, что каждая ячейка состоит из 6B и 6C областей и одной области A, как показано на рис. 9.19. Следует заметить, что здесь нет областей, сформированных четырьмя и более смежными ячейками.

Математические соотношения для вычисления трех типов областей через размеры зон при изменении радиусов ячеек согласно [12] следующие:

Регион 
$$A = 2\pi R^2 - [6 (Регион B) + 6 (Регион C)];$$
  
Регион  $B =$   

$$= \left[ \left( R^2 a \cos\left(\frac{R_i}{R}\right) - R_i \sqrt{R^2 - R_i^2} \right) - Area C \right] - 2 \frac{R^2}{2} [\sqrt{3}(1 - \cos \theta_c) + 3(\theta_c - \sin \theta_c)];$$
Регион  $C = \frac{R^2}{2} [\sqrt{3}(1 - \cos \theta_c) + 3(\theta_c - \sin \theta_c)];$   
 $\theta_c = \arccos\left[ 1 - 3 \left( \sqrt{R^2 - R_i^2} - \frac{R}{\sqrt{3}} \right)^2 / (2R^2) \right],$ 

где  $R_e = 2R_i/\sqrt{3}$ ;  $R_i = \sqrt{3}R_e/2$ ;  $R_i$  и R — внутренний радиус и радиус наложения (перекрытия), соответственно; *Area C* — площадь области *C*.



**Рис. 9.20.** Зависимость размеров площадей областей S (1 - A; 2 - B; 3 - C) от нормированного радиуса соты R

На рис. 9.20 представлено изменение размеров областей А. В и С для случая внутренней соты (6 соседей). Радиус перекрытия *R* для внутренней ячейки нормируется с учетом ее исходного внешнего радиуса *R*<sub>e</sub>. Радиус перекрытия может быть или равен, или больше  $R_{e}$ , если радиусы сот становятся меньше *R*<sub>a</sub>, так как некоторые области останутся вне зоны обслуживания. Пользователям в области А могут выделяться каналы только одной БС, пользователям в области В могут выделяться каналы двух БС и пользователям в области С могут выделяться каналы всех трех БС.

На рис. 9.20 видно, что при увеличении на 5 % соты рассматриваемого типа размер области B становится равным размеру области A; на 20 % — область C становится равной по размеру области A; при увеличении на 30 % — область C становится равной по размеру области B. Этот сценарий хорошо себя показал при использовании схемы распределения каналов с перекрытием сот.

### 9.3.3. Сценарий и стратегии распределения каналов

Перекрытие границ сот может улучшить показатели системы, так как выигрыш от мультиплексирования каналов в зонах перекрытия позволяет повысить эффективность использования спектра. При этом задачей любой стратегии распределения каналов является увеличение гарантированного *QoS* (показателя качества обслуживания). В системе ТСВА, использующей перекрытие ячеек, тарифы для всех пользователей устанавливаются на основании наихудшего уровня блокировок, который может обеспечить провайдер. Очевидно, что при увеличении количества блокировок в одних зонах с более низким уровнем блокировок можно уменьшить общий максимальный уровень блокировок. Для рассматриваемых здесь приложений с трафиком постоянной ширины спектра (например, видео) оптимальная ситуация может достигаться минимизацией наихудшего уровня блокировок в зоне покрытия. Возможность гарантировать однородный *QoS* в зоне покрытия достигается посредством поддержания равномерного уровня блокировок во всех областях. Этого можно достигнуть путем контроля количества каналов, доступных в каждой области благодаря перекрытию. Равномерность QoS означает, что все зоны должны иметь одинаковый уровень блокировок для поддержания максимально достижимого среднего уровня блокировок в системе.

Для обеспечения корректности результатов моделирования были использованы 37 круглых сот вместо 121-й, причем статистические данные находились только для средней соты. Каждая из этих 37 сот использует свою группу, состоящую из 30 каналов, и тем самым удается избежать соканальной интерференции. Предполагается, что между пользователем и CBA имеет место прямая радиовидимость, что при этом 100 000 пользователей проводят 500 000 разговоров. Процесс возникновения этих разговоров подчиняется пуассоновскому распределению, а его длительность имеет отрицательное экспоненциальное распределение. Пользователи равномерно распределены в зоне покрытия, и предполагаемый трафик *ОТ* исчисляется в Эрлангах на единицу площади. Суммарный *ОТ* в зоне покрытия, состоящей из 37 сот, имеет величину от 8 до 10 Эрлангов на единицу площади, умноженную на площадь зоны покрытия (одна единица длины принимается равной внешнему радиусу соты  $R_e$ ).

Тогда площадь зоны покрытия CA (coverage area) для 37 круглых сот:

$$CA = 37\pi R_e^2 - 180 \left[ R_e^2 a \cos\left(\frac{R_i}{R_e}\right) - R_i \sqrt{R_e^2 - R_i^2} \right].$$

Если  $R_e$  равно 1-й единице, то  $R_i = \sqrt{3}/2$  и общая зона покрытия равна 99,9 кв. единиц. Это значение остается фиксированным для любого перекрытия несмотря на то, что радиус соты может изменяться. Это предположение сделано для того, чтобы обеспечить постоянный *OT* в зоне покрытия. Во всех моделях распределения каналов используются одни и те же параметры.



9.3.3.1. Стандартная схема фиксированного распределения каналов

**Рис. 9.21.** Зависимость вероятности блокировки  $P_b$  от занятости каналов *Erl* в Эрлангах к единице площади для областей:  $1 - \Phi PK$  без перекрытия; 2 - A; 4 - B; 5 - C; (3 - общая блокировка соты)

Первой из рассматриваемых является схема фиксированного распределения каналов (ФРК), широко применяемая для наземных систем. Здесь в каждой соте располагается фиксированный набор каналов. Она не предусматривает никакого наложения и позволяет пользователям занять канал только от ближайшей БС. Следовательно, пользователями не принимается решение, в какой ячейке они могут занять канал. Данная модель является основой для последующего сравнения с ней более совершенной модели, в которой предусмотрены сценарии перекрытия.

График 1 на рис. 9.21 показывает, каким образом стандартная схема ФРК реагирует на изменение *ОТ*. Здесь пользователи могут соединяться только с ближайшей БС. На рис. 9.21 видно, что система может поддерживать только 4%-ную вероятность блокировок для *ОТ*, меньшего чем 9,5 Эрлангов на единицу площади.

#### 9.3.3.2. Зонированная схема ФРК

Вторая схема основывается на стандартном ФРК. Как и в предыдущем случае, в каждой соте есть фиксированное количество каналов, каждый из которых может быть предоставлен любому пользователю, находящемуся в зоне покрытия. Радиус соты R равен 1,25 исходного внешнего радиуса соты  $R_e$ . Это означает, что любой пользователь, находящийся в пределах радиуса R от центра соты, может подключиться к ней. Поэтому сначала пользователь определяет количество сот, к которым он может подключиться (до трех сот), а потом он занимает канал в той соте, в которой есть наибольшее число доступных каналов. Например, если пользователь оказывается в области C, то он может занять канал в одной из трех доступных ему сот, имеющей наибольшее число доступных каналов.

При таком подходе радиус соты, определяющий степень перекрытия, устанавливается R = 1,25. Следует отметить, что хотя радиус перекрытия и увеличился, но *OT* внутри всей зоны покрытия остается прежним (как и в предыдущем случае без перекрытия). На рис. 9.21 изображены уровни блокировки для областей *A*, *B* и *C* в центральной соте для случая, где рассматривается перекрытие сот по сравнению со стандартной схемой ФРК. Из графика следует, что в целом (учитывая общие уровни блокировок в соте) схема с перекрытием имеет лучшие показатели, чем без него. Уровни блокировок для пользователей, расположенных в зонах *A*, *B* и *C*, изменяются по-разному. Пользователи в зоне *A* испытывают худшие уровни блокировок, чем пользователи в зонах *B* и *C*. В зонах *B* и *C*, где пользователь имеет возможность выбирать из более чем одной ячейки, уровень блокировок намного ниже, чем в случае отсутствия перекрытия.

Из приведенных результатов следует, что область, сформированная двумя и более сотами, получает больший выигрыш от мультиплексирования и уровни блокировок намного ниже, чем в случае с отсутствием перекрытия. Поэтому общий уровень блокировок зонированной схемы ФРК намного ниже, чем в случае с отсутствием перекрытия. Однако, нельзя отдать предпочтение какой-либо области (в данном случае B и C) для поддержания максимально низкого общего уровня блокировок в системе. Хотя рассматриваемая схема ФРК показывает, что использование перекрытия сот может существенно снизить уровень блокировок, помимо этого существуют возможности улучшения показателей ФРК посредством анализа канального распределения, основанного на характеристиках индивидуальных зон. В этой схеме можно снижать уровень блокировок в зоне A путем небольшого его увеличения в зонах B и C.

#### 9.3.3.3. Равномерная схема ФРК

Настоящая схема распределения каналов основана на предыдущей схеме ФРК и называется равномерным ФРК. Здесь каждая сота имеет фиксированный набор каналов, каждый из которых может быть отдан любому пользователю, находящемуся в зоне обслуживания. В этой схеме имеют место определенные ограничения, чтобы удержать определенную часть каналов свободными от использования в зоне перекрытия и оставить их доступными в зоне без перекрытия. Параметры этой схемы учитывают показатели зонированной схемы ФРК, показанной на рис. 9.21.

Задачей равномерной схемы ФРК является улучшение результатов, представленных на рис. 9.21, таким образом, чтобы во всех областях вероятность блокировок была ниже, чем для стандартной модели ФРК. На рис. 9.21 видно, что в зоне Aпользователям следует предоставлять большее число каналов, чем в зонах B и C. Одним из способов выполнения этого требования без применения прямого переключения каналов из одной соты в другую, которая требует разбивки соты на меньшие области, является блокировка части пользователей областей B и C даже в случае доступности каналов. Каналы, свободные в областях B и C, могут использоваться в A. В результате блокировки в зоне A уменьшатся, а в зонах B и C возрастут. Предложенная модель удерживает последний канал в области B и последние два канала в области C от автоматического использования. Вместо этого каналы используются только тогда, когда случайно сгенерированное число больше величины коэффициента произвольного приема  $F_R$ , оптимальное значение которого на единицу площади задается соотношением

$$F_{A} = \alpha + \beta \ln \left( \frac{OT_{optimum}}{OT_{varying}} \right),$$

где  $\alpha$  — вероятность того, что последний канал будет оставлен свободным путем блокировки пользователя из ссылающейся области (область *B* или *C*);  $\beta$  — коэффициент масштабирования *F<sub>R</sub>*, используемый для оптимизации последнего в соответствии с *OT*. *OT<sub>optimum</sub>* определяется как *OT*, для которого вероятность блокировок является минимально возможной и равномерной в пределах одной ячейки, а, следовательно, и во всей сотовой системе, когда  $\beta = 0$ .

Изначально  $\beta$  устанавливается в нуль для нахождения наилучшего коэффициента вероятности  $\alpha$  при одинаковом уровне блокировок во всех трех областях. На рис. 9.21 видно, что блокировки в области *A* возрастают экспоненциально. Таким образом, необходимо отдельно увеличивать уровень блокировок в областях *B* и *C*, используя различные  $F_R$ , и снижать количество блокировок в области *A*. Эта технология позволяет контролировать количество каналов, назначаемых соответствующим областям, без разбиения на меньшие группы и сохранять максимальное число каналов доступными в локализованных "горячих точках" спроса на трафик. Как и прежде, радиус ячеек, определяющих степень перекрытия, устанавливается равным 1,25. Параметры  $\alpha$  и  $\beta$ , используемые в данной модели, при  $OT_{optimum} = 8,8$  задаются согласно табл. 9.6.

Таблица 9.6. Параметры модели

Тип области	Значения параме	тров	
Тип боласти	α	β	
В	0,405	1,7	
С	0,045	1,7	





Рис. 9.22. Зависимость вероятности блокировки  $P_b$  от занятости каналов *Erl* в Эрлангах на единицу площади для схемы равномерного ФРК с уменьшенной блокировкой: 1 - 6ез перекрытия; 2 - 6ласть A; 3 - 6щая блокировка соты; 4 - 6ласть B; 5 - 6ласть C

**Рис. 9.23.** Зависимость вероятности блокировки  $P_b$  от нормированного радиуса соты R для схемы равномерного ФРК: I – область A; 2 – усредненная блокировка соты; 3 – область B; 4 – область C

Из результатов, показанных на рис. 9.22, следует, что при практически одинаковом уровне блокировок во всех областях общий уровень блокировок уменьшился.

По сравнению с другими схемами в этой модели улучшен QoS посредством снижения вероятности блокировок во всех областях и достигнуты равномерные уровни блокировок по всей соте. Центральная сота может справляться с OT, приблизительно на 10,5 % большим, чем в стандартном случае без перекрытия. Это улучшение достигнуто без предварительных сведений о помехах в окружающей среде. До сих пор радиус соты R предполагался равным 1,25. Однако, как показано на рис. 9.23, эта технология также применима и при других радиусах перекрытия.

Так как значения  $\alpha$  и  $\beta$  для областей *B* и *C* оптимизированы для R = 1,25, то при меньших радиусах перекрытия результаты явно ухудшаются, поскольку вероятности блокировок в областях *A*, *B* и *C* существенно различаются. Тем самым подтверждается, что  $\alpha$  и  $\beta$  являются функциями количества смежных ячеек.

# 9.4. Планирование сетей *UMTS*, в состав которых входит TCBA

Международный союз электросвязи индоссировал TCBA как альтернативу универсальной мобильной телекоммуникационной системы *UMTS* (*Universal Mobile Telecommunications System*) по предоставлению беспроводных услуг, что было закреплено в Рекомендации МСЭ-Р *M*.1456. Использование TCBA для организации доступа развивающихся сетей *UMTS* может обеспечить более качественное предоставление услуг и быстрое развертывание инфраструктуры. Более того, TCBA предоставляет такое улучшение качества при существенно более низких затратах, чем спутники.

Ниже будут рассмотрены те проблемы и аспекты, которые относятся к планированию сетей *UMTS*, в состав которых входит TCBA. Также будут рассмотрены особенности такого планирования с учетом соответствующих моделей стоимости и надежности, на основе которого будет возможно проведение оценок различных вариантов архитектуры сети *UMTS*.

### 9.4.1. Проблемы планирования и построения сети UMTS

### 9.4.1.1. Сценарии построения сети

Несмотря на ряд важных преимуществ, СВА в то же время имеют некоторые ограничения:

 ограничены масса и объем оборудования, подлежащего установке на борту, что следует принимать во внимание при определении функций сети, которые будет выполнять аэроплатформа, а также существуют определенные ограничения на энергопотребление;

 местонахождение аэроплатформы изменяется со временем, так как она либо пытается поддерживать квазистатическое положение, либо летает по предопределенной траектории;

— доступность оборудования на борту зависит от доступности самой аэроплатформы, на которую влияют погодные условия (затухание из-за дождя), условия полета (положение, высота, сила ветра) и другие условия (уровень энергии источника, обеспечивающего электропитание аэроплатформы).

С учетом перечисленных ограничений TCBA предпочтительнее использовать в подклассе сетей доступа AN (access network), чем базовых сетей CN (core network) телекоммуникационной сети, из-за ограниченной доступности CBA.

В случае интеграции СВА в сетевую архитектуру следует рассмотреть возможные варианты интерфейсов ТСВА. Все виды интерфейсов, представленные на рис. 9.24, имеют различные характеристики. ТСВА могут обеспечивать непосредственный радиоинтерфейс ( $I_{3G}$ ) между сетью и мобильными пользователями. Здесь пропускная способность СВА должна определяться из условия одновременного доступа пользователей с разным классом трафика. При планировании также следует учитывать возможные размеры зоны покрытия СВА.



Рис. 9.24. Интерфейсы относительно СВА

СВА могут выполнять ретрансляцию ( $I_{BP}$ ) для фиксированных наземных сетевых узлов. СВА сами по себе нуждаются во внешних ретрансляторах, которые могут быть реализованы посредством спутниковой ( $I_{SB}$ ) или наземной ( $I_{GB}$ ) приемопередающих станций и другой СВА ( $I_{PP}$ ) при соответствующих ограничениях на количество и на диапазон соединений этих типов интерфейсов.

В зависимости от сложности СВА и их места в интерфейсе между сетью доступа и базовой сетью ( $I_U$ ) в архитектурах, предназначенных для перехода к мобильным системам 3*G* [13], представляются рациональными два сценария.

В первом сценарии СВА может использоваться в качестве узла *B*, как показано на рис. 9.25. В этом случае не требуется связь между аэроплатформами. Здесь с помощью СВА можно расширить сети доступа. Приведенное на рис. 9.24 обозначение интерфейса  $I_{3G}$  будет совпадать с интерфейсом  $I_{U}$ , а  $I_{GB}$  будет служить как  $I_{UB}$  интерфейс в UTRAN (UMTS Terrestrial Radio Access Network), обеспечивающий наземный радиодоступ в систему UMTS. Отсутствует интерфейс  $I_{PP}$ .

Второй сценарий, который сильно зависит от межплатформенных каналов связи, показан на рис. 9.26. В этом случае CBA будет иметь на борту как оборудование узла B, так и оборудование радиоконтроллера сети доступа *RNC* (*Radio Network Controller*).

Как показано на рис. 9.24,  $I_{GB}$  должен включать в себя интерфейсы  $I_{uPs}$ ,  $I_{uCs}$  и  $I_{ub}$  в соответствии с принятыми обозначениями в UMTS. Интерфейс  $I_{pP}$  может быть снабжен  $I_{ur}$ , хотя существует и другая возможность применения  $I_{ur}$  как части  $I_{GB}$ . Тогда будет использоваться ряд наземных ретрансляционных радиоканалов вместо соединения между аэроплатформами. Этот сценарий является более сложным, так как увеличивается логическая функциональность CBA из-за возникающей необходимости в большем количестве оборудования на борту при ограничениях на массу и габариты аэроплатформы.



Рис. 9.26. ТСВА в сети доступа как RNC и узел В

#### 9.4.1.2. Постановка задачи планирования сети

Прежде чем приступить к формальному описанию проблемы планирования мобильной сети на базе TCBA, необходимо сделать некоторые замечания.

Архитектура базовой сети UMTS строится на основе множества различных функциональных элементов. Для архитектуры сети UMTS принят стандартизованный интерфейс  $I_U$ , позволяющий применять различные технологии как в базовой сети, так и в сети доступа. Предположим, что в качестве базовой сети UMTS используются сети GSM/GPRS (рис. 9.27), а все ее функции совместно выполняются с помощью центра коммутации подвижной связи MSC (Mobile Service Switching Center), сервисного узла поддержки услуг GPRS (General Packet Radio Service) SGSN (Serving GPRS Support Node) и шлюзового узла поддержки услуг GPRS GGSN (Gateway GPRS Support Node).

На решение о расположении MSC, SGSN и GGSN влияют многие факторы, не подлежащие контролю со стороны TCBA. Предположим, что положение MSC, SGSN и GGSN предопределено и выступает в качестве входных данных процесса планирования, а их емкость обслуживания стремится к бесконечности.

Исходя из предположения о наличии данных о трафике заявок, которые должна обслужить сеть, планирование должно проводиться заранее для предопределения маршрутизации каждой заявки, результат которого является независимым от использованной транспортной технологии.

Для планирования телекоммуникационной сети TCBA следует принимать во внимание, что применение межплатформенной связи и введение межплатформен-



Рис. 9.27. Объединение сетей GSM и 3G на IP основе: 1 - БС; 2 - узел B; 3 - BSC (Base Station Controller); 4 - RNC; 5 - MG (Media Gateway) – обеспечивает интерфейс между уровнями доступа; 6 - SGSN; 7 - MSC; 8 - HSS (Home Subscriber Server); 9 - MSC; 10 - MG; 11 - GGSN; 12 - MMCS (Multimedia Call Server); 13 - MMAS (Multimedia Application Server)

ных каналов являются независимыми. В то время как первое зависит от функциональной архитектуры сети, последнее зависит от планирования транспортной сети.

Нашей задачей является в соответствии с заданной функцией стоимости сети создать оптимальную технологию, которая бы не зависела от транспортного уровня и соответствовала требованиям к пропускной способности между различными узлами, представляющими различное расположение объектов.

При этом считаем заданными:

- расположение всех радиоузлов *B*, *MSC*, *SGSN* и *GGSN*;
- местоположение аэроплатформ;
- эффективная полоса пропускания и доступность требуемого трафика;
- допустимые места расположения оборудования;

- стоимостные характеристики и характеристики элементов в архитектуре.

Для решения данной задачи планирования помимо собственно архитектуры требуется ввести несколько других зависящих от нее параметров. К ним относятся: ограничение на расстояние между имеющими соединение аэроплатформами и максимальную пропускную способность канала; параметры требуемой маршрутизации и т.п. Большинство из них может быть описано, если типы соединений идентифицируются на основе используемого в оконечных пунктах оборудования. При этом должны быть учтены определенные ограничения, которые зависят от типа оборудования и могут быть представлены посредством различных стоимостных и надежностных моделей.

Цель использования TCBA, прежде всего, состоит в снижении затрат на разворачивание мобильной сети. Для достижения этой цели при планировании сети следует принимать решения, исходя из стоимостных характеристик, что приводит к необходимости создания специальной модели затрат. При этом в процессе поиска оптимума следует задаться функцией стоимости, основанной на выигрыше, который может быть получен из результата развертывания сети. Планируемые затраты могут быть объединены в 2 группы затрат: на оборудование и на организацию радиоканала.

Затраты на оборудование можно оценить довольно точно, в то время как подсчет затрат на образование канала связи, имеющий существенное влияние на результаты планирования, произвести не просто. Примем нашу целевую функцию стоимости в виде

$$Cost(s) = C_F + C_L len(s) + C_C cap(s) + C_{LC} len(s) cap(s),$$

где  $C_F$ ,  $C_L$ ,  $C_C$  и  $C_{LC}$  – коэффициенты затрат для каждого типа канала; s – индекс линии связи, стоимость которой рассчитывается; len(s) и cap(s) – длина и емкость линии s.

Данная модель позволяет провести довольно простую и корректную оценку, и поэтому она широко используется при планировании сетей. Это делает возможным решение различных задач оптимизации. Коэффициент  $C_F$  соответствует фиксированной стоимости развертывания, которую следует оплатить один раз при образовании канала. Этот параметр может представлять, например, административные затраты, стоимости аренды вышки, монтажа терминального оборудования или антенн

в случае беспроводной связи.  $C_L$  представляет собой затраты, пропорциональные протяженности канала, например, затраты на человеческий труд, необходимый для построения канала.  $C_C$  отображает затраты, напрямую зависящие от пропускной способности канала. Если возникает необходимость во множестве каналов, можно монтировать больше линий или воспользоваться более дорогой имеющейся в наличии выделенной линией. При этом данный параметр будет описывать дополнительно возникающие затраты.  $C_{LC}$  – величина, пропорциональная затратам на увеличение дальности связи и роста пропускной способности линии связи. Она может использоваться, например, для вычисления стоимости регенераторов или усилителей сигнала, которые через некоторые промежутки следует устанавливать на линии связи, и стоимость которых также может зависеть от пропускной способности канала.

Рассматриваемая модель затрат позволяет оценить себестоимость определенных типов соединений, которые появляются из-за наличия TCBA. Полагается, что межплатформенные каналы имеют фиксированную (сравнительно высокую) стоимость, так как их пропускная способность предопределена имеющейся технологией, а их стоимость не зависит от расстояния между соединяемыми платформами. Стоимость каналов от CBA на земную поверхность состоит из двух частей: фиксированных затрат на канал, соединяющий CBA с наземным трансивером (расположенным в заданном диапазоне относительно аэроплатформы), и дополнительных затратат на наземный канал, соединяющий наземный трансивер и узел назначения. Коэффициенты затрат для этого типа соединения должны устанавливаться в соответствии с коэффициентами для наземной связи, однако  $C_F$  увеличивается на стоимость радиоканала, а дальность связи должна иметь такую же величину как для наземного канала.

Из-за того, что бортовое оборудование CBA не всегда доступно, следует ввести дополнительный критерий доступности к сети. Более того, стандартные требования к пути маршрутизации через несколько CBA могут легко привести к тому, что выбранный путь не будет удовлетворять критерию доступности. Эта проблема может быть преодолена посредством применения условного алгоритма вычисления самого короткого пути, как, например, в [14].

Задача планирования в целом слишком сложна для решения, и поэтому ее следует разложить на несколько подзадач, для каждой из которых можно легко определить цели.

Планирование следует начинать с поиска подходящего местоположения для RNC и назначения каждого узла B какому-то из RNC. В следующей подзадаче каждый RNC должен быть приписан к одному из MSC и SGSN, а каждый  $SGSN - \kappa$  одному из GGSN. Запросы должны перемаршрутизироваться для отображения создаваемых соединений. Наконец, объединенную сеть из NRC, MSC, SGSN и GGSN следует оптимизировать и определить в ней количество необходимых транспортных каналов. При этом маршрутизация запросов постоянно обновляется до получения окончательного результата. Из-за громоздкости формулировки всех подзадач, а некоторые из них и вовсе не представляют существенного интереса, остановимся только

на задаче оптимизации топологии многопролетных полнодоступных узловых (*mesh*) сетей.

Зададим следующие исходные данные:

- *M*[*n*] = (*i*, *j*) - *n*-й канал данной сети, соединяющий *i*-й и *j*-й узлы;

- *Z*[*n*] - длина *n*-го канала сети;

- *C*[*n*] - затраты на *n*-й канал данной сети;

-A[n] – доступность соединения с каналом M[n], вычисляемая как  $\lg(A_n)$  +  $+\lg(A_iA_j)/2$ , где  $A_i$ ,  $A_j$  и  $A_n$  – доступности двух конечных узлов канала и самого канала, соответственно.

- ε – малое положительное число, описывающее порог доступности;

- *E*<sub>0</sub> - величина единичной емкости линии в сети;

 $-F_d[n] = (i, j) - n$ -й запрос, который возникает между узлами *i* и *j*;

- F[n] - эффективная полоса пропускания*n*-го запроса;

- *D*[*n*] - требование на доступность *n*-й заявки (практически одинаковое для всех заявок).

Параметры, которые требуется рассчитать:

- L[n] -множественность линии связи M[n];

-P[i][j] = 1, если поток запросов F[i] маршрутизируется на линию M[j], в остальных случаях P[i][j] = 0;

- P<sub>d</sub>[i][j] = n, если M[n] является j-й линией связи в маршрутизации потока заявки F[i].

Тогда стоимость сети может быть выражена формулой

$$\min\sum_{i=1...|M|} C[i]L[i], \qquad (9.6)$$

которая выполняется при следующих ограничениях:

- все линии связи имеют надлежащую множественность

$$(F * P)[j] \le E_0 L[j], \ \forall j : 1 \le j \le |M|;$$
(9.7)

- все заявки маршрутизируются по пути с требуемой доступностью:

$$\exp\left(\sum_{j=1...|M|} P[i][j]A[j] + \lg(A_x A_y)/2\right) \le D[i](1+\varepsilon), \ \forall i: 1 \le i \le |F|,$$

где

$$F_d[i] = (x, y);$$
 (9.8)

- выполняется эффективная маршрутизация заявки

$$M[P_d[i][1]](1) = x , \ M[P_d[i][k]](2) = y \ \text{M} \ M[P_d[i][j]](2) = M[P_d[i][j+1]](1),$$

$$\forall i: 1 \le i \le |F|, \ \forall j: 1 \le j < |P_d[i]|,$$

где

$$F_d[i] = (x, y).$$
 (9.9)

### 9.4.2. Эвристическое решение задачи планирования

После декомпозиции общей задачи планирования ее подзадачи можно решить применением различных алгоритмов.

Первая подзадача, а именно, поиск подходящих расположений RNC и назначение каждого узла *B* соответствующему RNC, является классическим примером поиска местоположения для концентратора. Ее можно решить применением, например, алгоритма центра масс, описанного в [15].

Назначение *RNC* может быть определено с помощью простого поглощающего алгоритма (иногда называемого "жадным" алгоритмом) назначения терминалов. Перемаршрутизация по требованию согласно этим назначениям состоит в применении иерархических схем маршрутизации трафика, задаваемых архитектурой сети, и представляет меньший интерес.

Особую важность представляет оптимизация топологии сети. Примененный здесь алгоритм основан на гибридном алгоритме, рассматриваемом в [16]. Такой алгоритм является гибридом алгоритма *Branch Exchange* и алгоритма *MENTOR* (*Multi-Environment Networked Training and Operational Readiness*), описанном в [15]. Хотя он и является довольно универсальным, все же необходимы некоторые уточнения, чтобы применить его к решению настоящей подзадачи планирования [17]. Ниже представлена адаптированная версия.

При изложении данного алгоритма используются следующие обозначения:

 $-F_{i}[n] = F[n]$ , если P[n][j] = 1, иначе  $F_{i}[n] = 0$ ;

- *W*[*n*] весовой коэффициент радиолинии *M*[*n*];
- *H* параметр штрафа слишком длинных маршрутов;
- Q[.] вспомогательный вектор-строка размерности [M];
- *P*'[.][.] вспомогательная матрица размерности *P*[.][.].

Алгоритм пытается найти оптимальное решение задачи (9.6) оптимизации полносвязной сети, удовлетворяющее условиям (9.7) и (9.8). Условие (9.9) автоматически выполняется благодаря использованию алгоритма кратчайшего пути. Во время вычислений рассматриваемый алгоритм вызывает условный алгоритм кратчайшего пути, описанный в [14]. Здесь используются следующие обозначения. CSP(d, A, W[.],A[.]) возвращает строку P[.][.], которая описывает кратчайший путь по вызову d с требованием по доступности A, используя W[.] как весовой вектор канала связи и A [.] как доступность этих каналов связи. Алгоритм также вызывает функцию, называемую BP(I, j), которая подсчитывает множественность каналов M[j], если требования  $\{D[i]; i \in I\}$  маршрутизируются по этому каналу. Данная функция выполняет эвристическую процедуру уменьшения до первого подходящего (*First Fit Decreasing*) упорядочения заявок на канал. При этом  $P_j = \{i : P[i][j] = 1\}$  представляют собой

индексы запросов, которые маршрутизированы на канале *j*. Далее предположим, что функция Cost(len, cap) возвращает 0, если cap = 0.

Первой выполняется фаза инициализации, в которой все требования маршрутизируются по кратчайшему пути, и множественность канала определяется в соответствии с этим. Псевдокод этой фазы следующий:

```
for (i = 1; i <= |F|; i++)
{
    for( j = 1; j <= |M|; j++)
    {
        if(M[j] = выполнимо) W[j] = Z[j];
        else W[j] = ∞;
    }
    P[i] = CSP(i, D[i], W[.], A[.]);
}
for( j = 1; j <= |M|; j++) L[j] = BP(P_j, j);</pre>
```

Фаза выбора выполняет оптимизацию посредством принятия решения для каждого соединения (канала связи) о том, необходимо ли его поддерживать. Соединения могут быть оценены на основе вычисления двух переменных: ПЛЮС и СОХРАНИТЬ. ПЛЮС – стоимость новых маршрутов от всех запросов, которые были обслужены оцениваемым соединением, а СОХРАНИТЬ – стоимость текущих маршрутов для этих запросов. Если СОХРАНИТЬ > ПЛЮС, то от соединения следует отказаться, так как существует другая более оптимальная конфигурация. Псевдокод этой фазы имеет следующий вид:

```
Q[.] = 0
do
{
  select j subject to max(L[j]C[j]), L[j] > 0 and Q[j] = 0;
  if (cannot select such j) exit;
  Q[j] = 1;
  P'[.][.] = 0;
  COXPAHNTE = 0;
  ПЛЮС = 0;
  for (i = 1; i <= |F|; i++)
  {
     if (P[i][j] = 1)
      {
        for (k = 1; k <= |M|; k++)
         {
if ((k = j) \text{ or } (M[k] \text{ is not feasible})) W[k] = \infty;
else
{
 if (BP(P_k \cup \{i\}, k) = BP(P_k, k))
     W[k] = H * F[k]/E_0 * (cost(Z[k], BP(P_k, k)) -
```

```
cost(Z[k], BP(P_k, k) - 1));
   else W[k] = cost(M[k], BP(P<sub>k</sub> \cup {i}, k)) _
          cost(M[k], BP(P<sub>k</sub>, k));
    }
  }
  P'[i] = CSP(i, D[i], W[.], A[.]);
  ПЛЮС = ПЛЮС + P'[i]W[.]^{T};
}
}
  for (k = 1; k \le |M|; k++)
   {
  if(BP(P_k \setminus P_j, k) > 0)
  COXPAHNTE = COXPAHNTE + BP(P_k, k) - BP(P_k \setminus P_i, k);
  }
  if (COXPAHить > ПЛЮС)
   {
  for (i = 1; i \le |F|; i++)
     if(P[i][j] = 1) P[i] = P'[i];
  for (k = 1; k \le |M|; k++)
     L[k] = BP(P_k, k);
  L[j] = 0;
   }
  }
  while(TRUE);
```

Способ, которым алгоритм изначально вычислял множественность соединения, косвенно предполагал, что при обслуживании заявки могут быть распределены между различными каналами. Заявка будет маршрутизирована по одному единственному маршруту, однако возможно ей потребуется использовать несколько параллельных каналов. Обратим внимание на следующий пример: три заявки размером 6 должны быть маршрутизированы через соединение, единичная пропускная способность которого составляет 10. Алгоритм посчитает 2 как множественность, так как целое от ((6 + 6 + 6)/10) равно 2. Однако как теперь 3 заявки должны распределиться по 2 соединениям? Для некоторых типов запросов разбивка *splitting* неприменима, и даже если применима, то функция динамической маршрутизации должна работать на всех узлах сети. В этом случае требуется создавать статические маршруты, а множественность соединений следует подсчитывать раздельно.

Из-за использованной модели затрат необходима еще одна адаптация алгоритма. Так как смешанный алгоритм использует более простую модель заданных заранее фиксированных затрат, должен быть реструктурирован весь метод обращения с затратами. Вместо использования фиксированного вектора затрат стоимость канала следует подсчитывать в динамике согласно предложенной модели затрат. Наконец, алгоритм начинается с построения полного графа между узлами, выбранными для оптимизации, что производится для уменьшения необходимого ручного вмешательства в модель в процессе планирования.

Алгоритм может применяться со всеми этими уточнениями при оптимизации полносвязной сети, соединяющей *MSC*, *SGSN* и *GGSN*.

Пусть  $F_j = \{i : (P[i][j] = 1)\}$  означает, что последовательность заявок маршрутизируется через канал M[j]. Тогда сложность вычисления исходного алгоритма будет равна  $O(|M| * |F_j| * ((|M| + |N| \lg |N|) * Z/\epsilon + |M|))$ , где N — множество узлов полносвязной сети; Z — максимальная длина скачка любого самого дешевого маршрута с учетом ограничений. Стоимость рассчитываемых маршрутов гарантированно не выходит за пределы  $(1 + \epsilon)$  от затрат на самый дешевый маршрут, не превышающий порога доступности [14].

Сложность примененного метода упаковки в контейнеры составляет  $O(K \lg K + KB)$ , где K – количество заявок (объектов); B – количество необходимых каналов (контейнеров). В случае применения метода упаковки в контейнеры K равняется  $|F_i|$ .

Это дает общую сложность, равную:

 $O(|M|*|F_j|*((|M|+|N|\lg|N|)*Z/\epsilon+|M|*(|F_j|\lg|F_j|+|F_j|*L[j]))).$ 

Для наихудшего случая, когда  $|F_j|$  равняется количеству всех заявок |F| и Z является N (самый длинный маршрут), получим следующий приближенный результат:  $O(|M|^2 * |F|^3 * |N|)$ , так как  $F \approx O(|N|^2)$ . В общем случае можно ожидать уменьшения сложности вычислений, когда магистральные каналы могут обслужить достаточно много заявок, что и определяет сложность контейнерной упаковки  $O(|F_j|\lg|F_j|)$ . Кроме того,  $|F_j|$  в общем случае является только составной частью |F|, что также уменьшает количество вычислений. Если Z в практических случаях также намного меньше N, то в результате сложность уменьшается на порядок [14].

Вся сеть состоит не только из базовых узлов *MSC*, *SGSN* и *GGSN*, как было принято в рассмотренной подзадаче. После оптимизации полносвязной сети, соединяющей эти базовые узлы, оставшиеся заявки также должны быть подчинены транспортным требованиям. Для этой следующей подзадачи используется простой алгоритм, в котором оставшиеся узлы должны быть отображены на транспортный уровень. Здесь каждая пара узлов соединяется, по крайней мере, одной секцией пути с предыдущим слоем. Затем следует подсчет множественности канала посредством повторного применения алгоритма упаковки в контейнер, и каналам назначаются пути маршрутов заявок. Сложность этой подзадачи определяется как:  $O(|N| + |F| + |M|^*((|F_j|lg|F_j| + |F_j|^*L[j]) + L[j]))$ , что для худшего случая будет составлять

ГЛАВА 9

 $O(|M|*|F|^2)$ . Поэтому основную часть вычислительной сложности последней подзадачи будет представлять оптимизация полносвязной сети.

При поиске глобального оптимума затрат можно гарантировать лишь то, что каждая подзадача будет обеспечивать частное подоптимальное решение. Если частное решение является оптимальным, то общий результат, при правильной декомпозиции, также должен стремиться к оптимуму. Для поиска глобального оптимума затрат этот эвристический метод должен использоваться совместно с общим алгоритмом оптимизации, в частности, генетическим алгоритмом.

Разработанный алгоритм был применен для планирования сети [17], результаты которого представлены ниже.

### 9.4.3. Результаты планирования гипотетической сети

Подобный описанному процесс планирования, где заявки генерировались случайным образом, был апробирован на гипотетической сети Пиренейского полуострова. Ниже представлены результаты планирования для двух различных сценариев.

Позиционирование CBA зависит от многих факторов и прежде всего от минимального угла места. Хотя этот угол может изменяться в очень небольшом диапазоне, он существенно влияет на структуру сети. На рис. 9.28 и 9.29 показано влияние двух экстремальных значений угла места (5° и 30°, соответственно) на архитектуру планируемой сети на базе TCBA, покрывающей южную часть Пиренейского полуострова. Здесь был использован первый сценарий архитектуры, а именно узлы Bразмещались на самолете *HeliPlat*.

При больших углах места, как показано на рис. 9.29, *HeliPlat*, следует располагать более плотно. В результате получается другая оптимальная структура основной сети, даже если *MSC*, *SGSN* и *GGSN* имеют сходные местоположения. Рис. 9.29 демонстрирует то, что узлы *RNC* также являются равноправными частями полносвяз-



**Рис. 9.28.** Возможный сценарий сети на Пиренейском полуострове (угол места равен 5°):



ной сети, а не только частями древовидной сети доступа, что согласуется с маршрутизацией заявок.







## 9.5. Определение интерференционного воздействия СВА на наземную сотовую систему при предоставлении услуг *IMT*-2000

### 9.5.1. Общие положения

Радиоконференция WRC-2000 приняла резолюцию № 221 "Use of high altitude platform stations providing IMT-2000 in the bands 1885–1980 MHz, 2010–2025 MHz in Region 1 and 3 and 1885–1980 MHz and 2110–2160 MHz in Region 2,"относительно изучения возможности использования CBA в качестве БС для предоставления услуг IMT-2000. При этом важность приобретает анализ совместного использования TCBA, предоставляющей услуги IMT-2000, и наземной сотовой системы [18]. МСЭ-Р представляет Рекомендацию M.1456 относительно определения интерференционного влияния от CBA IMT-2000 систем. Этот документ регламентирует ограничение соканальной спектральной плотности потока мощности spfd (spectral power flux density) TCBA на административных границах, а также требования к параметрам CBA для защиты наземных мобильных и фиксированных станций, которые работают в диапазонах частот, сопредельных с частотами передачи TCBA.

В Рекомендации M.1456, в частности, рассматривается только TCBA с частотным дуплексом FDD (Frequency Division Duplex), использующая радиоинтерфейсы IMT-2000 CDMA и TDMA. Система с временным дуплексом TDD (Time Division Duplex) из-за больших расстояний между CBA и наземными терминалами имеет сложности при реализации. Согласно Рекомендации максимальные допустимые плотности потока мощности spfd для полностью загруженных наземной IMT-2000 CDMA системы с прямым расширением спектра составляют — 98,2 дБ ( $BT/(M^{2.4} \kappa \Gamma \mu)$ ), а для TCBA IMT-2000 CDMA со множеством несущих (рассматривается 700 лучевая антенная система) — 101,1 дБ ( $BT/(M^2 \cdot 4 \kappa \Gamma \mu)$ ).

Ниже рассмотрим методологию оценки интерференционных влияний на наземную сотовую систему ІМТ-2000 излучения передающей системы СВА ІМТ-2000. Здесь учитываются два возможных источника интерференции: от сопредельных ячеек в сотовой системе и от самой ТСВА, работающей в ІМТ-2000. Интерференция, которой подвергается сотовая мобильная станция, оценивается как отношение мощностей несущей и помехи (интерференции) CIR с учетом количества пользователей СВА на ячейку и радиуса многолучевой соты ТСВА. Из полученных результатов можно определить оптимальное значение расстояния между двумя системами с целью их совместного использования в сопредельных зонах.

### 9.5.2. Модель и параметры системы

СВА может быть использована как БС для предоставления услуг ІМТ-2000 в полосах частот, указанных в табл. 9.7. Ее антенна должна иметь ДН, показанные на рис. 9.30.

Регион	Частотные диапазоны, МГц
1, 3	18851980 20102025 21102170
2	18851980 21102160



Рис. 9.30. ДН антенны СВА как БС ІМТ-2000 для максимального КУ, дБи: 1 – 23; 2 – 30; 3 – 35

Другие параметры ТСВА, необходимые для дальнейшего анализа: высота – 20 км; радиус зоны покрытия – 55 км; угол места – 20°; радиус соты – 3 км; максимальный КУ антенны G<sub>m</sub> изменяется в зависимости от радиуса соты.

Для анализа распространения радиоволн используем расширенную версию модели Хата сотовой системы и модель затухания в свободном пространстве, принятую для воздушного корабля (дирижабля). Для наземной сотовой системы будем считать высоту антенны БС равной 30 м, высоту антенны мобильной станции – 1,5 м

и частоту несущей — 1950 МГц. Тогда согласно [19] затухание может быть рассчитано по формулам:

 $\gamma = \begin{cases} 137, 4 + 35, 4 \lg d & для сотовой системы; \\ 32, 4 + 10 \lg(fd) & для TCBA, \end{cases}$ 

где d – расстояние распространения, км; f – частота, МГц.

### 9.5.3. Расчет интерференции

На рис. 9.31 показана рассматриваемая интерференционная обстановка. Провайдеры *IMT*-2000 услуг могут использовать разные системы в сопредельных зонах, например, сотовую систему в городе *A* и TCBA в городе *B*. Оценим интерференционное влияние на сотовую мобильную станцию от сотовых БС и CBA, которая используется в сопредельной зоне. Будем считать, что мобильная станция находится в ближайшей позиции к зоне действия CBA (рис. 9.31).

Мощность помехи на мобильную станцию от БС сопредельных ячеек сотовой системы можно вычислить, используя выражение:

$$I_{cell} = \alpha_i S_i M_i \gamma_i 10^{G_i/10} \left[ \sum_{n=1}^{N_T} \sum_{m=1}^{M} d_{n,m}^{-4} \right] / 3,$$

где  $\alpha_i$  — коэффициент голосовой активности сотовой системы;  $S_i$  — мощность прямого канала в соте, Вт;  $M_i$  — количество пользователей на соту в сотовой системе;  $\gamma_i$  — затухание в сотовой системе, дБ;  $G_i$  — максимальный КУ антенны БС, дБ;  $N_T$  — количество сотовых ячеек с интерференцией; M — позиция соты с  $N_T$ ;  $d_{n,m}$  — расстояние от БС до мобильного терминала, который находится под действием интерференции.



Рис. 9.31. Интерференционная обстановка: 1 – зона покрытия наземного *IMT*-2000 в городе *A*; 2 – БС наземной системы; 3 – мобильный терминал наземной системы; 4 – расстояние разнесения; 5 – сигнал интерференции; 6 – мобильный терминал TCBA; 7 – CBA; 8 – полезный сигнал
Примем коэффициент голосовой активности равным 0,375, а управление мощностью сотовой системы зададим в виде функции

$$P_{F}(r_{j}) = \begin{cases} (r_{i0}/R_{i})^{4}S_{i} \cdot 10^{G_{i}/10}, & 0 < r_{j} \le r_{i0}; \\ (r_{j}/R_{i})^{4}S_{i} \cdot 10^{G_{i}/10}, & r_{i0} < r_{j} \le R_{i}; \end{cases}$$

где  $r_{i0}$  – точка обрыва связи;  $r_j$  – расстояние к *j*-му мобильному терминалу в соте;  $R_i$  – радиус соты;  $S_i$  – передаваемая мощность на пользователя, Вт.

Интерференция на мобильную станцию в смежной от СВА зоне (рис. 9.31) может быть вычислена по формуле

$$I_{\rm CBA} = \alpha_{\rm CBA} S_{\rm CBA} M_{\rm CBA} \gamma_{\rm CBA} \left[ \sum_{x=1}^{X} \sum_{y=1}^{Y} d_p^{-2} 10^{G(\phi_{x,y})/10} \right],$$

где  $\alpha_{CBA}$  — коэффициент голосовой активности TCBA;  $S_{CBA}$  — мощность прямого канала CBA, Вт;  $M_{CBA}$  — количество пользователей на соту в TCBA;  $\gamma_{CBA}$  — затухание на радиолинии TCBA, дБ;  $G(\phi_{x,y})$  — коэффициент усиления антенн CBA в соответствии с углом между надиром CBA и мобильным терминалом наземной сотовой системы, дБ;  $d_p$  — расстояние от CBA до мобильного терминала, который подвергается интерференции.

Далее находится отношение *CIR* для мобильного терминала:

$$CIR = P_F(r_j)[I \cdot R_i^4]^{-1}$$

где  $P_F(r_j)$  — мощность передатчика в прямом канале, Вт;  $R_i$  — радиус соты наземной радиосистемы, км.

	Референсная Мощность пере- Коэффициент		Пороговое	
Название системы	чувствительность	датчика на поль-	усиления ан-	значение CIR,
	приемника, дБм	зователя, мВт	тенны, дБ	дБ
<i>CDMA</i> 2000 1 <i>x</i> (голос)	-104	100	15,0	-16,00
<i>CDMA</i> 2000 1 <i>x</i> (данные)	-104	100	15,0	-11,00
<i>CDMA</i> 2000 3 <i>x</i>	-99	100	18,8	-17,47
WCDMA	-117	100	0,8	-20,00

Таблица 9.8. Параметры CDMA систем

Расчеты отношения *CIR* были проведены для следующих мобильных сотовых систем: *CDMA* 2000 1*x* (голос), *CDMA* 2000 1*x* (данные), *CDMA* 2000 3*x* и *WCDMA*. Основные параметры этих систем приведены в табл. 9.8. При расчетах для сотовой системы были приняты радиус соты, равным 1 км, и количество пользователей на соту -50.



Рис. 9.32. Зависимость отношения *CIR* от расстояния разнесения  $d_s$  для системы *CDMA* 2000 1*x* (голос) при разном количестве пользователей на соту: I - 50; 2 - 100; 3 - 500; 4 - 1000 (радиус соты TCBA - 2 км, а для наземной системы - 1 км; в сотовой системе количество пользователей на соту составляет 50, а мощность на пользователя - 100 мВт); 5 – порог *CIR* = -16 дБ



Рис. 9.34. Зависимость отношения *CIR* от расстояния разнесения  $d_s$  для системы *CDMA* 2000 1*x* (данные) при разном количестве пользователей на соту: 1 - 50; 2 - 100; 3 - 500; 4 - 1000 (радиус соты TCBA составляет 2 км, а наземной сотовой системы – 1 км; в наземной сотовой системе количество пользователей на соту составляет 50, а мощность на пользователя – 100 мВт); 5 – пороговое значение *CIR* = –11 дБ



**Рис.** 9.33. Зависимость отношения *CIR* от расстояния разнесения  $d_s$  для системы *CDMA* 2000 1*x* (голос) при вариации радиуса соты TCBA, км: 1 – 0,44; 2 – 1; 3 – 2 (количество пользователей на соту составляет 50 как для TCBA, так и для наземной системы; в сотовой системе радиус соты составляет 1 км, а мощность на пользователя – 100 мВт); 4 – порог *CIR* = – 16 дБ



**Рис.** 9.35. Зависимость отношения *CIR* от расстояния разнесения  $d_s$  для системы *CDMA* 2000 3*x* при разном количестве пользователей на соту: 1 - 50; 2 - 100; 3 - 500; 4 - 1000 (радиус соты TCBA составляет 2 км, а наземной сотовой системы – 1 км; в наземной сотовой системе количество пользователей на соту составляет 50, а мощность на пользователя – 100 мВт); 5 - пороговое значение CIR = -17,47 дБ



**Рис.** 9.36. Зависимость отношения *CIR* от расстояния разнесения  $d_s$  для системы *WCDMA* при разном количестве пользователей на соту: 1 - 50; 2 - 100; 3 - 500; 4 - 1000 (радиус соты TCBA составляет 2 км, а наземной сотовой системы – 1 км; в наземной сотовой системе количество пользователей на соту составляет 50, а мощность на пользователя – 100 мВт); пороговое значение *CIR* = -20 дБ



Рис. 9.37. Зависимость отношения *CIR* от расстояния разнесения  $d_s$  для системы *WCDMA* при вариации радиуса соты TCBA, км: 1 - 0,44; 2 - 1; 3 - 2 (количество пользователей на соту составляет 50 как для TCBA, так и для наземной системы; в сотовой системе радиус соты составляет 1 км, а мощность на пользователя – 100 мВт); 4 - порог *CIR* = -20 дБ

Результаты вычислений показаны на рис. 9.32–9.37 при разных значениях радиуса соты и количества пользователей на соту. Из полученных данных можно определить оптимальное расстояние размежевания между зоной покрытия сотовой системы и зоной покрытия CBA, при котором не будет превышено пороговое значение *CIR* при их совместной работе. В табл. 9.9 указаны итоговые результаты для расстояний размежевания при совместном использовании частот двумя разными системами. Таким образом, представленная методология может быть руководством по решению проблем совместной работы TCBA и наземной сотовой системы для предоставления услуг *IMT*-2000.

	Расстояние размежевания, км, при			
Системы	количестве пользователей ТСВА	радиусе соты ТСВА		
	на соту (501000)	(0,442 км)		
<i>CDMA</i> 2000 1 <i>x</i> (голос)	3,88,5	2,57,4		
<i>CDMA</i> 2000 1 <i>x</i> (данные)	5,011,6	3,29,8		
<i>CDMA</i> 2000 3 <i>x</i>	3,78,4	2,67,8		
WCDMA	3,98,9	2,77,7		

Таблица 9.9. Расстояние размежевания для совместного использования частот

#### 9.6. Выводы

1. Предложено использовать аэроплатформу в качестве базовой станции *GSM* для редконаселенных районов. Разработана модель радиоканала передачи с управляемой антенной решеткой на бортовой базовой станции, учитывающая доплеровский эффект, вызванный подвижностью пользователя и аэроплатформы.

2. Создана модель канала с тремя состояниями, использующая на радиотрассе CBA—AT кодирование с прямым исправлением ошибок. Она в отличие от модели только с двумя состояниями позволяет более адекватно определять характеристики и оценивать состояние реального канала связи. Данная модель может найти применение для моделирования систем с более чем тремя состояниями, а также для имитации различных режимов работы TCBA.

Использование полумарковских процессов позволяет принимать обоснованное решение о распределении замираний для каждого из состояний канала подлежащей анализу модели.

3. Показано, что перекрытие сот в TCBA может применяться для улучшения показателей схемы фиксированного распределения каналов. Области перекрытия, обслуживаемые более чем одной сотой, получают выигрыш от мультиплексирования и имеют значительно меньшую вероятность блокировок, чем области, обслуживаемые только одной сотой. Для улучшения равномерности и уменьшения вероятности блокировок в соте разработана технология предупреждения миграции части каналов в зону наложения, в результате чего достигается возможность использования этих каналов в зонах без перекрытия. Данная технология позволяет контролировать количество каналов, назначаемых определенным областям без разбиения зон покрытия на меньшие подзоны, обеспечивая таким образом наибольший выигрыш в случае неравномерного распределения трафика.

4. Разработаны алгоритмы планирования при интеграции TCBA в архитектуру сети *UMTS*. Определены соответствующие характеристики TCBA при возможных сценариях взаимодействия с другими архитектурами. В рамках разработанного алгоритма планирования предложены модели затрат и надежности

5. Исследована интерференционная обстановка, при которой TCBA используется для предоставления *IMT*-2000 услуг, находясь в соседней зоне с той, где используется обычная сотовая система *IMT*-2000. Проведено вычисление мощности интерференции и определены расстояния размежевания, необходимые для обеспечения совместной работы рассматриваемых систем *IMT*-2000 при разных количествах пользователей на соту и радиусах сот в TCBA. Представленная расчетная методика может найти применение для решения проблем совместной работы TCBA и наземной сотовой системы для предоставления услуг *IMT*-2000.

#### Список литературы

1. *HELIPLAT* as a GSM base station: the channel model / M. Pent, L.L. Presti, G. Olmo, F. Dovis, et al. // 6<sup>th</sup> International Workshop on Digital Signal Processing Techniques for Space Applications DSP'98, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, Sept. 23–25, 1998. – P. 123–131.

2. Связь с подвижными объектами в диапазоне СВЧ / Под ред. У.К. Джейкса. – М.: Связь, 1979. – 520 с.

3. Akki A. S., Haber F. A statistical model of mobile-to-mobile land communication channel // IEEE Trans. Veh. Tech. – 1986. – **35**, N 1. – P. 185–191.

4. *The land* mobile satellite communication channel-recording, statistics, and channel model / E. Lutz, D. Cygan, M. Dippold, F. Dolainsky, W. Papke // Ibid. – 1991. – **40**, N 2. – P. 213–219.

5. *Cuevas-Ruiz J.L., Delgado-Penin J.A.* Channel modeling and simulation in HAPS systems // Fifth European Wireless Conference "Mobile and Wireless Systems beyond 3G", Febr. 24–27, 2004, Barcelona, Spain.–2004. – P. 106–110.

6. *Vucetic B., Du J.* Channel modeling and simulation in satellite mobile communication systems // IEEE J. on Selected Areas on Communications. -1992. -10, N 8. -P. 234-239.

7. *Передача* дискретных сообщений / В.П. Шувалов, Н.В. Захарченко, В.О. Шварцман и др. – М.: Радио и связь, 1990. – 464 с.

8. *Grace D., Spillard C., Tozer T.C.* High altitude platform resource management strategies with improved connection admission control // Wireless Pers. Mob. Conf. – Japan, Sept., 2003. – P. 234–239.

9. Katzela I., Naghshineh M. Channel assignment schemes for cellular mobile telecommunication systems: a comprehensive survey // IEEE Pers. Comm. Mag. -1996. - N 6. - P. 10-31.

10. Everitt D. Traffic capacity of cellular mobile communications systems // Comp. Networks ISDN Sys. – 1990. – 20. – P. 447–454.

11. *Fujii T*. Selective handover for traffic balance in mobile communications // Proc. IEEE Supercomm ICC'92. – 1992. – **4**. – P. 212.3.1–212.3.7.

12. *Katzis K., Pearce D. A. J., Grace D.* Fixed channel allocation techniques exploiting cell overlap for high altitude platforms // Fifth European Wireless Conference "Mobile and Wireless Systems beyond 3G", Febr. 24–27, 2004. – Barcelona, Spain. – 2004. – P. 31–37.

13. Holma H., Toskala A. WCDMA FOR UMTS: Radio access for third generation mobile communications. – Chichester: John Wiley & Sons Ltd, 2004. – 450 p.

14. *Efficient* computation of delay-sensitive routes from one source to all destinations // A. Goel, K.G. Ramakrishnan, D. Kataria, D. Logothetis / Proc. IEEE INFOCOM 2001 Conf. – Anchorage, Alaska, Apr. 22–26, 2001. – P. 234–239.

15. Kershenbaum A. Telecommunications network design algorithms. - New York: McGraw-Hill, 1993. - 342 p.

16. Do T.V., Nguyen T.T. A new algorithm for mesh network optimisation // Proc. 8<sup>th</sup> Workshop on Performance Modelling and Evaluation of IP and ATM Networks, Ilkley, UK, July 3–6, 2000. – P. 232–236.

17. Pándi Z., Do V.T., Király C. Planning of UMTS networks containing stratospheric platforms // Proc. of the Networks 2002 Conf. – München, Germany, June, 2002. – P. 123–131.

18. *Evaluation* of interference effect into cellular system from high altitude platform station to provide IMT-2000 service // J.-M. Park, D.-S. Oh, Y.-S. Kim, D.-S. Ahn / Proc. IEEE Global Telecomm. Conf. GLOBECOM 2003, Dec. 1–5, 2003. – San Francisco, USA, 2003. – P. 420–424.

19. Holma H., Toskala A. WCDMA for UMTS. - New York: John Wiley & Sons, 2000. - 348 p.

# ГЛАВА 10

# ПРИМЕРЫ ПОСТРОЕНИЯ ТСВА

Реализация TCBA в настоящее время находится в проектно-экспериментальной стадии, главными задачами которой являются: отработка оптимальной аэроплатформы и построение рациональной телекоммуникационной архитектуры широкополосного доступа при максимальной интеграции с другими видами телекоммуникаций.

Название проекта, год начала	Разработчик	Вид аэроплат- формы	Высота зависания СВА, км	Трафик обмена CBA с абонен- тами, Мбит/с		Масса груза, - кг
				вниз	вверх	
<i>Sky Station</i> (Небесная станция), 1996 г.	Sky Station International, USA	Дирижабль	21	10	2	1 000
StratSat (Стратосферный спутник), 1996 г.	Advanced Technology Group (ATG), UK	Дирижабль	20	34	2	900
Airborne Relay Communications System (ARC-System) (Система связи на основе ретранслятора, который на- ходится в воздухе), 1996 г.	Platforms Wireless International Co., USA	Аэростат	311	2552	110	700
High Altitude Long Operation (HALO) (Высокоподнятая платформа длительного действия), 1997 г.	Angel Technology Co., USA	Самолет Proteus	20	52	110	1000
Aeriel Vehicle Communications System (AVCS) (Система связи на основе летательного аппарата), 1997 г.	General Atomic, USA	Самолет Predator RQ-1	14	52	2	800
Stratospheric Platform (SPF) (Стратосферная платформа), 1998 г.	National Aerospace Laboratory of Japan	Дирижабль	1822	25620	1025	1 000
Sky Tower (Небесная башня), 2000 г.	NASA, Aero Viron- ment Inc., USA	Самолет <i>Helios</i>	1522	50125	110	730
HeliNet (Солнечная сеть), 2000 г.	Politecnico di Torino, ASI (Italian Space Agency)	Самолет HeliPlat	1720	100	110	800

*Таблица 10.1*. Характеристики основных проектов ТСВА

Название проекта, год начала	Разработчик	Вид аэроплат- формы	Высота зависания СВА км	Трафик обмена СВА с абонен- тами, Мбит/с		Масса груза,
		формы	obi i, kia	вниз	вверх	i di
Небесная сота, (Sky Cellular), 2001 г.	НИИ телекомму- никаций НТУУ	Дирижабль	1820	10155	0,110	800
	"КПИ", Украина	Самолет	1418	10155	0,110	1000
GEOSCAN NETWORK (Сеть геостационарного сканирования), 2002 г.	Geoscan Plc, UK	Самолет М-55	20	52	12	_
БАРС (Беспроводная аэростатная радиосеть), 1999 г. Российская АН, РКК "Энергия", компания Авгуръ, Россия		Аэростат <i>АЙ</i> -17	0,35	_	< 2	120
Low-Cost Integrated Broadband Radio Access (LIBRA), 2003 г.	SkyLINC Ltd., UK	Аэростат	0,33	—	< 2	100
Stratellite	Sanswire	Аэростат		_	< 2	_
Unmanned Air Vehicle (UAV) QinetiQ, UK		Аэростат, Самолет <i>Zephyr</i>	2030	_	< 2	_
AeroSphere	21st Century Airship Inc.	Аэростат	20	_	< 2	_
Аэродинамическая инте- гральная система телеком- муникаций (АИСТ) Центральная научно- исследовательская лаборатория "АСТРА МАИ", Россия		Биплан	1012	_	< 2	280
Беркут (Berkut) Russian Aeronautical Systems Ltd, Россия		Дири- жабль	20	—	< 2	-
High Altitude Long Endurance (HALE)	Endurance Lindstrand Hot Air Balloons Ltd.		20	_	< 2	_
Rapidly Elevated Aerostat Plat- form (REAP)	BOSCH Aerospace	Аэростат	1525	_	< 2	_
ASRI High AltitudeBalloon Program (АНАВ), 2003 г.	ASRI (Australian Space Research Institute), Австралия	Аэростат	1520	_	< 2	_

Окончание табл. 10.1

Все заявленные проекты построения TCBA (табл. 10.1) имеют практически однотипную централизованную архитектуру (см. гл. 1) и отличаются, в основном, реализацией аэроплатформы. Поэтому остановимся только на нескольких проектах, которые в достаточной мере дают представление о возможной реализации TCBA. Для полноты представления о возможностях TCBA рассмотрим некоторые дополнительные приложения, которые могут быть ими реализованы.

## 10.1. Проект Небесная сота

Использование TCBA особенно привлекательно для стран, территория которых компактно сосредоточена в определенной географической области. Это могут быть страны Европы, островные государства и т. п. К таким странам относится и Украина, для которой многоспутниковая связь не является приоритетной, а наземная телекоммуникационная инфраструктура для предоставления широкополосных услуг еще недостаточно развита.

Представляемый проект TCBA для Украины под названием Небесная сота (*Sky Cellular*) [1–5] направлен на построение перспективной телекоммуникационной сети широкополосного беспроводного доступа на базе современных технологий *IP/ATM* при интеграции с плезиохронной и синхронной иерархиями. Основными информационными потоками вниз являются *STM*0 и *STM*1, а вверх (от абонентов) – потоки от 32 кбит/с до 32 Мбит/с. Для фиксированной службы рабочий диапазон системы составляет 48 ГГц, для мобильной и вещательной служб – зависит от используемых стандартов.

Структура ТСВА Небесная сота показана на рис. 10.1. В нее входят:

- станция управления сетью;
- станция согласования с внешними сетями (шлюзовая станция);
- АТ мобильных, групповых, корпоративных и индивидуальных пользователей;

— СВА с бортовым оборудованием, которое может реализовывать функции базовых станций мобильной связи третьей генерации (например, *WCDMA*), цифрового вещания согласно пакету стандартов *DVB*, фиксированной системы широкополосного радиодоступа;

- наземная сеть TCBA, которая расположена в зоне действия TCBA и обеспечивает выход к радиоинтерфейсу системы конечному абонентскому оборудованию (КАО) индивидуальных пользователей, не имеющих приемопередающей аппаратуры.

В сети ТСВА роль базовой технологии для поддержания разнородного по своей природе трафика (голос, данные, видео) выполняет *АТМ*. Для этого разработан протокольный уровень ТСВА, предназначенный для прозрачного поддержания соединений между АТ разных стандартов через специальный ТСВА интерфейс. Действие протоколов доступа ТСВА ограничивается шлюзовой станцией и не распространяется на внешние сети. Таким образом, в модификации внешних протоколов нет потребности. Такой подход наиболее привлекателен в сетях, которые требуют приспособляемости к разным типам АТ с варьированием стандартов протоколов доступа и где *АТМ* не является доминирующим транспортным механизмом. Уровни протоколов плоскости пользователя и сигнализации для архитектуры инкапсуляции *АТМ* сверх другой протокольной платформы приведены на рис. 10.2.

Стек протоколов в плоскости сигнализации используется для трансляции любых сообщений сигнализации АТ в канал сигнализации сети ТСВА. Отдельный протокольный уровень сигнализации ТСВА – сетевой контроль соединений (СКС) – обеспечивает управление вызовами АТ. Он включает в себя все необходимые процедуры инициализации, поддержки и высвобождения соединений сети ТСВА и их



Рис. 10.1. Структура ТСВА Небесная сота: UNI, NNI, B-ICI – интерфейсы ATM; LANE – технология ATM эмуляции локальной сети

отработку в оборудовании АТ, шлюзовой станции и станции управления сетью. При этом отслеживается поддержка необходимого качества обслуживания *QoS* для всех видов трафика. Каждое соединение через СВА ассоциируется с определенным идентификатором соединения (ИДС), который используется для маршрутизации в границах сети ТСВА. Сигналы *ATM-UNI* проходят прозрачно через шлюзовую станцию до первого наземного сетевого *ATM* коммутатора.



Рис. 10.2. Уровни протоколов сигнализации (*a*) и пользователей (*б*): *AAL* – уровень адаптации *ATM* (*ATM Adaptation Level*); *S-AAL* – уровень адаптации, который определяет сигнализацию (*Signaling AAL*); *UNI* сигн. – уровень *UNI* сигнализации; ФУ – физический уровень

Подуровни управления логическим каналом *LLC* (*Logical Link Control*) и доступа к среде *MAC* (*Medium Access Control*) группируются в протокольный уровень управления каналом данных *DLC* (*Data Link Control*), который отвечает за обмен информацией между уровнями собственно сети TCBA и радиоинтерфейсом.

Для поддержки радиоинтерфейса с низкими скоростями передачи данных (16 или 32 кбит/с) и минимизации задержек пакетирования на *MAC* уровне протокольные единицы обмена *PDU* (*Protocol Data Unit*) с фиксированным размером 53 байт инкапсулируются в протокольный пакет *DLC* уровня. В этом случае поле заголовка *LLC* размещается возле заголовка *MAC* уровня для каждого кадра, который передается через радиоинтерфейс.

Пакет *MAC* уровня (специальный TCBA пакет) состоит из кодированного заголовка, поля данных пакета (53 байт) и битов канального кодирования с помощью кода Рида-Соломона (рис. 10.3). Заголовок пакета содержит четыре поля: ИДС, управления радиоресурсом (УР), *LLC* и контроля с помощью циклического избыточного кода *CRC* (*Cyclic Redundancy Checking*).

Пакет ТСВА						
Заголовок пакета Поле данных пакета (53 байт)					Биты	
идс	УР	LLC	CRC	Заголовок ячейки <i>АТМ</i>	Поле данных ячейки <i>АТМ</i>	канального кодирования

Рис. 10.3. Структура пакета МАС уровня



Рис. 10.4. Покрытие территории Украины 22 ТСВА (высота зависания СВА 20 км, радиус соты 100 км)

В многолучевой ТСВА размер ИС поля, которое уникально идентифицирует активное соединение, должен быть достаточно большой, чтобы учесть максимальное количество всех активных соединений, поддерживаемых системой в любое время. Присутствие УР поля зависит от выбора протокола УР, который используется в сети доступа ТСВА. Это может быть приспособление к нужной ширине полосы частот и распределение каналов передачи вверх на борт СВА и вниз к наземным станциям. Поле *LLC* может использоваться для мультиплексирования нескольких каналов вверх от одного КАО, чтобы использовать одно и то же значение ИДС. Наконец, поле *CRC* необходимо для обнаружения ошибок в заголовке пакета. Станция на базе высокоподнятых аэроплатформ с помощью АР формирует на земной поверхности в своей соте ячеистую структуру, подобную той, которая используется в наземной связи. Ячейки, более отдаленные от центра зоны обслуживания, будут иметь большую площадь и эллипсообразную форму. Количество ячеек в зоне обслуживания может быть разным. Для станции на высоте 20 км при предельном угле подъема антенн 30° формируется зона обслуживания диаметром 70 км с 120 ячейками.

В качестве аэроплатформы для Небесной соты в данное время могут быть применены: самолет на базе разработок авиационного научно-технического комплекса "Антонов" и Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского (г. Харьков), а также гелиевый дирижабль жесткой конструкции.

Для покрытия территории Украины достаточно 25 TCBA, которые будут находиться на высоте 20 км и формировать соты радиусом 100 км, как показано на рис. 10.4. На первом этапе внедрения Небесной соты достаточно покрыть с помощью TCBA только промышленные и областные центры, а остальную территорию в случае необходимости.

### 10.2. Проект ARC

Проект под названием "Система связи на основе ретранслятора, который находится в воздухе" ARC (Airborne Relay Communications) предлагает американская компания Platforms Wireless International Corporation. Проект предполагает развертывание системы ARC на высотах от 3 до 12 км. В качестве носителя телекоммуникационного оборудования используется аэростат Aero-XG. С наземной базой воздухоплавательный беспилотный аппарат будет соединяться кабелем-тросом диаметром



**Рис. 10.5.** Концептуальное представление системы (*System Conceptual Overview*): 1 – центр контроля и управления; 2 – аэроплатформа; 3 – система регулирования подачи кабеля; 4 – трос с кабелем; 5 – центр технической поддержки

2,5 см.

Основная задача этого комплекса состоит в обеспечении фиксированной беспроводной широкополосной (а также мобильной) связью до 1,5 млн потребителей на площади диаметром от 55 до 225 км в зависимости от конфигурации системы и мощности передатчиков (рис. 10.5–10.7).

Такая сеть позволит предоставить высококачественный телекоммуникационный сервис более чем 250 000 потребителей в центрально-западном регионе Бразилии, включая столицу. На этой территории, составляющей треть



Рис. 10.6. Сценарий работы системы (System Operations Scenario)



Рис. 10.7. Конфигурация работающей системы (*System Operations Configuration*): 1 – беспроводный коммутатор; 2 – ТСОП; 3 – БС; 4 – центральный коммутатор; 5 – центр контроля и управления; 6 – Интернет

страны, проживает порядка 14 млн человек. На основании результатов проведенных испытаний в Бразилии компания *Americel* подписала \$330-миллионный контракт с *ARC*. На основе аэростатной технологии в течение 10 лет будет построена телекоммуникационная система, рассчитанная на обслуживание района площадью около 40000 кв. км. Покрытие территории обеспечит разработанная специально под проект *ARC* антенная система, показанная на рис. 10.8 и 10.9.

Воздухоплавательная система Aero-XG представляет собой привязной беспилотный аэростат, способный непрерывно работать на высоте 5...7 км в течение 6 меся-





**Рис.** 10.8. Демонстрация подвесной антенной системы ARC System Technology (BOEING Anechoic Chamber, San Diego, CA, March 5-6, 2001)

**Рис. 10.9.** Подвесная антенная система: *1* – горизонтальная (секторные антенны); *2* – надир

цев. Наполненный гелием 46-метровый дирижабль сможет в течение нескольких месяцев удерживать до 700 кг полезной нагрузки. Такую же массу имеют мощная станция и целый комплекс дополнительного оборудования для решения специальных задач, в том числе и военных. Наряду с дирижаблем в систему входят два самолета поддержки для обеспечения бесперебойной работы при неблагоприятных погодных условиях и ежемесячном техническом обслуживании дирижабля, требующим постановки его в эллинг. Предварительные испытания уже завершены.

В отличие от других систем в ARC не применяются солнечные батареи. Для энергообеспечения установленного на аэроплатформе оборудования разработан кабель-трос диаметром 2,5 см, который также связывает воздушные базовые станции с остальной сетью. Основной недостаток такого подхода заключается в необходимости создавать зоны без полетов, чтобы исключить столкновения других летательных аппаратов как с дирижаблем, так и с его кабелем.

## 10.3. Проект БАРС



Беспроводная телекоммуникационная сеть БАРС (рис. 10.10) была разработана и реализована в 1999 году Институтом проблем передачи информации Российской АН совместно с РНЦ "Курчатовский институт", Русским воздухоплавательным обществом Авгуръ и ракетно-космической корпорацией "Энергия" [6]. Указанная сеть обеспечивает подключение к Internet ряда образовательных и научных учреждений Москвы [7].

Рис. 10.10. Принципиальная схема работы комплекса БАРС [7]

В процессе проектирования было разработано специальное причальное устройство, включающее в себя лебедку и особый кевларовый кабель-трос, комбинированный с оптоволоконным и электрическим кабелями. С помощью этих приспособлений можно плавно поднимать и опускать аэростат. По кабель-тросу осуществляется подача питания на аэростат и по оптоволоконному каналу связь БС с наземными системами.

Структура кабель-троса представлена на рис. 10.11.

При размещении БС на привязном аэростате возникает целый ряд сложных технических проблем. Под действием ветровых нагрузок аэростат перемещается внутри конуса с вершиной в точке крепления привязного троса. Это приводит к необходимости создания системы стабилизации положения антенных устройств в пространстве (вертикальная и азимутальная стабилизации). При разработке в России (Москва)



Рис. 10.11. Структура кабель-троса: I — внешняя климатическая защита; 2 — синтетическая оболочка; 3 — три медных многожильных изолированных проводника общим сечением 0,5 мм<sup>2</sup>; 4 — волокна СВМ; 5 — оптико-волоконный кабель (0,3 мм), в котором находятся два светлых кварцевых оптических волокна в изоляции по 250 мкм каждый; 6 — направляющий стержень

телекоммуникационной сети БАРС проблема стабилизации была решена следующим образом. Вертикальная стабилизация положения антенн достигнута путем расположения каркаса крепления антенн на титановом сферическом подшипнике с демпфирующим устройством для гашения колебаний. Здесь на шаровом шарнире свободно вращается устройство крепления платформы с оборудованием. При возможных отклонениях от вертикали платформа остается в горизонтальной плоскости. Об азимутальной стабилизации в этой реализации проекта беспокоиться не приходилось, так как была использована всенаправленная передающая антенна.

Был разработан оригинальный и экономичный программно-технический комплекс, обеспечивающий точность азимутальной стабилизации до одного градуса, с временем возврата платформы стабилизации к исходному направлению не более 0,25 с. В состав комплекса входят: микропроцессор, электронный компас, блок коммутации, серверный двигатель, наземный терминал контроля управления и сбора статистики.

Бортовой и наземный программные комплексы обеспечивают: слежение за стабилизирующими параметрами системы; управление наземной ЭВМ и исполнительными механизмами; сбор статистики; связь с наземным оператором.

Для обеспечения постоянного микроклимата в аэростатной БС ее оборудование и платформа стабилизации закрываются радиопрозрачным или, если необходимо, оптически прозрачным обтекателем. Это позволяет защитить платформу стабилизации и оборудование от влияния ветровых нагрузок и атмосферной влаги, упростить температурную стабилизацию (рис. 10.12).

В качестве носителя платформы применяется малообъемный аэростат *АИ*-17 (см. гл. 3). Телекоммуникационное оборудование



**Рис. 10.12.** Базовая станция и система стабилизации, закрытые радиопрозрачным кожухом [7]

комплекса состоит из радиомодемов *Cisco WGB*340/*WGB*350 и *Cisco BR*340/*BR*350, всенаправленной антенны, антенных усилителей и маршрутизаторов.

Абонентские станции построены на базе радиомодема ARLAN.

Максимальная грузоподъемность аэростатной установки составляет 120 кг, что позволяет наряду с телекоммуникационным оборудованием (например, масса базовой станции стандарта *CDMA* – 54 кг) дополнительно устанавливать на платформе оборудование специального назначения, в том числе военные системы обнаружения, камеры видеонаблюдения, с помощью которых осуществляется мониторинг местности, а также вспомогательные станции, работающие на разных частотах.

Передача сигналов через БАРС осуществляется в диапазоне 2,4 ГГц в соответствии со стандартом *IEEE* 802.11*b*.

## 10.4. Проект LIBRA компании SkyLINC

Английская компания *SkyLINC Ltd* разработала систему широкополосной передачи сигналов для удаленных сельских областей страны посредством аэростатных комплексов. Такой комплекс включает в себя сам привязной аэростат, оснащенный антенной и телекоммуникационным оборудованием, и наземную станцию.

Предложенная система низкостоимостного интегрированного широкополосного радиодоступа (*LIBRA, Low-Cost Integrated Broadband Radio Access*) будет функционировать на основе симметричной широкополосной передачи данных со скоростью 2 Мбит/с. Для покрытия всей территории страны, от крупнейших городов до самых отдаленных поселений на севере Шотландии, необходимо всего лишь 18 базовых наземных станций и соответственно 18 аэростатных комплексов, которые подняв базовые станции на высоту 1,5 км, обеспечат полное покрытие территории (рис. 10.13).

Эта технология обеспечивает эффективное решение проблемы "последней ми-



Рис. 10.13. 18 привязных аэростатов

ли", особенно для сельских и удаленных от экономических центров территорий, а также для стран с плохо развитой инфраструктурой связи. До недавнего времени доступ к Интернету в районах северной части Шотландии, которая покрыта небольшими болотами и речушками, производился по кабельным и спутниковым каналам, что существенно увеличивало его стоимость и уменьшало доступность.

Компания *SkyLinc* уже провела успешные испытания такой системы в Йоркшире. По результатам испытаний агентство гражданской авиации Великобритании приняло решение о расположении в Йоркшире двух аэростатов и соответственно двух воздушных базовых станций.

Поднятый на высоту 1,5 км гелиевый аэростат, оснащенный системой из антенн и волоконно-оптического кабеля, реализует дешевое и эффективное решение проблемы "последней мили" (рис. 10.14).

Такая новая услуга заметно упростит всю цепочку передачи информации до конечного пользователя. Будет задействован оптоволоконный скоростной сервис в формате *DSL*. Благодаря этому будут минимизированы затраты пользователя при сокращении времени передачи данных.



**Рис. 10.14.** Взаимодействие СВА с АТ: *1* – АТ; *2* – антенна СВА; *3* – трос-кабель; *4* – оборудование БС



Рис. 10.15. Антенна остается в фиксированном положении независимо от погодных условий

В итоге конечным пользователям не потребуется отдельный канал связи (например, модем, *ISDN* или абонируемый канал). Система использует беспроводный радиоканал от надземной платформы до пользовательской антенны, похожей на тарелку цифрового телевещания. Одна система *LIBRA* сможет обеспечить 15000 линий связи при скорости передачи данных 2 Мбит/с и покрыть область площадью более 3200 км<sup>2</sup>, что эквивалентно охвату 2000 традиционных беспроводных БС. Здесь БС стандартного оборудования установлена и подключена к внешним сетям через оптоволокно и (или) высокоскоростную микроволновую линию связи. Система стабилизации позволит аэростату оставаться на одном и том же месте независимо от ветра, дождя и других погодных условий (рис. 10.15). Следует отметить, что развертывание такой системы полного покрытия всей страны позволяет не только улучшить возможности доступа в Интернет, но и решить целый ряд стратегических оборонных задач.

## 10.5. Проект SPF

Национальная аэрокосмическая лаборатория Японии (National Aerospace Laboratory of Japan) и институт космических технологий и аэронавтики JAXA (Institute of Space Technology and Aeronautics) проводят разработку стратосферного дирижабля SPF (Stratosperic Platform Airship System) путем поэтапного создания серии однотипных



**Рис. 10.16.** Стратосферная платформа (Япония). Вид сверху

дирижаблей со все возрастающим объемом (рис. 10.16). Для построения стратосферного дирижабля была создана японская ассоциация развития стратосферной платформы (рис. 10.17).

По заказу организации развития телекоммуникаций Японии и исследовательской лаборатории проблем телекоммуникаций компания "Wireless Innovation Systems Group" из исследовательского центра радиосвязи (Йокосака) совместно с исследовательским центром из Митаки с 1998 года разрабатывает стратосферную платформенную телекоммуникационную систему (рис. 10.18).



Рис. 10.17. Японская ассоциация развития стратосферной платформы



Рис. 10.18. Принципиальная схема работы комплекса "Стратосферная сеть беспроводного доступа" (Stratospheric Wireless Access Network): *I* – мультимедийные системы; *2* – высокоскоростной Интернет; *3* – территориально распределенные сети передачи данных с расширенными возможностями; *4* – оптические МЛС; 5 – микроволновые каналы широкополосного доступа; *6* – интегрированные сервисы; 7 – терминалы с расширенными возможностями; 8 – мобильные телефоны



**Рис. 10.19.** Покрытие территории Японии 15 СВА (минимальный угол места 10°, высота зависания аэроплатформы 22 км, радиус одной соты 100 км)

Комплекс "Стратосферная сеть беспроводного доступа" (Stratospheric Wireless Access Network) представляет собой взаимодействующие между собой дирижабли, установленные на расстояниях 40...50 км. Предполагается использовать этот комплекс, парящий на высоте 20 км, в качестве телекоммуникационной инфраструктуры, которая сможет обеспечить доступ к передающим системам и специализированной сети (рис. 10.19). В состав комплекса входят миллиметровый передатчик, система оптического межплатформенного взаимодействия, сетевое оборудование.

Дирижабли этого комплекса имеют полужесткие сигарообразные 200-метровые оболочки, заполненные гелием. Для удержания дирижабля на требуемой высоте внутри корпуса аппарата располагаются два воздушных баллонета. Для балансирования полезной нагрузки и подъемной силы к нижнему жесткому килю, прикрепленному непосредственно к оболочке, присоединены катенарные диафрагмы.

Срок непрерывной бесперебойной работы каждого дирижабельного комплекса составляет от 3 до 5 лет.

## 10.6. Проект CAPANINA

В рамках программы Broadband-For-All Sixth Framework Program, главным спонсором которой выступает Европейский Союз, планируется создание сети широкополосного доступа на базе воздушных кораблей под названием CAPANINA (Communications from Aeral Platform Networks delivering Broadband Communications for All). Возглавляет проект Йоркский университет (The University of York) (Великобритания). Другими партнерами проекта CAPANINA являются Jozef Stefan Institute (Словения), CERCOM/Dipartimento di Elettronica – Politecnico di Torino (Италия), EuroConcepts s.r.l. (Италия), Universitat Politecnica Catalunya (Испания), Carlo Gavazzi Space (Италия), Budapest University of Technology and Economics (Венгрия), BTexact Technologies (Великобритания), Centre Suisse d'Electronique et de Microtechnique (Швеция), Contraves Space (Швеция) и Communications Research Laboratory (Япония).



Рис. 10.20. Одноплатформенная сетевая архитектура

Проект CAPANINA призван совершить технический скачок в области широкополосного беспроводного доступа. В качестве высотных платформ для обслуживания беспроводных и оптических каналов связи предполагается использовать баллоны, дирижабли или беспилотные самолеты (рис. 10.20 и 10.21). Система должна обеспечить дешевые широкополосные соединения даже для отдаленных районов и высокоскоростных поездов. Предполагаемая скорость передачи будет в 2000 раз выше, чем у модемных соединений, и в 100 раз выше, чем у ADSL



Рис. 10.21. Многоплатформенная сетевая архитектура

соединений. Главный научный руководитель проекта Девид Грейс (*David Grace*) говорит: "Потенциал этой системы огромен, с диапазоном возможных применений от связи в районах бедствий до мониторинга окружающей среды и обеспечения широкополосных соединений в развивающихся странах. По этой причине мы рассматриваем множество воздушных платформ, включая дирижабли, баллоны, беспилотные и обычные самолеты. Последние будут особенно подходящие для быстрого развертывания коммуникаций в районах чрезвычайных ситуаций".

В рамках этого проекта также ведется разработка оборудования для оптических линий связи между СВА и наземной станцией, скорость передачи информации по которым должна достигать единиц Гбит/с (рис. 10.22). Данная программа получила название *STROPEX* (*STRatospheric OPtical Downlink EXperiment*) [8].



Рис. 10.22. Схема оборудования оптической линии связи между СВА и наземной станцией

Группа исследователей из Йоркского университета совместно со специалистами из консорциума *CAPANINA* в Швеции провели полевые испытания новой системы связи. Выведенный в стратосферу (на высоту около 24 км) воздушный шар успешно поддерживал обмен информацией со скоростью 11 Мбит в секунду при эффективной дальности передачи до 60 км.

## 10.7. Проект HALO

Система HALO (High Altitude Long Operation), где используется специальный самолет Proteus (см. гл. 3), является разработкой компании Angel Technologies. Самолет кружит над обслуживаемой территорией на высоте около 10 миль по кругу диаметром 2,5 мили, что позволяет обслуживать зону диаметром 50...75 миль (рис. 10.23).

Для обеспечения круглосуточного обслуживания компания собирается использовать три самолета посменно. Каждый из них будет находиться в воздухе по восемь часов с запасом топлива на 15 часов полета без дозаправки. Передатчик на самолете *HALO* получает питание от реактивных двигателей, поэтому его мощность составляет около 40 кВт. Сигнал передатчика такой мощности может без труда проникать через облачный слой. Между тем обычный спутник получает питание от солнечных элементов и может давать сигнал мощностью не более 2...5 кВт.



**Рис. 10.23.** Система *HALO*: *1* – радиолиния CBA–спутник; *2* – транспортная радиолиния с центральной станцией системы; *3* – траектория барражирования; *4* – 100...1000 абонентских лучей; *5* – обслуживаемые ячейки

В данной системе самолет представляет собой многофункциональную платформу, способную реализовать: коммерческие телепередачи в больших городах (3 самолета могут обеспечить круглосуточные передачи); разведывательную функцию; связь и передачу данных; метеорологические наблюдения; запуск микроспутников (до 32 кг); доставку пассажиров (до 3 человек) на суборбитальные корабли.

## 10.8. Экспериментальное развертывание ТСВА на Гаваях

В июне и июле 2002 г. на острове Кауаи (Kauai), входящем в Гавайский (Hawaii) архипелаг, американскими и японскими исследователями были проведены экспе-

риментальные трансляции цифрового телевидения (японского стандарта *ISDB-T*) и реализация мобильной сотовой связи третьего поколения *IMT*-2000 через аэроплатформы на базе беспилотного самолета. Важность проведения данных экспериментов для подтверждения достоинств TCBA очень высока, поэтому остановимся на них более подробно [9].

#### 10.8.1. Метод и предпосылки эксперимента



**Рис. 10.24.** Место проведения испытаний *PMRF* (*1*) на западном побережье Гавайского острова Кауаи



Местом проведения эксперимента был выбран тихоокеанский полигон базы военноморских сил США *PMRF* (*Pacific Missile Range Facility*) (рис. 10.24), располагаемый на западном побережье Гавайского острова Кауаи, где уже несколько раз были установлены мировые рекорды высоты полета беспилотных самолетов на солнечной энергии. В качестве аэроплатформы был использован один из таких беспилотных самолетов под названием *Pathfinder Plus* (см. гл. 3).

Общая схема экспериментальной TCBA представлена на рис. 10.25. Так как полезная нагрузка и мощность бортовой электроустановки были ограничены (приблизительно 50 кг и 500 Вт, соответственно), то основное оборудование БС *IMT*-2000 было размещено на Земле.

> Рис. 10.25. Экспериментальная система: 1 – транспондер №1; 2 – PS; 3 – передающая и приемная антенны; 4 – преобразователь вверх; 5 – регистратор данных; 6 – зона связи голоса и видео; 7 – преобразователь вниз; 8 – усилитель мощности; 9 - коммерческий АТ 3G; 10 — малошумящий усилитель; 11 — полосы частот наземной ІМТ-2000; 12 транспондер №2; 13 – приемная антенна; 14 - полосы частот IMT-2000 MSS; 15 - передающая антенна; 16 - ноутбук; 17 - полосовой фильтр; 18 - малошумящий усилитель; 19 – БС; 20 – усилитель мощности; 21 – полосовой фильтр; 22 – частотный конвертер; 23 – фиксированный терминал (голос и видео); 24 - коммерческий симулятор БС; 25 – сервер





**Рис. 10.26.** Фотографии антенн прямого (*a*) и обратного (*б*) каналов, установленных в грузовом цилиндре

На борту самолета располагались два модуля ретрансляции. Один модуль предназначался для осуществления радиорелейной связи по прямому каналу (от БС на АТ). Другой модуль использовался для поддержания обратного радиоканала от АТ к БС. Блоки были установлены в грузовом отсеке, состоящем из несущего цилиндра из пластика FRP (Fiber Reinforced *Plastic*), армированного волокном, и полусферических KELVAR колпаков. Внутри цилиндр разделен металлической опорной плитой. В верхней части цилиндра на плите установлены малошумящий усилитель, преобразователи вниз и вверх, усилитель мощности, блок питания и пр. Приемная и пере-

дающая антенны, устройство накопления данных о температурном режиме оборудования расположены в нижней части цилиндра под пластиной. На рис. 10.26 показаны фотографии антенн прямого и обратного каналов, установленных в грузовом цилиндре. На каждой из фотографий с правой стороны показана приемная антенна, а с левой стороны — передающая антенна. Основные параметры бортового оборудования следующие.

#### Общие параметры

Масса каждого модуля, кг	18
Длина грузового отсека, м	1,5
Диаметр цилиндра, м	0,35
Потребляемая мощность модуля, Вт	120
Передающая 2-элементная антенная решетка	
с круговой поляризацией	
КУ <sub>тах</sub> , дБи	10
Ширина луча ДН по уровню – 3 дБ, °	30
Приемная 9-элементная (3×3) антенная решетка	
с круговой поляризацией (для 2-го эксперимента)	
КУ <sub>тах</sub> , дБи	13
Ширина луча ДН по уровню – 3 дБ, °	20

На земле в качестве АТ были использованы коммерчески доступные в Японии два вида коммуникационных устройств с поддержкой услуг *IMT*-2000. Одно устройство представляет собой сотовый телефон, поддерживающий передачу голоса со скоростью 12,2 кбит/с и передачу видео со скоростью 64 кбит/с. Другое устройство –

это *PC* карта для портативного компьютера, обеспечивающая связь со скоростью 384 кбит/с и дуплексную передачу данных со скоростью в одном канале 64 кбит/с.

В БС использовался также коммерчески доступный симулятор. Из-за того, что длина радиолинии БС-самолет-АТ составляла более 40 км (самолет летал на высоте 20 км), в симулятор были введены соответствующие поправки на задержку сигнала в беспроводный протокол доступа к БС. Непосредственно с симулятором БС были связаны приемная и передающая спиральные антенны с максимальным КУ, равным 10 дБи, а также малошумящий усилитель и усилитель мощности. Между симулятором БС и спиральными антеннами были размещены специальные преобразователи частот от наземных полос *IMT*-2000 к полосам *IMT*-2000 *MSS*. БС и АТ располагались на одной площадке вокруг точки надира пути полета аэроплатформы.

В табл. 10.2 и 10.3 представлены бюджеты радиолиний прямого и обратного каналов через ретрансляторы на борту самолета. При этом предполагалось, что аэроплатформа летит на высоте 20 км по кругу радиусом 3 км. Выходная мощность бортовых ретрансляторов поддерживалась практически постоянной на уровне 33 дБм, а мощность мобильного телефона 3-го поколения была примерно равна 24 дБм.

Параметр	Значение				
От наземной станции до самолета + ретранслятора (1987,5 МГц)					
Мощность ПРД, дБм	33,0				
КУ антенны ПРД, дБи	8,0				
Потери в свободном пространстве, дБ	124,6				
КУ антенны ПРМ, дБи	9,0				
Потери в кабеле, дБ	1,0				
Принимаемая мощность С, дБм	-75,6				
Мощность теплового шума N, дБм/5 МГц	-102,8				
Коэффициент шума приемника, дБ	2,4				
Отношение $C/N$ , дБ	24,8				
От самолета + ретранслятора на сотовый телефон (2137,5 МГц)					
Мощность ПРД, дБм	33,0				
Потери в фидере, дБ	1,0				
КУ антенны ПРД, дБи	9,0				
Потери в свободном пространстве, дБ	125,2				
КУ антенны приемника, дБи	0,0				
Потери в кабеле, дБ	0,0				
Принимаемая мощность С, дБм	-84,2				
Мощность теплового шума N, дБм/5 МГц	-107,0				
Коэффициент шума приемника, дБ	5,0				
Отношение С/N, дБ	17,8				
Полное отношение С/N, дБ	17,0				
Требуемое С/N, дБ	-9,0				
Запас на радиолинии, дБ	26,0				

Таблица 10.2. Бюджет радиолинии прямого канала

Параметр	Значение
От сотового телефона до самолета + ретранслятор	а (1947 5 МГц)
Мошность ПРЛ. лБм	24.0
КУ антенны ПРД, дБи	0.0
Потери в свободном пространстве, дБ	124,4
КУ антенны ПРМ, дБи	9,0
Потери в кабеле, дБ	1,0
Принимаемая мощность С, дБм	-92,4
Мощность теплового шума N, дБм/5 МГц	-102,8
Коэффициент шума приемника, дБ	2,4
Отношение С/N, дБ	8,0
От самолета + ретранслятора на наземную станци	ю (2177,5 МГц)
Мощность ПРД, дБм	33,0
Потери в фидере, дБ	1,0
КУ антенны ПРД, дБи	9,0
Потери в свободном пространстве, дБ	125,4
КУ антенны приемника, дБи	8,0
Потери в кабеле, дБ	1,0
Принимаемая мощность С, дБм	-76,4
Мощность теплового шума N, дБм/5 МГц	-107,0
Коэффициент шума приемника, дБ	2,4
Отношение С/N, дБ	28,2
Полное отношение С/N, дБ	8,0
Требуемое <i>С</i> / <i>N</i> , дБ	4,2
Запас на радиолинии, дБ	3,8

Таблица 10.3. Бюджет радиолинии обратного канала



Рис. 10.27. Контрольная система для прямого канала: l – накопитель данных; 2 – анализатор спектра; 3 – приемная антенна с КУ = 10 дБи; 4 – малошумящий усилитель с КУ = 36 дБ; 5 – транспондер прямого канала; 6 – передающая антенна с КУ = 8 дБи; 7 – полосно-пропускающий фильтр; 8 – генератор сигналов с выходной мощностью 30 дБм; 9 – усилитель мощности с КУ = 60 дБ



Рис. 10.28. Контрольная система для обратного канала: 1 – генератор сигналов с выходной мощностью 15 дБм; 2 – передающая антенна; 3 – транспондер обратного канала; 4 – приемная антенна с КУ = 10 дБи; 5 – малошумящий усилитель с КУ = 36 дБ; 6 – анализатор спектра; 7 – накопитель данных

Для управления бортовым оборудованием была подготовлена специальная контрольная система, отслеживающая состояние прямого и обратного каналов (рис. 10.27 и 10.28). При измерениях использовались непрерывные сигналы *CW* (Continuous wave) на частотах 1987,5 МГц для прямого канала, 1947,5 МГц или 1949 МГц для обратного.

#### 10.8.2. Высота полета и маршрут

На рис. 10.29, a и  $\delta$  показаны изменения высоты *Pathfinder Plus* в первом (28 июня) и втором (20 июля) экспериментах, соответственно. В обоих экспериментах *Pathfinder Plus* взлетал приблизительно в 8:30 утра при восточном ветре и поднимался на высоту около 10 км. После изменения направления своего полета на восток *Pathfinder Plus* поднимался выше и достигал высоты 20 км приблизительно в 13:00. После позиционирования на высоте 20 км в течение приблизительно трех часов *Pathfinder Plus* начинал спускаться около 16:30 и приземлялся на *PMRF* позже 23:00.

На рис. 10.30, *а* и б показаны курсы полетов при позиционировании на высоте 20 км. Начало в точке (0,0) показывает пункт, где было установлено оборудование на земле. Курс полета в виде буквы *D* был принят для того, чтобы *Pathfinder Plus* мог придерживаться наземной станции в пределах ограниченной области. Линейная часть *D* показывает курс взлета на ветрах. В этом случае скорость *Pathfinder Plus* достигала 70...80 км/ч. Часть кривой *D* показывает траекторию постепенного изменения его направления к подветренной стороне. В этом случае скорость *Pathfinder Plus* была 130...140 км/час. Один поворот *D* формы занимал приблизительно 12 мин.



**Рис. 10.29.** Высота полета *h Pathfinder Plus* в первом (*a*) и втором (*б*) экспериментах



Рис. 10.30. Курс полета Pathfinder Plus на высоте 20 км для первого (a) и второго (б) экспериментов

#### 10.8.3. Результаты экспериментов

Первый эксперимент (28 июня 2002 г.). Испытания оборудования IMT-2000 со скоростью передачи голоса 12,2 кбит/с проводились приблизительно в 13:00, когда *Pathfinder Plus* начал полет вправо по траектории D (рис. 10.30, a). Попытки установления с ним связи не увенчались успехом. Поэтому испытание передачи голоса было остановлено и начат мониторинг сигналов с помощью контрольной системы. Результаты мониторинга представлены на рис. 10.31, a, где показан усредненный по времени спектр сигналов по обратному каналу. Курс полета в течение мониторинга

(от 14:28 до 14:43) изображен на рис. 10.31,  $\delta$ . На рис. 10.31, a видно наличие всплесков сигналов в рабочей полосе частот. Если сигнал, наблюдаемый на частоте 2179 МГц, получается путем преобразования в бортовом оборудовании тестового сигнала *CW* с частотой 1949 МГц системы контроля, то в полосе 2175,6...2178,2 МГц наблюдаются сигналы, которые могут быть продуктами преобразования бортовым оборудованием сигналов из полосы 1945,6...1948,2 МГц. Последние не наблюдались при доэкспериментном осмотре окружающей радиообстановки в зоне вокруг *PMRF*. Чтобы определить местонахождение источника помехи, *Pathfinder Plus* полетел влево по траектории *D* (рис. 10.30, *a*). Однако, мощность нежелательного сигнала была почти такая же, как и в случае полета по *D*-образной правосторонней траектории. Это означает, что сигнал помехи находится в области, удаленной от *PMRF* по другую сторону.



**Рис. 10.31.** Исследования помехи в первом эксперименте: a – усредненный по времени принимаемый спектр;  $\delta$  – курс полета в течение времени измерения

Из анализа спектра, показанного на рис. 10.31, *a*, видно, что мощность помехи *I*, полученной в бортовом ретрансляторе, почти такая же, как и у полезного сигнала *IMT*-2000. Это означает, что отношение сигнал/(интерференция + шум)  $C/(N+I) \approx 0$  дБ. Так как отношение C/N требуется больше чем 4,2 дБ, чтобы установить связь в рассматриваемой экспериментальной системе (см. табл. 10.3), было естественно, что при такой помехе не была установлена связь. Следующая попытка установления связи была связана с доработкой мобильного терминала: к его внешней антенне присоединили антенну высокой направленности (КУ  $\approx$  10 дБи). В результате была установлена связь через аэроплатформу: реализована передача голоса со скоростью 12,2 кбит/с и передача видео со скоростью 64 кбит/с. Это стало возможным

потому, что отношение C/(N + I) было увеличено приблизительно на 12 дБ (3 дБ плюс КУ антенны в направлении *Pathfinder Plus* равно 9 дБ).

Обзор среды распространения радиосигнала с использованием вертолета, проведенный после первого эксперимента, показал, что нежелательные сигналы, интерферирующие с полезным сигналом, поступают от БС системы *GSM*, расположенной на острове Оаху приблизительно в 200 км к востоку от острова Кауаи (рис. 10.32). Заметить эти помехи при обзоре радиообстановки с земли было невозможно, так как сигналы с острова Оаху блокируются каньоном на востоке от *PMRF*.



Рис. 10.32. Взаимное расположение островов Кауаи и Оаху: 1 – полезный сигнал; 2 – угол 85°; 3 – остров Кауаи; 4 – сигнал помехи; 5 – остров Оаху

Второй эксперимент (20 июля 2002 г.). Во втором эксперименте была использована новая 9-элементная ( $3\times3$ ) антенная решетка для приема сигналов по обратному каналу с распределением напряженности поля (рис. 10.33, *a*), позволяющим избежать приема помехи с острова Оаху. На рис. 10.33, *б* показаны для сравнения ДН антенны с 2 элементами, которая использовалась в первом эксперименте, и ДН антенной решетки с 9 элементами. Видно,

что уровень бокового лепестка ДН новой антенны приблизительно на 10 дБ меньше, чем 2-элементной антенны, без уменьшения направленности антенны в направлении прихода полезного сигнала. Это означает, что отношение C/(N+I) было улучшено более чем на 10 дБ по сравнению со случаем антенны с 2 элементами.



Рис. 10.33. Распределение амплитуды напряженности поля в 9-элементной антенне (*a*) и сравнение ее ДН с ДН 2-элементной (б): *1* – ДН 2-элементной антенны; *2* – ДН 9-элементной антенны

Второй эксперимент проводился только с новой 9-элементной антенной. Испытания по установлению связи *IMT*-2000 были начаты в 13:00, когда *Pathfinder Plus* достиг высоты 20 км. Были проведены передача голоса со скоростью 12,2 кбит/с с помощью сотового телефона (рис. 10.34, *a*) и передача потокового видео со скоростью 64 кбит/с (рис. 10.35). Все проведенные тесты продемонстрировали, что реализация *IMT*-2000 с использованием самолета на солнечной энергии на высоте 20 км осуществима с уже имеющимся сотовым оборудованием. Затем были проведены тесты по передаче пакетов (просмотр Интернета и посылка электронной почты) со скоростями 64 (384) кбит/с в обратном (прямом) каналах связи посредством *PC* карты, показанной на рис. 10.34, *б*. В этом испытании связь была установлена с KУ = 10 дБ, чтобы достичь требуемого отношения *C*/(*N*+*I*) ≈ 16 дБ.





**Рис. 10.34.** Оборудование пользователя, задействованное в экспериментах: a – мобильный терминал 3G;  $\delta - PC$  карта в ноутбуке



**Рис. 10.35.** Передача видео через стратосферу: *a* – сторона пользователя; *б* – сторона БС



**Рис. 10.36.** Оценка качества связи по прямому каналу: *a* – измеренный (1) и расчетный (2) уровни мощности; *б* – курс самолета при измерениях

Наряду с испытаниями работы *IMT*-2000 исследовалось качество связи через стратосферу при использовании контрольной системы (см. рис. 10.27 и 10.28). Так,

на рис. 10.36, *а* показаны измеренные значения мощности в прямом канале, когда *Pathfinder Plus* летел по маршруту, указанному на рис. 10.36, *б*. На рис. 10.37 показана фотография наблюдаемого спектра сигнала. В течение всего сеанса соединения в системе *IMT*-2000 можно было наблюдать устойчивый спектр, показанный на этой фотографии.

Таким образом, первый эксперимент по работе IMT-2000 с использованием аэроплатформы на солнечной энергии, летящей на высоте 20 км, подтвердил реализуемость системы 3*G* мобильной связи на основе TCBA.



**Рис. 10.37.** Спектр *WCDMA*, наблюдаемый в экспериментах без помех

## 10.9. Применение TCBA для создания зоновой системы управления дорожным движением

#### 10.9.1. Общие положения

Для эффективного управления дорожным движением и обеспечения надежности высокоскоростных радиолиний связи требуется прямая видимость между объектами взаимодействия. Это, в свою очередь, вызывает необходимость размещения пунктов наблюдения и антенн связного оборудования на максимально возможных высотах. Условия современного города с неравномерной застройкой усложняют проведение наблюдений за движением транспортных средств и применение современных высокоскоростных систем широкополосного радиодоступа для непосредственной передачи видео и аудио данных с мест, подлежащих контролю [10].

Простейшим выходом из такой ситуации может быть строительство вышек, занимающих господствующее положение над контролируемой территорией, особенно в местах сложного пересечения множества дорог. Однако, строительство вышек кроме требуемых больших капитальных затрат ведет к нарушению плана застройки территории города, к тому же их высота ограничена (для телевышек до 250 м). Использование крыш зданий в большинстве случаев затруднено из-за их неудобного положения для осуществления наблюдения за определенной территорией и неприспособленности крыш обычных зданий под размещение на них пунктов контроля дорожного движения. В этой ситуации большую помощь оказывает вертолетная авиация, обеспечивающая оптимальный местный обзор дорожного движения. Однако, полеты вертолетов связаны с большим расходом горючего и, кроме того, вызывают значительный шум, что в пределах города нежелательно. Поэтому создание наблюдательного пункта на вертолете может быть оправдано лишь для непродолжительного патрулирования пригородных дорог.

Оптимальная система контроля и управления дорожным движением, способствующая его безопасности может быть создана на основе экономичных мобильных аэроплатформ продолжительного действия, позволяющих обеспечивать телекоммуникации между платформами наблюдения и наземными пунктами ГАИ. Ниже будут изложены принципы построения предложенной беспроводной системы контроля, управления и связи на базе TCBA.

#### 10.9.2. Построение системы управления дорожным движением

Основой предлагаемой беспроводной системы управления дорожным движением (СУДД) является создание беспроводных телекоммуникаций между воздушными и наземными пунктами ГАИ в единой зоновой иерархической системе управления и связи. Иерархия такой системы строится по уровням, располагаемым сверху вниз (рис. 10.38). Верхний уровень составляют глобальные системы спутникового мониторинга движения транспортных средств на улицах и дорогах [11]. С помощью спутников связи и навигации может осуществляться связь с мобильными объектами в зоне действия системы и с другими зоновыми системами, располагаемыми на значительном удалении.

Второй уровень представляет высокоподнятый координирующий пункт наблюдения и связи в составе TCBA, предназначенный для координации действий по мониторингу и связи между всеми объектами, обеспечивающими управление дорожным движением в зоне действия рассматриваемой системы. В качестве аэроплатформы



Рис. 10.38. Функциональная схема использования TCBA для обеспечения безопасности движения: 1 – авиационные средства наблюдения; 2 – малые патрульные дирижабли; 3 – высокоподнятый координирующий пункт наблюдения и связи; 4 – линии связи со спутниковой группировкой; 5 – беспилотный самолет; 6 – зона покрытия пункта наблюдений 3; 7 – местные зоны покрытия малых аэроплатформ

для координирующего пункта целесообразно использование высокоподнятого дирижабля, способного нести полезную нагрузку до 1 т.

Следующий уровень формируют легкие экономичные летательные аппараты на основе патрульных пилотируемых дирижаблей и беспилотных самолетов автоматинаблюления. зированного Более экономичные по сравнению с вертолетами дирижабли предназначены для долгосрочного патрулирования улиц городов и окрестных дорог. Беспилотные самолеты служат для мониторинга движения транспортных средств и являются неотъемлемой частью автоматизированной информационной системы в зоне действия рассматриваемой зоновой системы.

Последний, наземный, уровень формируют мобильные и стационарные посты ГАИ и различные автоматизированные пункты наблюдения, которые располагаются в пределах зоны действия системы.

Таким образом, рассмотренные уровни составляют информационную пирамиду, вершину которой занимает высокоподнятый координирующий пункт наблюдения и связи, который является также и точкой доступа к другим аналогичным системам. В пределах своей зоны действия такая СУДД может взаимодействовать со всеми имеющимися здесь сетями связи, дополняя их или, наоборот, задействуя их для своих целей.

Каждый из рассмотренных уровней системы обеспечивает функцию мониторинга, которая различна для каждого из них в зависимости от высоты расположения и требований к пространственному разрешению для разных наблюдаемых объектов (табл. 10.4). Спутниковые системы могут обеспечить разрешение на уровне порядка нескольких метров, а патрульные дирижабли — сантиметров. Поэтому основными функциями спутниковых систем являются обнаружение и распознавание, а патрульных дирижаблей и беспилотных самолетов — идентификации и описания.

Объекты	Пространственное разрешение, м					
	Обнаружение	ружение Распознавание Идентификация		Описание, изображение		
Мосты	6	4,5	1,5	0,9		
Радар	3	0,9	0,3	0,15		
Радиокоммуникации	3	1,5	0,3	0,15		
Порт	30	15	6	1,5		
Урбанизированная площадь	60	30	3	3		

Таблица 10.4. Требования к пространственному разрешению для разных объектов

#### 10.9.3. Аэроплатформы

В качестве аэроплатформ для СУДД могут быть применены дирижабли и небольшие беспилотные самолеты [12]. Рассмотрим сначала аэростатические летательные аппараты, в частности, дирижабли, характеристики которых отвечают современным требованиям, предъявляемым к воздушным транспортным средствам. Важнейшими из них являются: большие грузоподъемность, дальность и продолжительность полета; возможность устройства грузовых отсеков большого объема; вертикальные взлет и посадка; возможность проведения погрузочно-разгрузочных и монтажных работ в режиме зависания; безопасность эксплуатации при отказах силовой установки и системы управления; относительно малые расходы топлива; незначительное воздействие на окружающую среду.

Важнейшее качество дирижаблей — безопасность полета при полном отказе силовой установки и системы управления — является следствием их естественного состояния плавания в воздухе. На динамических летательных аппаратах такие отказы, как правило, приводят к катастрофам. Опыт же эксплуатации дирижаблей первого поколения показал, что нередко неисправности силовой установки и системы управления устранялись во время полета. Когда же это не удавалось сделать, выполняли вынужденную посадку и проводили ремонт на земле. Более того, аэростатический принцип поддержания дирижаблей в воздухе иногда использовали при попадании в крайне неблагоприятные метеорологические условия — выключали двигатели и пережидали непогоду в дрейфе.

Вертикальный взлет дирижаблей обеспечивается с площадок ограниченных размеров практически без затрат энергии, в отличие от вертолетов, для которых этап взлета является самым энергонапряженным, путем уменьшения их массы.

Примером патрульного дирижабля для СУДД является дирижабль *AU*-12, созданный научно-производственным объединением РосАэроСистемы (Россия) по заказу правительства Москвы для слежения за обстановкой на основных магистралях города. Дирижабль AU-12 относится к классу легких дирижаблей, имеет длину около 30 метров при диаметре оболочки около 8 метров. Его оболочка наполнена пожарои взрывобезопасным гелием. Он отличается высокой маневренностью на высотах до 2000 метров и у поверхности земли, быстро опускается и поднимается. Конструкция легко разворачивается на 180 градусов всего за 55 секунд. Аппарат развивает скорость до 100 км/ч при крейсерской скорости 60 км/ч. Дирижабль оборудован силовой установкой, приводящей в движение размещенный сзади гондолы винт. Имеется эффективная система противостояния ветру.

Гондола дирижабля, представляющая собой несущую конструкцию, содержит: отсек для экипажа из двух человек; силовую установку; топливный бак; балластную емкость; самоориентирующуюся стойку шасси; аккумуляторную батарею; пилотажно-навигационное оборудование; приборную доску с органами управления силовой установкой, рулем высоты и направления, газовыми и воздушными клапанами (рис. 10.39). Большая площадь гондолы дирижабля застеклена. Лобовое стекло снабжено стеклоочистителем. Для посадки и высадки экипажа предусмотрены широкие двери, расположенные по бортам гондолы и открывающиеся вверх с помощью газонаполненных телескопических подъемников.

Бортовое оборудование дирижабля представлено аппаратурой радиосвязи, навигационным, пилотажным и другими комплексами, позволяющими круглосуточно осуществлять уверенное пилотирование в сложных погодных условиях. Все параметры газовоздушной и навигационной систем дирижабля выводятся на удобный для обзора ЖК-дисплей. Предполагается, что на оболочке аппаратов будет размещаться реклама.

Эксплуатация дирижабля предусматривает три варианта его стоянки: внутри эллинга, на передвижной или стационарной причальных мачтах, в специально оборудованных природных укрытиях.

При эксплуатации дирижабля на причальной мачте заправка и балластировка осуществляются при расположении его по ветру. Текущий ремонт может осуществляться при креплении дирижабля к установленным в земле анкерным устройствам или полевым штопорам при боковом ветре скоростью до 8 м/с. При получении штормового предупреждения дирижабль переводится в базовый эллинг или в специально оборудованное место штормовой стоянки (оборудованный овраг). Капи-



Рис. 10.39. Гондола дирижабля АU-12

тальный ремонт производится в базовом эллинге, рассчитанном на обслуживание и ремонт трех-пяти дирижаблей.

В зависимости от величины балластной нагрузки дирижабль может производить взлет и посадку как вертикально, так и с укороченным разбегом. К месту старта дирижабль передвигается вручную стартовой командой. Причально-швартовые операции с дирижаблем выполняются при скорости
555

ветра до 12 м/с. При скорости ветра до 10 м/с и слабом волнении возможна посадка дирижабля на воду, водная стоянка и самостоятельный взлет с воды.

Самолеты как аэроплатформы для СУДД в отличие от аэростатов не зависят от воздушных потоков, могут некоторое время находиться в режиме планирования, имеют отработанные технологии производства и поддержки полетов. Особенно перспективным стало использование для патрулирования экономических беспилотных самолетов (см. гл. 3).

Таким образом, использование современных технологий позволило поднять на качественно новый уровень создание и эксплуатацию летательных аппаратов как тяжелее, так и легче воздуха, и на их основе начать развертывание аэроплатформ для реализации нового вида СУДД. Разнообразие летательных аппаратов с теле-коммуникационным и мониторинговым оснащением позволяет создавать радиосистемы разного назначения.

Предложенная СУДД может существенно улучшить контроль за дорожным движением, не ухудшая экологию в зоне своего действия, и реализовать единую многозоновую национальную систему управления и связи.

# 10.10. Использование ТСВА в районах бедствия и чрезвычайных ситуаций

## 10.10.1. Общие положения

Особую важность приобретает использование TCBA в случаях чрезвычайных ситуаций. Как правило, в результате стихийного бедствия наземная инфраструктура выходит из строя, и потому возникает насущная потребность до восстановления телекоммуникационных линий в быстром оповещении населения и в координации действий при проведении спасательных работ. В этом контексте предлагается оригинальная концепция действий TCBA в районах стихийного бедствия и чрезвычайных ситуаций.

В общем случае управление чрезвычайной ситуацией можно представить в виде цикла, который начинается с оценки вероятности возникновения стихийного бедствия, планирования, обучения и заканчивается проведением мероприятий по снижению уязвимости и повышению готовности района к возможному повторению стихийного бедствия. Сам цикл разбивается на четыре основные стадии: профилактики, подготовки, реагирования и восстановления. Первые две стадии призваны предотвратить по возможности возникновение чрезвычайной ситуации. Стадия реагирования является самой драматической, так как в течение ее происходит само бедствие и выполняются спасательные работы. Последняя стадия состоит в проведении восстановительных работ по ликвидации последствий бедствия и выработке мероприятий по недопущению его повторения.



**Рис. 10.40.** Зависимость относительной величины эффективности F(t) применения ТСВА (1) и спутниковой системы (2) в разные стадии чрезвычайной ситуации

системы имеют важное значение на стадиях профилактики и восстановления, где требуется глобальный мониторинг для предсказания стихийного бедствия и анализа его последствий.

Общая концепция действий TCBA в районах стихийного бедствия и чрезвычайных ситуаций схематично представлена на рис. 10.41.



Рис. 10.41. Концепция действий ТСВА в районе бедствия: 1 - спутниковые линии связи: 2 – аэроплатформа; 3 - сообщение о бедствии; 4 – радиолинии: двусторонней связи и вещания, исследований и управления, сбора изображений высокой четкости; 5 – данные, полученные сенсорами ТСВА; 6 - образы изображений, которые получены через ТСВА; 7 - задачи, поставленные перед ТСВА; 8 – двусторонняя связь; 9 – широкополосное вещание; 10 - реализация усилий на оказание помощи; 11 – район бедствия; 12 - информация о состоянии ситуации и координации действий

Соответственно ТСВА будет использоваться по-разному на каждой из стадий цикла управления чрезвычайной ситуацией. Приоритетность действий ТСВА на разных стадиях чрезвычайной ситуации представлена в табл. 10.5, а на рис. 10.40 показана относительная эффективность применения ТСВА по сравнению со спутниковой системой. Как видно, спутниковые

Стадия цикла	Длительность	Статус бедствия	Приоритетность развертывания ТСВА и его действия
Профилактика	Месяцы	Нет угрозы бедствия	Низкий приоритет Локализация уязвимых и неподготовленных объектов, проведение тренировок, согласование и утверждение данных измерений от наземных и спутниковых систем
Подготовка	Дни, Близость недели угрозы (ранняя стадия)		Средний приоритет Анализ уязвимых и неподготовленных объек- тов, проведение тренировок, согласование и утверждение данных измерений от наземных и спутниковых систем
	Дни, часы (поздняя стадия)	Угроза вполне реальна	Средний и высокий приоритеты Анализ уязвимых и неподготовленных объек- тов, проведение тренировок, согласование и утверждение данных измерений от наземных и спутниковых систем
Реагирование	Часы, дни	Разгар бедствия	Высокий приоритет TCBA разворачивается на продолжительное барражирование. Анализ состояния и статуса усилий по спасению, оценка повреждений, пре- дупреждение повторной угрозы, согласование и утверждение данных измерений от наземных и спутниковых систем. TCBA берет на себя функции поддержания в районе бедствия телекоммуникационной ин- фраструктуры
Восстанов- ление	Недели (ранняя стадия)	Затихание )	Высокий приоритет Технический анализ повреждений, предупреж- дение повторения угрозы, оценка эффектив- ности усилий по восстановлению, согласование и утверждение данных измерений от наземных и спутниковых систем
	Недели, месяцы (позд- няя стадия)	Бедствие прошло	Средний и низкий приоритеты Определение объекта для восстановления, пре- дупреждение о вторичных угрозах, оценка эф- фективности восстановительных усилий, утвер- ждение моделей предсказания бедствия, обнов- ление базы данных о неподготовленных и уяз- вимых объектах

Таблица 10.5. Приоритетность действий ТСВА на разных стадиях чрезвычайной ситуации

В районах бедствия и чрезвычайных ситуаций TCBA должна выполнять дистанционное зондирование и обеспечивать средствами связи и вещания. Рассмотрим решение этих задач подробнее.

## 10.10.2. Дистанционное зондирование

Главными требованиями дистанционного зондирования для приложений управления чрезвычайной ситуацией являются быстрый отклик на непредвиденные события (время срабатывания), высокая частота наблюдений (временное разрешение) и хорошее пространственное разрешение. При этом важны как затраты на обеспечение сервиса дистанционного зондирования (наблюдения), так и способность гарантировать выполнение этого сервиса.

Для чрезвычайных ситуаций традиционно используют мониторинг на основе комбинации наземных сенсоров прямого действия (анемометры, измерители уровня воды, загрязнений и пр.), сенсоров авиационного и спутникового базирований. Каждый из этих классов сенсоров имеет ограничения по использованию.

Согласно данным международной организации CEOS (Committee on Earth Observation Satellites) в качестве сенсоров для целей мониторинга районов с чрезвычайной ситуацией рекомендуется использовать следующее оборудование: химический анализатор атмосферы; атмосферные зонды; радиолокатор дождя и облачности; радиометр земного излучения; формирователь сигналов изображения (разрешение 1...5 м); многоспектральные радиометры изображений (оптический лазерный локатор); многоканальный радиометр; поляриметрический радиометр; радарный измеритель высоты; радиолокационный рефлектометр и спектрометр изображений. Из этого перечня можно выделить три самых необходимых сенсора: видеокамеру реального времени, обзорный микроволновый радиолокатор и многоканальный микроволновый радиометр. Остальными сенсорами летательные аппараты по мере надобности могут быть доукомплектованы.

В качестве видеокамеры реального времени может быть использована интеллектуальная видеокамера ИВК-1 (разработки Института кибернетики им. В. Глушкова НАН Украины), ориентированная на высокоскоростное введение и обработку изображений в реальном времени [13]. При массе 180 г ИВК-1 обеспечивает цифровую обработку изображения и его сжатие на основе специального динамического алгоритма.

Бортовые радиометры и радиолокаторы могут производить целый ряд отечественных компаний (например, ОАО НПП "Сатурн" и ГП НИИ "Орион"), имеющих многолетний опыт создания бортовых микроволновых систем различного назначения.

# 10.10.3. Обеспечение средствами связи и вещания

Основной задачей ТСВА на стадии реагирования является поддержание в районе бедствия телекоммуникационной инфраструктуры. При этом необходимо обеспечить телерадиовещание в стандартах, используемых в районе бедствия, чтобы оповещать население посредством обычных теле- и радиоприемников. Для обеспечения информационной поддержки спасательных групп и постоянной трансляции видео, данных и звука о сложившейся в районе стихийного бедствия ситуации в координационный центр по оказанию помощи целесообразно применение в TCBA широкополосного радиодоступа к ретрансляционному оборудованию CBA со скоростями передачи не менее 2 Мбит/с. Построение такой телекоммуникационной системы на базе TCBA рассмотрено в [2].

Одной из важнейших задач ТСВА является поддержка мобильной связи в районе стихийного бедствия. Радиолиния между мобильным пользователем и ТСВА должна полностью отвечать международным стандартам. Поэтому выбор типа мобильной сотовой радиосистемы является достаточно важным. При этом возможны использование наиболее распространенного стандарта глобальной системы мобильной связи GSM и создание специальной мобильной сотовой радиосистемы, совместимой с GSM. В первом случае существуют технические ограничения, вызванные особенностями стандарта GSM (GSM 900 или DCS (Digital Cellular System) 1800). Например, из-за необходимости поддержания требуемой синхронизации при используемом в GSM методе многостанционного доступа с временным разделением каналов и ограниченной мощности передатчика максимальное расстояние между мобильным терминалом и БС, расположенной на ТСВА, не должно превышать 35 км. Следовательно, радиус зоны покрытия, обеспечивающий охват пользователей GSM, будет не более 29 км при высоте зависания аэроплатформы 20 км. Поэтому для увеличения наземной зоны охвата терминалов GSM желательно использовать летательный аппарат на более низких высотах. Во втором случае могут быть использованы мобильные спутниковые системы Thuraya, Iridium или Globalstar. При этом требуются мобильные терминалы, поддерживающие несколько стандартов связи, которых в зоне покрытия ТСВА у населения может и не оказаться. Поэтому такие терминалы нужно поставлять в зону обслуживания ТСВА.

При реализации мобильной сотовой радиосистемы в TCBA на аэроплатформе устанавливается БС, которая по радиоканалу *E*1 (2,048 Мбит/с) поддерживает двустороннюю связь с наземной станцией, где располагаются главный центр коммутации сообщений и мобильный центр коммутации (коммутационный центр, обеспечивающий обслуживание мобильных терминалов в пределах определенной зоны). Общее количество голосовых каналов по 16 кбит/с на один радиоканал *E*1 составляет 120 плюс два канала сигнализации.

Важной частью БС является антенная система, которая должна обеспечить: компенсацию движения аэроплатформы как по вертикали, так и по горизонтали, сотовое покрытие района стихийного бедствия, минимизацию интерференции с существующими БС мобильной сотовой радиосистемы внутри зоны обслуживания. В последнем случае важно правильно проводить частотное планирование в зоне действия TCBA.

Перечисленным выше требованиям наиболее полно отвечает интеллектуальная антенная решетка (см. гл. 6), которая может обеспечить многостанционный доступ

с пространственным разделением радиоканалов и цифровое формообразование диаграммы направленности. Поэтому интеллектуальная антенная решетка позволяет создавать многосотовые зоны покрытия, обеспечивает высокую точность наведения луча, минимизирует интерференцию и увеличивает емкость соты за счет повторного использования одинаковых частот в соте.

Таким образом, предложена оригинальная концепция действий TCBA в районах стихийного бедствия и чрезвычайных ситуаций. Согласно концепции TCBA должна выполнять дистанционное зондирование и обеспечивать средствами связи и вещания район бедствия. При этом все микроволновое оборудование может быть поставлено отечественными производителями.

# 10.11. Системы военного назначения

Роль, которая в настоящее время отводится TCBA в военном деле, сводится к визуальной и радиолокационной разведке, обеспечению связи и выполнению функций командного пункта бригады, армии. Сами аэроплатформы могут использоваться и для непосредственных боевых действий. Так, беспилотные самолеты могут нести различное оружие от бомб до электромагнитной пушки, а аэростаты могут служить заграждением для авиации или быть целым комплексом противоракетной обороны.

Еще в первую мировую войну была определена важнейшая роль аэростатов в военных действиях как дальних разведчиков [14]. В этом отношении на то время за ними оставалось превосходство над самолетами. Воздушные корабли могли длительное время держаться в воздухе и не находились в сильной зависимости от расстояния до авиа или плавучей базы. Но чем больше становились их размеры, тем труднее было в сложных метеоусловиях выводить дирижабли из ангаров или приземляться.

Не менее важную роль выполняли привязные аэростаты в качестве ближних разведчиков и особенно при корректировке огня артиллерии. Вот что пишет в своих мемуарах командующий объединенными воздушными силами Германии и Австро-Венгрии в период с 1914 по 1917 год Эрих фон Гепнер [15]: "При штабе каждой армии были созданы воздухоплавательные базы, которые как можно ближе выдвигались к фронту; однако телефонные линии шли не непосредственно к аэростатам, а через штабы отрядов. Если при одном корпусе состояло несколько штабов отрядов, то один из них назначался главным. Таким образом, в дальнейшем ходе сражения возникли групповые посты связи, которые располагали всеми нужными артиллерии сведениями. Аэростаты сосредоточились в важнейших пунктах сражения; если на этих участках атаки неприятельских самолетов на аэростаты учащались, то аэростатам придавались для защиты самолеты...".

Несмотря на возрастающую роль авиации при ведении военных действий, аэростаты оставались составной частью боевых соединений и в годы Второй мировой войны. Роль аэростатов в противовоздушной обороне (ПВО) можно рассмотреть на примере обороны Ленинграда [16].

Ленинградские войска ПВО к началу Великой Отечественной войны уже имели некоторый опыт боевого применения аэростатов заграждения (АЗ) и аэростатов наблюдения (АН), приобретенный во время войны с белофиннами (рис. 10.42). В первые же дни после 22 июня в городе было развернуто 328 постов АЗ, объединенных в три полка. Воздухоплавательные отряды АН, действовавшие на фронтах Великой Отечественной войны, работали прежде всего на артиллерию. На Ленинградском и Волховском фронтах действовал в этом качестве 1-й отдельный воздухоплавательный дивизион АН.



**Рис. 10.42.** Этот снимок сделан автором [15] в еще не осажденном Ленинграде в один из первых дней Великой Отечественной войны. Аэростаты заграждения охраняли город с самых первых дней войны

Рис. 10.43. Тандем аэростатов заграждения и одиночный аэростат (мины крепились под каждым аэростатом): *1* – аэростат; *2* – мина; *3* – снос; *4* – высота подъема

Посты АЗ, размещенные в шахматном порядке, прикрывали территорию города, подходы к нему, часть Финского залива, Морской канал, воздушные подступы к Кронштадту. Расстояния между постами по фронту и в глубину составляли около километра. Посты были размещены на территориях промышленных предприятий и на городских площадях, во дворах домов и на припортовых площадках, в парках и скверах, на пустырях, а также на баржах в прибрежных водах.

Каждый пост имел два одинаковых аэростата, которые в зависимости от обстановки поднимали в воздух поодиночке или тандемом, вытягивая трос с автомобильной лебедки (рис. 10.43). Одиночный аэростат обычно поднимался на высоту 2...2,5 км, верхний аэростат тандема — на 4...4,5 км. К тросам аэростаты крепились системой строп. Как правило, аэростаты поднимали в воздух лишь на темное время суток. Во-первых, при свете дня противнику легко было их уничтожить, а вовторых, бомбить город фашисты летали в основном ночью.

По существовавшей тогда практике бомбометания противник стремился наносить удары с небольшой высоты или на выходе из пике. Это обеспечивало большую точность удара и при этом относительную безопасность для бомбардировщиков: на малых высотах эффективность противодействия истребительной авиации и зенитной артиллерии значительно ниже. Лишить противника преимуществ малой высоты и была призвана система аэростатов заграждения.

Посты АЗ вели и активную борьбу с бомбардировщиками. При столкновении самолета с тросом от удара срабатывал закрепленный под аэростатом инерционный механизм. Аэростат отсоединялся, а на конце троса открывался тормозной парашют, который, создавая тягу, вдавливал трос в крыло самолета. Кроме того, закрепленная на конце мина подтягивалась к самолету и взрывалась при столкновении. Если трос не разрезал крыло, его подрывала мина (рис. 10.44).

Аэростаты заграждения наносили авиации противника существенный урон. В еще большей мере они препятствовали выполнению вражескими летчиками данных им заданий. Поэтому с первых месяцев войны немецкая авиация вела охоту на аэростаты.

Командование ПВО требовало от полков АЗ увеличивать высоту поднятия аэростатов. Находившиеся на вооружении до 1942 г. аэростаты довоенного производства имели потолок подъема в тандеме не более 4 км, в конце 1942 г. на вооружение поступили аэростаты с потолком высоты 5 км.



**Рис. 10.44.** Столкновение самолета с тросом: *1* – аэростат; *2* – парашют; *3* – мина; *4* – самолет

Надо отметить, что АЗ представляют интерес и в настоящее время. Так, британская компания *Allsopp Helikites Ltd (Helikites.com)* запатентовала миниатюрный гибрид аэростата и воздушного змея, который предлагается использовать для научных, рекламных и специальных мероприятий, в том числе для создания воздушных преград против низко летящих объектов, например, вертолетов или крылатых ракет.

Этим 3-метровым привязным аэростатам дали название *Helikites*. Они наполняются гелием, который позволяет удерживать на заданной высоте нагрузку 3 кг (передатчик, теле- и видеосистемы, рекламный баннер, световые приборы, аудиотехнику, легкие приемопередающие антенны, датчики контроля погоды и загрязнения окружающей среды, радиоизлучатели для отпугивания насекомых и грызунов). *Helikites* безопасны и могут использоваться в любых населенных пунктах без ограничений.

Благодаря простоте *Helikites* стали основой для построения системы ПВО *AHAAD* (*Allsopp Helikites*)



Рис. 10.45. Helikites Sky-hook



Anti-Aircraft Defence), предложенной оборонному агентству DPA (Defence Procurement Agency's). Военное ведомство проявило интерес к этой эффективной концепции защиты отдельных участков неба на высоте до 600 м от вражеских вертолетов. В случае оснащения дополнительным оборудованием система AHAAD может противостоять даже самолетам.

В соответствии с утвержденной правительством целевой программой специальных исследований *IGBAD* (Интегрированная противовоздушная система наземного базирования, *Integrated Ground Based Air Defence*) компанией Allsopp Helikites Ltd были разработаны два типа схожих по конструкции гелиевых аэродинамических привязных аэростата Helikites – Sky-hook и Stealth (вариации для различных высот и погодных условий) (рис. 10.45 и 10.46).

Целью этих исследований является поиск путей усовершенствования оборонительных возможностей аэростатов. Одна из идей состоит в использовании чрезвычайно прочных незакрепленных полиэтиленовых тросов, свободно свисающих с наполненного гелием гибридного аэростата и представляющих реальную опасность

для авиасредств (рис. 10.47). Эти тросы не могут быть перебиты вращающимися лопастями вертолета.

В качестве дополнительных мер предложено закреплять удерживающую аэростат *Helikites* привязь к установленной на земле катушке с канатом. В случае попадания вертолета в эту область один из свисающих тросов неизбежно соприкоснется с вращающимися лопастями винта и, наматываясь, начнет подтягивать более тяжелый канат, если, конечно, вертолет к тому моменту еще не разрушится.



Рис. 10.47. Схема борьбы с вертолетами

К достоинствам системы *AHAAD* следует отнести ее высокую скрытность. *Helikites* не обнаруживается радаром и его достаточно трудно заметить невооруженным глазом. Он не оставляет инфракрасного шлейфа, благодаря чему установленные на вертолетах лазерные сканеры не отметят его присутствие. Поэтому пилоты вертолетов постоянно рискуют оказаться в опасной зоне.

Еще одно преимущество *АНААD* по сравнению с другими системами – это простота управления. Даже один человек может развернуть минисистему ПВО из аэростатов *Helikites*. Заправка газом осуществляется на месте запуска и занимает считанные минуты. Чемоданчик с оболочкой *Helikites* и радиотехническим оборудованием, укомплектованный упрощенной ручной лебедкой и 13-килограммовым газовым баллоном, и составляет весь комплекс ПВО.

*Stealth Helikites* отличается от *Sky-hook Helikites* только наличием прозрачной оболочки, что значительно затрудняет уничтожение аппарата-невидимки, парящего на высоте 300...600 метров.

Стремясь избежать столкновения с почти незаметными привязными аэростатами, пилот вынужден поднимать вертолет выше 300 м, где он становится весьма уязвимым для радаров, стрелкового оружия и ракет. Система *АНААD* может распознавать "свои" и "чужие" вертолеты, обеспечивая достаточно гибкий режим контроля воздушного пространства.

В процессе демонстрации системы *АНААD* опытные вертолетчики, воевавшие во Вьетнаме, заявили, что не смогли бы набрать достаточную высоту и пролететь над загороженной подобными аэростатами зоной. На высоте более 120 метров полет оказался бы слишком рискованным, так как вертолет становится легкой добычей для наземных сил.

Обычный боевой вертолет с размахом винтов 20 метров, летящий со скоростью 200 км в час, при плотности заграждения воздушного пространства одним аэростатом *Helikites* на один квадратный километр в течение 8 минут почти наверняка столкнется с системой *АНААD*. Чтобы обеспечить защиту от налетов территории размером с Англию, потребуются затраты, сопоставимые со стоимостью всего одного армейского вертолета. Если размещать по десять аэростатов *Helikites* на квадратный километр, то время поражения вторгшегося в воздушное пространство чужого вертолета сократится до 45 секунд.

Несмотря на достоинства рассмотренных аэростатов в качестве наблюдательного координирующего командного пункта все же наибольший интерес представляет долголетающая аэроплатформа.

Для проведения в районе Вашингтона испытаний эффективности технологий определения потенциально опасных наземных перемещений представителями армии США был использован аэростат, оборудованный сенсорами, инфракрасными и электрооптическими камерами, что могли наблюдать жители столицы США в конце сентября 2004 г. Они увидели над городом огромный белый аэростат, парящий на высоте тысячи футов в зоне ограниченного воздушного пространства прямо над Белым домом и Пентагоном (рис. 10.48).



Рис. 10.48. Аэростат наблюдения над Вашингтоном

В дополнение к получению изображений в реальном времени и другой информации о таких перемещениях аэростаты можно использовать для патрулирования коммуникационных систем и портов, а также для обнаружения взрывчатых веществ.

После терактов 11 сентября федеральные агенты служб безопасности и их коллеги в Вашингтоне, Мэриленде и Вирджинии начали вести работу по созданию постоянной системы защиты.

Кроме того, Пентагон заключил многомиллионный контракт с корпорацией *Lockheed Martin* на разработку специального беспилотного дирижабля, в задачу которого будет входить патрулирование на большой высоте границ США и участие в ранней системе оповещения о пусках ракет (рис. 10.49). Предполагается, что гелиевый дирижабль будет иметь длину 170 метров и диаметр около 50 метров. Высота его полета составит около 20 километров. Работать он будет на солнечной энергии.



Рис. 10.49. Беспилотный дирижабль Lockheed Martin в системе противоракетной обороны



Рис. 10.50. Использование дирижабля в районе регионального конфликта

Такие аппараты будут взаимодействовать как с наземными, так и со спутниковыми системами наблюдения. В отличие от космических станций дирижабли могут находиться практически в одной точке в течение месяцев независимо от вращения планеты и приземляться по команде с земли для замены или пополнения комплекта оборудования. Предполагается, что первые прототипы такого дирижабля будут запущены уже в 2008 году.

Вооруженные силы США широко используют долголетающие аэроплатформы в районах региональных конфликтов. Если в районе боевых действий с Ираком использовались беспилотные самолеты, то в Афганистане — дирижабли (рис. 10.50). Да и

сама доктрина системы обороны территории США (*Homeland Defence*) предполагает использование дирижаблей (рис. 10.51).

Проблемы с ограниченностью каналов связи и их суммарной пропускной способностью, необходимой для качественной передачи данных и наблюдения в режи-



Рис. 10.51. Использование дирижаблей в системе обороны территории США (Homeland Defence)

ме реального времени, появились у войсковой группировки США в 1999 году. Во время военной кампании в Югославии у американской войсковой группировки впервые появился серьезный дефицит спутниковой емкости для передачи сигналов. Это произошло даже несмотря на подключение всех армейских мощностей вместе с арендой коммерческих каналов. Правда, последние добавили только 1 Гбит/с. Двумя годами позже ситуация с дефицитом каналов связи повторилась вновь.

В конце 2001 года во время военных операций НАТО в Афганистане из-за этой проблемы приходилось запускать не более трех беспилотных самолетов одновременно при наличии парка из восьми машин. Одновременно качественно удавалось транслировать информацию с двух самолетов Predator и одного Global Hawk. Несмотря на все усилия приходилось транслировать изображение местности с ущербом для качества. Эти и некоторые другие сложности заставили американских специалистов в Вашингтоне опубликовать отчет 2000 года о трудностях, связанных с применением Predator, и необходимости увеличения суммарной емкости каналов связи. Несмотря на предпринятое увеличение пропускной способности взятием на вооружение с 2002 года Global Hawk проблемы так и не были решены. Расчетная потребность в пропускной способности и сегодня значительно превышает возможности существующих систем. Так, еще в 1999 году эта потребность оценивалась в 16 Гбит/с, что, впрочем, не помешало Пентагону увеличить затраты на приобретение беспилотных самолетов. С 2003 года ведутся разработки нового, еще более совершенного, боевого беспилотного самолета Х-45А. Еще в 2001 году Пентагон разработал перспективную программу в области построения беспилотных летательных аппаратов. Она рассчитана на 25 лет и предполагает создание значительно более совершенных аппаратов по сравнению с современными Predator и Global Hawk.

В настоящее время работы по созданию аэростатов военного назначения ведутся в разных странах, однако пока эта область техники недостаточно освоена. О все более возрастающих темпах развития области военного аэростатостроения в обозримом будущем свидетельствуют как начавшийся маркетинг аэростатов с радиолокационной станцией, так и повышенное внимание к летательным аппаратам легче воздуха со стороны ведущих мировых оборонно-промышленных компаний. Например, упоминавшаяся Локхид-Мартин в настоящее время сотрудничает с западногерманской фирмой Карголифтер в области построения современных воздухоплавательных аппаратов транспортного и разведывательно-информационного назначений.

По оценкам российских специалистов, до 10 % рынка средств разведки и наблюдения воздушного базирования могут быть охвачены производителями аэростатов и дирижаблей. В воздухоплавательной технике налицо высокая рентабельность производства. Сам аэростат сравнительно дешев: даже в таких крупных системах, как российские Пума и Ягуар или американская 420К, стоимость летательного аппарата не превышает 100 тыс. дол. США. Конечная цена системы в основном зависит от радиоэлектронной аппаратуры и может составлять несколько миллионов долларов.

# 10.12. Выводы

1. Одной из главных задач при реализации TCBA в настоящее время является отработка оптимальной аэроплатформы и построение на ее основе рациональной телекоммуникационной архитектуры широкополосного доступа с максимальной интеграцией с другими видами телекоммуникаций.

2. Использование TCBA особенно привлекательно для стран, территория которых компактно сосредоточена в определенной географической области. К таким странам относится и Украина, в которой наземная телекоммуникационная инфраструктура для предоставления широкополосных услуг еще недостаточно развита.

Представлен проект TCBA для Украины под названием Небесная сота, направленный на построение телекоммуникационной сети широкополосного беспроводного доступа на базе современных технологий. В качестве аэроплатформы для Небесной соты на данное время предполагается использование самолета или гелиевого дирижабля жесткой конструкции. Для покрытия территории Украины достаточно иметь около 25 TCBA, которые будут находиться на высоте 20 км и формировать соты радиусом 100 км.

3. Проведен анализ результатов экспериментальных исследований трансляции цифрового телевидения и мобильной сотовой связи третьего поколения через аэроплатформы на базе беспилотного самолета, проведенных американскими и японскими исследователями в июне и июле 2002 г. на острове Кауаи, входящем в Гавайский архипелаг.

4. Определены основные задачи беспроводной системы управления дорожным движением. Наряду с обеспечением контроля и управления дорожным движением к ним относятся создание беспроводных телекоммуникаций между воздушными и наземными пунктами ГАИ и построение единой зоновой иерархической системы управления и связи. Предложена обеспечивающая оптимальное решение этих задач беспроводная система управления дорожным движением в виде информационной пирамиды, вершину которой занимает высокоподнятый координирующий пункт наблюдения и связи, который для данной системы является также и точкой доступа к другим аналогичным системам и к командно-информационному пункту управления такой системой.

Использование современных новейших технологий позволило поднять на качественно новый уровень создание и эксплуатацию летательных аппаратов как тяжелее, так и легче воздуха, и на их основе начать реализацию аэроплатформ для нового вида СУДД.

5. Одним из наиболее важных приложений TCBA является быстрое восстановление телекоммуникационных линий для оповещения населения и проведения спасательных работ в районах стихийного бедствия и чрезвычайных ситуаций, когда наземная инфраструктура выходит из строя. Разработана оригинальная концепция действия TCBA в районах стихийного бедствия и чрезвычайных ситуаций, согласно которой выполняются две основные задачи: дистанционное зондирование и обеспечение средствами связи и вещания район бедствия. В общем случае управление чрезвычайной ситуацией можно представить в виде цикла, который начинается с оценки риска возникновения стихийного бедствия, планирования, обучения и заканчивается проведением мероприятий по снижению уязвимости и повышению готовности района к возможному повторению стихийного происшествия.

6. Антенная система БС наряду с компенсацией движения аэроплатформы по вертикали и горизонтали должна обеспечить сотовое покрытие требуемого района, минимизацию интерференции с существующими БС мобильной сотовой радиосистемы внутри зоны обслуживания. Этим требованиям наиболее полно отвечает интеллектуальная антенная решетка, которая может обеспечить многостанционный доступ с пространственным разделением радиоканалов и цифровое образование формы диаграммы направленности. Поэтому интеллектуальная антенная решетка позволяет создавать многосотовые зоны покрытия, обеспечивает высокую точность наведения луча, минимизирует интерференцию и увеличивает емкость соты за счет повторного использования одинаковых частот в соте.

7. В настоящее время TCBA широко используются в военной области для визуальной и радиолокационной разведки, а также для обеспечения связи и выполнения роли командного пункта бригады, армии. Сами аэроплатформы могут использоваться и непосредственно для боевых действий. Так, беспилотные самолеты могут нести различное оружие от бомб до электромагнитной пушки, а аэростаты служить заграждением для авиации и даже являться целым комплексом противоракетной обороны. Воздушные корабли могут длительное время держаться в воздухе, не находясь в сильной зависимости от расстояния до базы.

Несмотря на возросшую роль авиации при ведении военных действий, аэростаты и в настоящее время остаются в составе боевых соединений, в основном, для решения задач противовоздушной обороны. Применение TCBA на базе аэростатов даст возможность увеличить суммарную пропускную способность каналов связи, необходимую для качественной передачи данных и наблюдения в режиме реального времени, поскольку расчетная потребность и сегодня значительно превышает возможности существующих систем. Поэтому и в настоящее время работы по усовершенствованию аэростатов военного назначения ведутся в разных странах при повышенном внимании к летательным аппаратам легче воздуха со стороны ведущих мировых оборонно-промышленных компаний.

#### Список литературы

1. *Ільченко М.Ю., Кравчук С.О., Антоненко Р.А.* Телекомунікаційні системи на базі високопіднятих аероплатформ // Зв'язок. – 2003. – № 3. – С. 37–41.

2. Кравчук С.А., Ильченко М.Е. Системы широкополосного беспроводного доступа. Современные проекты фиксированного радиодоступа // Матер. 13-й Междунар. конф. КрыМиКо'2003 "СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии", 8–12 сентября 2003 г., Севастополь, Крым, Украина. – Севастополь: Вебер, 2003. – С. 47–50.

3. *Микроволновые* устройства телекоммуникационных систем: В 2 т. Т. 2: Устройства приемного и передающего трактов. Проектирование устройств и реализация систем / М.З. Згуровский, М.Е. Ильчен-ко, С.А. Кравчук и др. – К.: Політехніка, 2003. – 616 с.

4. *Ільченко М.Ю., Кравчук С.О.* Інформаційно-телекомунікаційні системи на базі високопіднятих аероплатформ // Винахідник і раціоналізатор. – 2004. – № 6. – С. 9–12.

5. *Кравчук С.А*. Связь через стратосферу // Телеком: коммуникации и сети. – 2004. – № 11. – С. 58–65.

6. Vishnevsky V.M., Tereshchenko B.N., Lyakhov A.I. Wireless communication networks using HAPs on the base of tethered balloons // Proc.  $6^{th}$  Int. Symp. On Wireless Personal Multimedia Communications (WPMC'03), Yokosuka, Kanagawa, Japan, Oct. 19–22, 2003. – 2. – P. 463–467.

7. *Широкополосные* беспроводные сети передачи информации / В.М. Вишневский, А.И. Ляхов, С.Л. Портной, И.В. Шахнович. – М.: Техносфера, 2005. – 592 с.

8. *Optical* communication from HAPs – overview of the stratospheric optical payload experiment (STROPEX) / J. Horwath, M. Knapek, N. Perlot, D. Giggenbach, D. Grace // 22<sup>nd</sup> AIAA International Communications Satellite Systems Conference & Exhibit 2004, 9–12 May 2004, Monterey, California. – P. 236–241.

9. *Experiment* of IMT-2000 using stratospheric-flying solar-power airplane / M. Oodo, H. Tsuji, R. Miura, M. Maruyama, M. Suzuki // IEEE Global Telecommunications Conference (GLOBECOM 2003). – 2003. – 22, N 1. – P. 1152–1156.

10. Кравчук С.А., Борисова М.Б., Ковов С.Н. Мобильные системы широкополосного радиодоступа к подсистемам АМС ГАИ на основе технологий пространственного разнесения сигналов // Безпека дорожнього руху України. – 2004. – № 1-2 (17). – С. 168–177.

11. Белятинський А.О., Доній В.В. Застосування космічної зйомки для моніторингу руху транспортних засобів на вулично-дорожній мережі // Безпека дорожнього руху України. – 2004. – № 1-2 (17). – С. 72–75.

12. *Кравчук С.О., Ільченко М.Ю*. Аероплатформи для телекомунікаційних систем // Наукові вісті НТУУ "КПІ". – 2003. – № 1 (27). – С. 5–15.

13. *Боюн В., Сабельников Ю.* Интеллектуальная видеокамера // Электронные компоненты и системы. – 2002. – № 2. – С. 33–35.

14. Дирижабли на войне / Сост. В.А. Обухович, С.П. Кульбака. – Мн.: Харвест; М.: АСТ, 2000. – 496 с.

15. Фон Гепнер Э. Война Германии в воздухе. – Мн.: Харвест, 2005. – 240 с. (Военно-историческая библиотека).

16. Бернштейн А. И. Аэростаты над Ленинградом. Записки инженера-воздухоплавателя // Химия и жизнь. – 1983. – № 5.

#### ПРИЛОЖЕНИЕ 1

# Минимальные потери распространения вследствие ослабления в атмосферных газах

Расчетные формулы по атмосферному затуханию даются для трех климатических зон, параметры которых представлены в табл. П1.1. При этом введены следующие обозначения:  $A_L$  (h,  $\theta$ ),  $A_M$  (h,  $\theta$ ),  $A_H$  (h,  $\theta$ ) – затухание в атмосферных газах, дБ, для низкоширотной, среднеширотной и высокоширотной зон, соответственно; h и  $\theta$  – высота антенны над уровнем моря, км, и угол места, ...°, соответственно.

Формулы получены на основании рекомендаций МСЭ-Р *P*.676, *P*.835, *F*.1404 и *F*.1333 для *h* от 0 до 3 км и для  $\theta$  от 0 до 90°.

Таблица П1.1.	Параметры	климатических	зон на	уровне моря
---------------	-----------	---------------	--------	-------------

Климатическая зона	Положение относительно экватора по широтам	Температура, К	Атмосферное давление, гПа	Влажность, г/м <sup>3</sup>
Низкоширотная	В пределах 22,5°	300,4	1 012,0	10,0
Среднеширотная	От 22,5° до 45°	272,7	1 018,9	3,5
Высокоширотная	От 45° и более	257,4	1 010,8	1,23

1. Диапазон частот 11,7...12,75 ГГц:

$$A_L(h,\theta) = 3,84/[1+0,8598\theta + h(0,2815+0,3031\theta) + 0,1148h^2];$$

$$A_{\mathcal{M}}(h,\theta) = 3,23/[1+0,7585\theta + h(0,4154+0,2232\theta)];$$

 $A_{H}(h,\theta)=3,12\,/[1+0,7487\theta+h(0,3792+0,2102\,\theta)].$ 

2. Диапазон частот 18,6...18,8 ГГц:

$$\begin{split} A_L(h,\theta) &= 15,16 / [1+0,9258\theta+0,03625\theta^2+h(0,2981+0,4352\theta)+h^2(0,2429+0,1330\theta)]; \\ A_M(h,\theta) &= 7,98 / [1+0,9103\theta+h(0,2862+0,4112\theta)+0,1469h^2]; \\ A_H(h,\theta) &= 5,67 / [1+0,8172\theta+h(0,2017+0,3017\theta)+0,1057h^2] \,. \end{split}$$

3. Диапазон частот 21,2...21,4 ГГц:

$$\begin{split} &A_L(h,\theta) = 38,08 / [1+0,8485\theta+0,06485\theta^2-0,002121\theta^3+0,1669\cdot10^{-4}\,\theta^4+h(0,2934+0,3816\,\theta)+h^2(0,09441+0,1701\,\theta)+0,04082h^3]; \\ &A_M(h,\theta) = 16,70 / [1+0,8126\theta+0,02719\theta^2+h(0,22395+0,2772\,\theta)+h^2(0,1180+0,08558\theta)]; \\ &A_H(h,\theta) = 9,66 / [1+0,6721\theta+0,04348\theta^2+h(0,07342+0,3655\theta)+0,1177h^2]. \end{split}$$

4. Диапазон частот 21,4...22,0 ГГц:  

$$\begin{aligned} A_L(h,\theta) &= 40,39 / [1+0,8413\theta+0,06418\theta^2 - 0,002095\theta^3 + 0,1646 \cdot 10^{-4} \theta^4 + h(0,2871 + 0,3732\theta) + h^2(0,09311 + 0,1638\theta) + 0,03859h^3]; \\ A_M(h,\theta) &= 17,59 / [1+0,8066\theta + 0,02682\theta^2 + h(0,2354 + 0,2699\theta) + h^2(0,1135 + 0,08342\theta)]; \\ A_H(h,\theta) &= 10,98 / [1+0,6205\theta + 0,04369\theta^2 + h(0,06793 + 0,3605\theta) + 0,1155h^2]. \end{aligned}$$

5. Диапазон частот 22,21...22,5 ГГц:  

$$\begin{split} A_L(h,\theta) &= 47,88 / [1+0,78405\theta+0,10659\theta^2-0,0091566\theta^3+0,30002\cdot10^{-3}\,\theta^4-\\ &-0,40272\cdot10^{-5}\theta^5+0,18706\cdot10^{-7}\,\theta^6+h(0,29782+0,30275\theta)+\\ &+h^2(0,066824+0,17983\theta)+0,038747h^3]; \\ A_M(h,\theta) &= 20,36 / [1+0,7223\theta+0,06031\theta^2-0,001980\theta^3+0,1572\cdot10^{-4}\theta^4+h(0,2053+\\ &+0,2374\theta)+h^2(0,1101+0,08933\theta)]; \end{split}$$

 $A_{H}(h,\theta) = 11,55 / [1+0,6073\theta+0,04379\theta^{2} + h(0,05750+0,3490\theta) + 0,1102h^{2}].$ 

6. Диапазон частот 23,6...24,0 ГГц: 
$$\begin{split} &A_L(h,\theta) = 40,20 / [1+0,8774\theta+0,06742\theta^2-0,002221\theta^3+0,1759\cdot10^{-4}\theta^4+\\ &+h(0,3193+0,4177\theta)+h^2(0,1014+0,1945\theta)+0,05008h^3];\\ &A_M(h,\theta) = 17,88 / [1+0,8377\theta+0,02861\theta^2+h(0,2587+0,3070\theta)+h^2(0,1362+0,09479\theta)];\\ &A_H(h,\theta) = 10,51 / [1+0,6504\theta+0,04326\theta^2+h(0,08915+0,3870\theta)+0,1285h^2]. \end{split}$$
 7. Диапазон частот 25,25...27,5 ГГц:

$$\begin{split} A_L(h,\theta) &= 22,73 / [1+0,9463\theta + 0,03455\theta^2 + h(0,3232 + 0,4519\theta) + h^2(0,2486 + 0,1317\theta)]; \\ A_M(h,\theta) &= 11,96 / [1+0,8121\theta + 0,03055\theta^2 + h(0,2619 + 0,4728\theta) + 0,1490h^2]; \\ A_H(h,\theta) &= 8,77 / [1+0,8259\theta + h(0,2163 + 0,3037\theta) + 0,1067h^2]. \end{split}$$

8. Диапазон частот 31,0...31,3 ГГц:

$$\begin{split} A_L(h,\theta) &= 19,54 / [1+0,9323\theta+0,02553\theta^2+h(0,3416+0,4413\theta)+h^2(0,1980+0,08016\theta)]; \\ A_M(h,\theta) &= 11,76 / [1+0,8137\theta+0,02033\theta^2+h(0,2740+0,3935\theta)+0,1203h^2]; \\ A_H(h,\theta) &= 9,52 / [1+0,8160\theta+h(0,2378+0,2722\theta)+0,08949h^2] \,. \end{split}$$

9. Диапазон частот 31,8...33,0 ГГц:

$$\begin{split} A_L(h,\theta) &= 19,55 / [1+0,9263\theta+0,02442\theta^2 + h(0,3399+0,4324\theta) + h^2(0,1898+0,07463\theta)]; \\ A_M(h,\theta) &= 12,04 / [1+0,8112\theta+0,01934\theta^2 + h(0,2740+0,3825\theta) + 0,1155h^2]; \\ A_H(h,\theta) &= 9,90 / [1+0,8140\theta + h(0,2401+0,2679\theta) + 0,08673h^2]. \end{split}$$

10. Диапазон частот 36,0...37,0 ГГц:

$$\begin{split} A_L(h,\theta) &= 21,60 / [1+0,8102\theta+0,05726\theta^2-0,001887\theta^3+0,1488\cdot 10^{-4}\theta^4+\\ &+ h(0,2731+0,5166\theta)+0,1884h^2]; \end{split}$$

$$\begin{split} A_M(h,\theta) &= 15,00 \ / [1+0,8197\theta+0,01342\theta^2+h(0,3078+0,2654\theta)+h^2(0,07561+0,03399\theta)]; \\ A_H(h,\theta) &= 12,80 \ / [1+0,7376\theta+0,01588\theta^2+h(0,2185+0,2806\theta)+0,07660h^2] \,. \end{split}$$

11. Диапазон частот 37,0...38,0 ГГц:

$$\begin{split} A_L(h,\theta) &= 22,63 / [1+0,8064\theta+0,05519\theta^2-0,001808\theta^3+0,1416\cdot 10^{-4}\theta^4+\\ &+ h(0,2740+0,4986\theta)+0,1789h^2]; \end{split}$$

 $A_{M}(h,\theta) = 16,03\,/[1+0,8146\,\theta+0,01315\theta^{2} + h\,(0,3044\,+\,0,2598\,\theta) + h^{2}(0,07308\,+\,0,03276\theta)];$ 

 $A_{H}(h,\theta) = 13,85/[1+0,7369\theta+0,01556\theta^{2}+h(0,2197+0,2771\theta)+0,07495h^{2}].$ 

12. Диапазон частот 39,5...40,0 ГГц:

+  $h(0,2739 + 0,4541\theta) + 0,1562h^2$ ];

$$\begin{split} A_M(h,\theta) &= 19,39 \,/ [1+0,8019\theta + 0,01254\theta^2 + h(0,2957 + 0,2470\theta) + h^2(0,06718 + 0,03002\theta)]; \\ A_H(h,\theta) &= 17,46 \,/ [1+0,7615\theta + 0,01187\theta^2 + h(0,2619 + 0,2041\theta) + h^2(0,05213 + 0,02735\theta] \,. \end{split}$$

13. Диапазон частот 40,0...40,5 ГГц: 
$$\begin{split} A_L(h,\theta) &= 26,87 / [1+0,7912\theta+0,04963\theta^2-0,001599\theta^3+0,1230\cdot10^{-4}\theta^4+\\ &+ h(0,2735+0,4451\theta)+0,1517h^2]; \\ A_M(h,\theta) &= 20,23 / [1+0,7993\theta+0,01243\theta^2+h(0,2939+0,2444\theta)+h^2(0,06605+0,02951\theta)]; \\ A_H(h,\theta) &= 18,33 / [1+0,7608\theta+0,01179\theta^2+h(0,2620+0,2033\theta)+h^2(0,05148+0,02706\theta]. \end{split}$$

14. Диапазон частот 40,5...42,5 ГГц:  $A_L(h,\theta) = 27,78 / [1 + 0,7880\theta + 0,04877\theta^2 - 0,001566\theta^3 + 0,1202 \cdot 10^{-4} \theta^4 + h(0,2729 + 0,4361\theta) + 0,1473h^2];$ 

$$\begin{split} A_{M}(h,\theta) &= 20,76 / [1+0,6980\theta + 0,04731\theta^{2} - 0,001508\theta^{3} + 0,1157 \cdot 10^{-4}\theta^{4} + h(0,2497 + 0,3257\theta) + 0,07995h^{2}]; \end{split}$$

$$\begin{split} A_{H}(h,\theta) &= 18,92 / [1+0,6577\theta+0,04678\theta^{2}-0,001484\theta^{3}+0,1139\cdot10^{-4}\theta^{4}+h(0,2200+0,0811\theta)+0,06507h^{2}]. \end{split}$$

15. Диапазон частот 55,78...59,0 ГГц:  $A_L(h,\theta) = 2217,1/[1+0,40513\theta+0,011533\theta^2 - 0,00046820\theta^3 + 0,84110 \cdot 10^{-5}\theta^4 - 0,77381 \cdot 10^{-7}\theta^5 + 0,27719 \cdot 10^{-9}\theta^6 + h(0,089500 + 0,042363\theta + 0,00025474\theta^2 - 0,41230 \cdot 10^{-5}\theta^3) + 0,0093864h^2];$  
$$\begin{split} A_M(h,\theta) &= 2338,1/[1+0,43368\theta+0,011352\theta^2-0,00045777\theta^3+0,81145\cdot10^{-5}\theta^4-0,74110\cdot10^{-7}\theta^5+0,26432\cdot10^{-9}\theta^6+h(0,10951+0,050614\theta+0,00028913\theta^2-0,47829\cdot10^{-5}\theta^3)+0,0099073h^2]; \end{split}$$

$$\begin{split} A_{H}(h,\theta) &= 2414, 2 / [1+0,44582\theta + 0,011815\theta^{2} - 0,000448462\theta^{3} + 0,87303 \cdot 10^{-5} \theta^{4} - 0,80607 \cdot 10^{-7}\theta^{5} + 0,28980 \cdot 10^{-9} \theta^{6} + h(0,12263 + 0,054149\theta + 0,00032477\theta^{2} - 0,52680 \cdot 10^{-5}\theta^{3}) + 0,0087766h^{2}]. \end{split}$$

16. Диапазон частот 64,0...66,0 ГГц:

$$\begin{split} A_L(h,\theta) &= 528, 4 / [1+0, 568865\theta + 0, 0640672\theta^2 - 0, 0069532\theta^3 + 0, 385420 \cdot 10^{-3} \theta^4 - 0, 114133 \cdot 10^{-4} \theta^5 + 0, 181220 \cdot 10^{-6} \theta^6 - 0, 145280 \cdot 10^{-8} \theta^7 + 0, 461010 \cdot 10^{-11} \theta^8 + h (0, 178140 + 0, 117782\theta + 0, 00785552\theta^2 - 0, 228606 \cdot 10^{-3} \theta^3 + 0, 159694 \cdot 10^{-5} \theta^4) + h^2 (0, 0367537 + 0, 0186594\theta)]; \end{split}$$

$$\begin{split} A_M(h,\theta) &= 522,9 \,/ [1+0,596648\theta + 0,0698675\theta^2 - 0,00806908\theta^3 + 0,466138 \cdot 10^{-3} \,\theta^4 - 0,141814 \cdot 10^{-4} \,\theta^5 + 0,229255 \cdot 10^{-6} \,\theta^6 - 0,186157 \cdot 10^{-8} \,\theta^7 + 0,596475 \cdot 10^{-11} \,\theta^8 + h \,(0,205676 + 0,125103\theta + 0,0107935\theta^2 - 0,326445 \cdot 10^{-3} \theta^3 + 0,235065 \cdot 10^{-5} \theta^4) + h^2(0,0399720 + 0,0251223\theta)]; \end{split}$$

$$\begin{split} A_{H}(h,\theta) &= 531,9 / [1+0,616560\theta + 0,0701934\theta^{2} - 0,00821842\theta^{3} + 0,476119 \cdot 10^{-3} \theta^{4} - 0,143928 \cdot 10^{-4} \theta^{5} + 0,230683 \cdot 10^{-6} \theta^{6} - 0,185825 \cdot 10^{-8} \theta^{7} + 0,591348 \cdot 10^{-11} \theta^{8} + h(0,224143 + 0,119089\theta + 0,0133543\theta^{2} - 0,416213 \cdot 10^{-3} \theta^{3} + 0,308010 \cdot 10^{-5} \theta^{4}) + h^{2}(0,0388456 + 0,0290534\theta)]. \end{split}$$

### ПРИЛОЖЕНИЕ 2

# Список использованных Рекомендаций МСЭ-Р

#### (Recommendation ITU-R)

F.1245 – Mathematical model of average radiation patterns for line-of-sight point-topoint radio-relay system antennas for use in certain coordination studies and interference assessment in the frequency range from 1 to about 70 GHz.

F.1249 – Maximum equivalent isotropically radiated power of transmitting stations in the fixed service operating in the frequency band 25.25–27.5 GHz shared with the intersatellite service.

F.1333 – Estimation of the actual elevation angle from a station in the fixed service towards a space station taking into account atmospheric refraction.

F.1336 – Reference radiation patterns of omnidirectional, sectoral and other antennas in point-to-multipoint systems for use in sharing studies in the frequency range from 1 to about 70 GHz.

F.1404 - Minimum propagation attenuation due to atmospheric gases for use in frequency sharing studies between systems in the fixed service and systems in the broadcast-ing-satellite, mobile-satellite and space science services.

F.1500-Preferred characteristics of systems in the fixed service using high altitude platforms operating in the bands 47.2–47.5 GHz and 47.9–48.2 GHz .

F.1501 - Coordination distance for systems in the fixed service (FS) involving highaltitude platform stations (HAPSS) sharing the frequency bands 47.2–47.5 GHz and 47.9–48.2 GHz with other systems in the fixed service .

F.1509 – Technical and operational requirements that facilitate sharing between point-to-multipoint systems in the fixed service and the inter-satellite service in the band 25.25-27.5 GHz.

F.1569 – Technical and operational characteristics for the fixed service using high altitude platform stations in the bands 27.5–28.35 GHz and 31–31.3 GHz.

F.1570 – Impact of uplink transmission in the fixed service using high altitude platform stations in the Earth exploration-satellite service (passive) in the 31.3–31.8 GHz band.

F.1571 - Mitigation techniques for use in reducing the potential for interference between airborne stations in the radionavigation service and stations in the fixed service in the band 31.8–33.4 GHz.

F.1607 – Interference mitigation techniques for use by high altitude platform stations in the 27.5–28.35 GHz and 31.0–31.3 GHz bands.

F.1608 – Frequency sharing between systems in the fixed service using high altitude platform stations and conventional systems in the fixed service in the bands 47.2–47.5 and 47.9–48.2 GHz.

F.1609 – Interference evaluation from fixed service systems using high altitude platform stations to conventional fixed service systems in the bands 27.5–28.35 GHz and 31.0–31.3 GHz.

F.1612 – Interference evaluation of the fixed service using high altitude platform stations to protect the radio astronomy service from uplink transmission in high altitude platform station systems in the 31.3–31.8 GHz band.

M.1450 - Characteristics of broadband radio local area networks.

M.1455 - Key characteristics for the International Mobile Telecommunications-2000 (IMT-2000) radio interfaces.

M.1456 - Minimum performance characteristics and operational conditions for high altitude platform stations providing IMT-2000 in the bands 1 885–1 980 MHz, 2 010–2 025 MHz and 2 110–2 170 MHz in Regions 1 and 3 and 1 885–1 980 MHz and 2 110–2 160 MHz in Region 2.

M.1457 – Detailed specifications of the radio interfaces of International Mobile Telecommunications-2000 (IMT-2000).

M.1641 - A methodology for co-channel interference evaluation to determine separation distance from a system using high-altitude platform stations to a cellular system to provide IMT-2000 service within the boundary of an administration.

M.1642 – Methodology for assessing the maximum aggregate equivalent power fluxdensity at an aeronautical radionavigation service station from all radionavigation-satellite service systems operating in the 1 164–1 215 MHz band.

M.1678 – Adaptive antennas for mobile systems.

P.618 - Propagation data and prediction methods required for the design of Earth-space telecommunication systems.

P.676 – Attenuation by atmospheric gases.

P.678 – Characterization of the natural variability of propagation phenomena.

P.681 - Propagation data required for the design of Earth-space land mobile tele-communication systems.

P.682 - Propagation data required for the design of Earth-space aeronautical mobile telecommunication systems.

P.835 – Reference standard atmospheres.

P.836 – Water vapour: surface density and total columnar content.

P.837 - Characteristics of precipitation for propagation modeling.

P.838 – Specific attenuation model for rain for use in prediction methods.

P.839 – Rain height model for prediction methods.

P.840 – Attenuation due to clouds and fog.

P.1057 – Probability distributions relevant to radiowave propagation modeling.

P.1409 - Propagation data and prediction methods required for the design of systems using high altitude platform stations at about 47 GHz.

P.1410 - Propagation data and prediction methods required for the design of terrestrial broadband millimetric radio access systems operating in a frequency range of about 20–50 GHz.

P.1511 – Topography for Earth-to-space propagation modeling.

SA.1278 – Feasibility of sharing between the Earth exploration-satellite service (space-to-Earth) and the fixed, inter-satellite, and mobile services in the band 25.5-27.0 GHz.

SA.1279 – Spectrum sharing between spaceborne passive sensors and inter-satellite links in the range 50.2-59.3 GHz.

SA.1396 – Protection criteria for the space research service in the 37–38 and 40–40.5 GHz bands.

SA.1415 – Sharing between inter-satellite service systems in the frequency band 25.25-27.5 GHz.

SA.1416 – Sharing between spaceborne passive sensors and the inter-satellite service operating near 118 and 183 GHz.

SF.1395 – Minimum propagation attenuation due to atmospheric gases for use in frequency sharing studies between the fixed-satellite service and the fixed service.

SF.1481 – Frequency sharing between systems in the fixed service using high-altitude platform stations and satellite systems in the geostationary orbit in the fixed-satellite service in the bands 47.2–47.5 and 47.9–48.2 GHz.

SF.1601 - A methodology for interference evaluation from the downlink of the fixed service using high altitude platform stations to the uplink of the fixed-satellite service using the geostationnary satellites within the band 27.5–28.35 GHz.

S.1529 – Analytical method for determining the statistics of interference between non-geostationary-satellite orbit fixed-satellite service systems and other non-geostationary-satellite orbit fixed-satellite service systems or geostationary-satellite orbit fixed-satellite service networks.

S.1591 - Sharing of inter-satellite link bands around 23, 32.5 and 64.5 GHz between non-geostationary/geostationary inter-satellite links and geostationary/geostationary inter-satellite links.

S.1655 – Interference mitigation techniques and frequency sharing in the bands 37.5-42.5 GHz and 47.2-50.2 GHz between geostationary-satellite fixed-satellite service networks and non-geostationary-satellite fixed-satellite service systems.

# Список сокращений

АЗ – аэростат заграждения;

АБ – аккумуляторная батарея;

АИСТ – Аэродинамическая интегральная система телекоммуникаций;

АКРДН – авиационный комплекс радиолокационного дозора и наведения;

АМ – амплитудная модуляция;

АН – аэростат наблюдения;

AP — антенная решетка;

**АРМП** – автоматическое регулирование мощности передачи;

АТ – абонентский терминал;

АУМ – автоматическое управление мощностью;

АФАР – активная фазированная антенная решетка;

АЦП – аналого-цифровой преобразователь;

ВнОЗ – внеорбитальная зона;

**BO3** – внутриорбитальная зона;

ВОЛС – волоконно-оптические линии связи;

**ДН** – диаграмма направленности;

**ДОЗ** – дальнеорбитальная зона;

**ДРК** – динамическое распределение каналов;

ЗС – земная станция;

ИДС – идентификатор соединений;

 $\mathbf{U}\Pi$  – источник помех;

ИСЗ – искусственный спутник Земли;

КА – космический аппарат;

КАМ – квадратурная амплитудная модуляция;

**КАО** – конечное абонентское оборудование;

**КУ** – коэффициент усиления;

**ЛКР** – локальные компьютерные радиосети;

**ЛФД** – лавинный фотодиод;

МИТРИС – микроволновая интегрированная телерадиоинформационная система;

МЛС – межплатформенная линия связи;

МОЛС – межорбитальные линии связи;

МПУС – многопролетная полнодоступная узловая сеть;

МСА – Международная стандартная атмосфера;

МСЭ – Международный союз электросвязи;

МСЭ-Р – Сектор радиосвязи Международного союза электросвязи;

МТРС – микроволновая телекоммуникационная распределительная система

ПНПАР – пространственно-неоднородная планарная антенная решетка;

**HC** – наземная станция;

ПАР – планарная антенная решетка;

**ПВО** – противовоздушная оборона;

ПЗС – приборы с зарядовой связью;

ПЛПД – пользовательские линии передачи данных;

 $\Pi\Pi$  – приемник помех;

ППЛ – полупроводниковый лазер;

РАС – радиоастрономическая служба;

РЛС – радиолокационная станция;

- РТИ радиотепловое излучение;
- СВА станция на основе высокоподнятой аэроплатформы;
- СВЧ сверхвысокие частоты;
- СКС сетевой контроль соединений;
- ССИЗ спутниковая служба исследования Земли (пассивная);
- СТВ сотовое телевидение;
- СУДД система управления дорожным движением;
- СФШБ системы фиксированного широкополосного беспроводного доступа;
- СШБД системы широкополосного беспроводного доступа;
- ТСВА телекоммуникационная система на основе высокоподнятой аэроплатформы;
- ТСОП телефонная сеть общего пользования;
- **ТЦЗ** точка центра зоны покрытия;
- ФМ фазовая манипуляция;
- ФНЧ фильтр нижних частот;
- ФРК фиксированное распределение каналов;
- ФС фиксированная служба;
- ФСС фиксированная спутниковая служба;
- ЦАП цифро-аналоговый преобразователь;
- ЦС центральная станция;
- ЧМ частотная модуляция;
- ШВР широковещательная рассылка;
- ШСМС широкополосные системы мобильной связи;
- ЭИИМ эквивалентная изотропно излучаемая мощность;
- ЭМС электромагнитная совместимость;
- ACC Air Combat Command;
- ACE Agile Control Experiment;
- ACK acknowledgement;
- ACTS Advanced Communications Technologies & Services;
- ACTS Advanced Communications Technology Satellite;
- AHAAD Allsopp Helikites Anti-Aircraft Defense;
- AN Access Network;
- ARC-System Airborne Relay Communications System;
- **ARTEMIS** Advanced Relay and Technology Mission;
- ASI Italian Space Agency;
- ATG Advanced Technology Group;
- AVCS Aerial Vehicle Communications System;
- AWACS ATM Wireless Access Communication System;
- BLAST Bell Labs Layered Space-Time;
- BRAIN Broadband Radio Access for IP-based Networks;
- **BRAN** Broadband Radio Access Networks;
- BRAS Broadband Radio Access System;
- BSC Base Station Controller;
- **BWA** Broadband Wireless Access;
- B-WLL Broadband Wireless Local Loop;
- CA Coverage Area;
- **CAPANINA** Communications from Aerial Platform Networks Delivering Broadband Communications for All;
  - **CBT** Core Based Tree;

- **CDF** Cumulative Distribution Function;
- **CDMA** Code Division Multiple Access;
- **CEOS** Committee on Earth Observation Satellites;
- CINR Carrier to Interference plus Noise Ratio;
- CIR Carrier to Interference Ratio;
- CJCS Chairman Joint Chiefs of Staff;
- CN Core Network;
- CNR Carrier to Noise Ratio;
- CRABS Cellular Radio Access for Broadband Services;
- **CRC** Cyclic Redundancy Checking;
- CSMA/CA Carrier Sense Multiple Access with Collision Avoidance;
- **CW** Continuous Wave;
- DARO Defense Airborne Reconnaissance Office;
- DBA Daimler-Benz Aerospace;
- **DCS** Digital Cellular System;
- **DECT** Digital European Cordless Telecommunications;
- DH Directed Handoff
- DLA Discrete Lens Array;
- DLC Data Link Control;
- DMR Delay Measurement Report;
- **DoA** Direction of Arrival;
- **DPA** Defence Procurement Agency's;
- **DPSK** Differential Phase Shift Keying;
- DR Directed Retry;
- DRS Data Relay Satellite;
- DSP Defence Support Program;
- **DSP** Digital Signal Processor;
- **DVB** Digital Video Broadcasting;
- DVMRP Distance Vector Multicast Routing Protocol;
- ERAST Environmental Research Aircraft and Sensor Technology;
- **ESA** European Space Agency;
- ETRI Electronics and Telecommunication Research Institute;
- ETSI European Telecommunications Standards Institute
- **ETS-VI** Engineering Test Satellite VI;
- **FDD** Frequency Division Duplex;
- FEMA Federal Emergency Management Agency's;
- FHSS Frequency Hopping Spread Spectrum;
- FRP Fiber Reinforced Plastic;
- FSOW Free-Space Optical Wireless;
- FTEP Flat Topped Element Pattern;
- FWA Fixed Wireless Access;
- GGSN Gateway GPRS Support Node;
- GMSK Gaussian Minimum Shift Keying;
- **GPRS** General Packet Radio Service;
- **GPS** Global Positioning System;
- GSM Global System for Mobile Communications;
- HAA High Altitude Airship;
- HAE UAV High-Altitude, Long-Endurance Unmanned Aerial Vehicle;

- HALE High Altitude Long Endurance;
- HALO High Altitude Long Operation;
- HAPP High Altitude Powered Platform;
- HAPS High Altitude Platform Station;
- HAPs High Altitude Platforms;
- **HELIPLANE** HELIos AirPLANE;
- **HELIPLAT** HELIos PLATform;
- HFR Hybrid Fiber Radio;
- HFSS High Frequency Structure Simulator;
- HIPERLAN High Performance Radio Local Area Networks;
- HSS Home Subscriber Server;
- **IEEE** Institute of Electrical and Electronics Engineers Inc.;
- IGBAD Integrated Ground Based Air Defence;
- IGMP Internet Group Management Protocol;
- IMT-2000 International Mobile Telecommunications-2000;
- INR Interference to Noise Ratio;
- **IOL** Interorbit Link;
- ITU International Telecommunication Union;
- LAN Local Area Network;
- LACE Laser Atmospheric Compensation Experiment;
- **LCE** Laser Communication Experiment;
- LIBRA Low-Cost Integrated Broadband Radio Access;
- LLC Logical Link Control;
- LMCS Local Multipoint Communication System;
- LMDS Local MDS;
- LMSC LAN MAN Standards Committee;
- **LO HAE** Low Observable High Altitude Endurance;
- MAC Medium Access Control;
- MBS Mobile Broadband Systems;
- MDS Multipoint Distribution Service;
- MENTOR Multi-Environment Networked Training and Operational Readiness;
- MG Media Gateway;
- MIMO Multiple Input / Multiple Output;
- MLSR Multi-Layered Satellite Routing;
- MMAS Multimedia Application Server;
- MMCS Multimedia Call Server;
- **MMDS** Multichannel MDS;
- MOSPF Multicast Extensions to OSPF;
- MSC Mobile Service Switching Center;
- MTDS Microwave Telecommunication Distribution System;
- MVDS Multipoint Video Distribution Service;
- MWA Mobile Wireless Access;
- MWS Multimedia Wireless System;
- NASA National Aeronautics and Space Administration;
- NASDA National Space Development Agency;
- NCA National Command Authorities;
- NICT National Institute of Information and Communications Technology;
- NS Network Simulator;

- **OFDM** Orthogonal Frequency Division Multiplexing;
- **OICETS** Optical Interorbit Communications Engineering Test Satellite;
- **OSPF** Open Shortest Path First;
- **OSS** Open Source Code Software;
- **OT** Offered Traffic;
- OTcl Object Oriented Tool Command Language;
- PARC Per Antenna Rate Control;
- PDU Protocol Data Unit;
- **PER** Packet Error Rate;
- Pfd Power flux density;
- PMRF Pacific Missile Range Facility;
- $PU^{2}RC Per$  User Unitary Control;
- **REAP** Rapidly Elevated Aerostat Platform;
- **RFC** Requests for Comments;
- RLAN Radio Local Area Networks;
- RME Relay Mirror Experiment;
- RNC Radio Network Controller;
- **RPM** Reverse-Path Multicast;
- **RTT** Round-Trip Time;
- SAGE Stratospheric Aerosol and Gas Experiment;
- SAMBA System for Advanced Mobile Broadband Applications;
- SGSN Serving GPRS Support Node;
- SHARP Stationary High Altitude Relay Platform;
- SHOT Selective Handover for Traffic Balance;
- SILEX Semiconductor Laser Intersatellite Link Experiment;
- SOFIA Stratospheric Observatory for Infrared Astronomy;
- spfd spectral power flux density;
- SPR Stratospheric Platform Radio;
- SPS Stratospheric Platform System;
- **STROPEX** STRatospheric OPtical Downlink Experiment;
- SWAN Stratospheric Wireless Access Network;
- TCP Transmission Control Protocol;
- **TDD** Time Division Duplex;
- TDMA Time Division Multiple Access;
- TLN Two-Layer Network;
- TTL Time to Live;
- UAV Unmanned Air Vehicle;
- UDL User Data Links;
- UMTS Universal Mobile Telecommunications System;
- UTRAN UMTS Terrestrial Radio Access Network;
- UWB Ultra-Wideband;
- WADSL Wireless Asymmetric Digital Subscriber Line;
- WAND Wireless ATM Network Demonstrator;
- WPAN Wireless Personal Area Network;
- WWRF Wireless World Research Forum.

Наукове видання

Національна академія наук України Міністерство освіти і науки України Національний технічний університет України "Київський політехнічний університет"

Ільченко Михайло Юхимович Кравчук Сергій Олександрович

# ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙНІ СИСТЕМИ НА ОСНОВІ ВИСОТНИХ АЕРОПЛАТФОРМ

### Київ, НВП "Видавництво "Наукова думка" НАН України" (Російською мовою)

Комп'ютерна верстка О.М. Нестеренко

Оригінал-макет підготовлено в Національному технічному університеті України "КПІ"

Здано до складання 13.09.07. Підп. до друку 04.07.08. Формат 70х90/16. Папір офс. №1. Гарн. Таймс. Друк офс. Обл.-вид. арк. 00. Наклад 300. Зам. № 00-0.

НВП "Видавництво "Наукова думка" НАН України" 01601, Київ 1, вул. Терещенківська,3.

> Друкарня ТОВ "ВД "ЕКМО" 00000, Київ-00, вул. Раєвського, 23.