

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ГОУ ВПО «СИБИРСКАЯ ГОСУДАРСТВЕННАЯ ГЕОДЕЗИЧЕСКАЯ АКАДЕМИЯ»

К.М. Антонович

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СПУТНИКОВЫХ
РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ
В ГЕОДЕЗИИ

В двух томах

Том 1

Москва
ФГУП «Картгеоцентр»
2005

УДК 528.2:629.78
ББК 26.1
А11

Рецензенты:
Доктор технических наук,
заведующий геодезическим отделом ЦНИИГАиК
Г.В. Демьянов
Кандидат технических наук,
заведующий отделом геодезического обеспечения
геолого-геофизических работ ФГУП СНИИГГиМС,
заслуженный работник геодезии и картографии РФ
А.Г. Прихода

Антонович, К.М.

А11 Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии [Текст]. В 2 т. Т. 1. Монография / К.М. Антонович; ГОУ ВПО «Сибирская государственная геодезическая академия». – М.: ФГУП «Картгеоцентр», 2005. – 334 с.: ил.

ISBN 5-86066-071-5
ISBN 5-86066-072-3 Т. 1

В томе 1 монографии дано описание российской и американской спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС и NAVSTAR GPS, аппаратуры пользователей систем, применяемых систем координат и времени, основ теории движения и вычисления эфемерид космических аппаратов, влияния среды распространения на сигналы и др.

Для научных и инженерно-технических работников, а также может быть использована аспирантами и студентами.

ISBN 5-86066-071-5
ISBN 5-86066-072-3 Т. 1

© К.М. Антонович, 2005
© ГОУ ВПО «Сибирская государственная геодезическая академия», 2005
© Оформление. ФГУП «Картгеоцентр», 2005

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие.....	7
1. Введение	10
1.1. Роль спутниковых технологий в геодезическом производстве	10
1.2. Развитие методов GPS/ГЛОНАСС измерений	13
2. Системы координат и времени в спутниковых технологиях	18
2.1. Определения координатных систем	18
2.2. Геоцентрические системы координат.....	20
2.2.1. Небесные системы координат.....	20
2.2.2. Прецессия и нутация	21
2.2.3. Системы небесных координат, реализованные в фундаментальных каталогах FK5 и FK6	27
2.2.4. Международная небесная система отсчета ICRF	27
2.2.5. Каталог Hipparcos.....	28
2.3. Земные геоцентрические системы координат	29
2.3.1. Движение полюса Земли	29
2.3.2. Центр масс Земли.....	31
2.3.3. Прямоугольные и геодезические общеземные системы координат	32
2.3.4. Связь координат в общеземной и истинной небесной системе.....	35
2.3.5. Реализации общеземных систем координат.....	36
2.3.6. Общеземной эллипсоид GRS80.....	36
2.3.7. Система координат ПЗ-90	37
2.3.8. Система WGS-84	38
2.3.9. Системы отсчета ITRS и отсчетные основы ITRF	41
2.3.10. Другие отсчетные основы	44
2.4. Системы времени	45
2.4.1. Функции времени в спутниковых технологиях	45
2.4.2. Системы астрономического времени.....	46
2.4.3. Системы атомного времени	47
2.4.4. Системы динамического времени	48
2.4.5. Время при связи земных и небесных систем отсчета	49
2.4.6. Время в радионавигационных системах.....	52
2.5. Локальные референцные системы координат	54
2.5.1. Определение систем	54
2.5.2. Системы СК-42 и СК-95.....	55
2.6. Системы высот.....	57
2.6.1. Определение систем высот	57
2.6.2. Балтийская система высот.....	59
2.7. Топоцентрические системы координат	60
2.8. Координаты в картографических проекциях.....	61
2.9. Связь между земными системами координат.....	62
2.9.1. Преобразование прямоугольных координат.....	62
2.9.2. Связь геодезических координат.....	65

2.9.3.	Стохастические модели преобразований координат	67
3.	Основы теории полета искусственных спутников земли	69
3.1.	Невозмущенное движение спутника	69
3.1.1.	Дифференциальное уравнение невозмущенного движения и его первые интегралы	69
3.1.2.	Элементы орбиты и законы Кеплера	71
3.1.3.	Вычисление положения и скорости спутника по Кеплеровым элементам орбиты	75
3.2.	Возмущенное движение ИСЗ	76
3.2.1.	Дифференциальные уравнения возмущенного движения	76
3.2.2.	Основные виды возмущений	78
3.3.	Обеспечение эфемеридами спутников СРНС	82
3.3.1.	Альманах и бортовые эфемериды спутников системы GPS.....	82
3.3.2.	Вычисление координат спутников системы ГЛОНАСС	85
3.3.3.	Точные орбиты	86
4.	Структура СРНС	90
4.1.	Общие сведения об СРНС	90
4.2.	Система GPS NAVSTAR	91
4.2.1.	Космический сегмент GPS	91
4.2.2.	Контрольный сегмент GPS	95
4.2.3.	Сигналы GPS	97
4.2.4.	Объединение передаваемой информации	104
4.2.5.	Модернизация GPS	106
4.3.	Структура российской системы ГЛОНАСС	109
4.3.1.	Космический сегмент ГЛОНАСС	109
4.3.2.	Система контроля и управления ГЛОНАСС	118
4.3.3.	Перспективы развития системы ГЛОНАСС	121
4.4.	Пользовательский сегмент СРНС	123
4.4.1.	Состав пользовательского сегмента	123
4.4.2.	Категории пользователей	124
4.4.3.	Типы приемников по архитектуре	126
4.4.4.	Типы приемников по методу действия	127
4.4.5.	Типы приемников по их назначению	128
4.5.	Информационно-техническое дополнение для GPS и ГЛОНАСС	133
4.5.1.	Информационное обеспечение GPS и ГЛОНАСС	133
4.5.2.	Международная служба вращения Земли и Госстандарт России	133
4.5.3.	Международная GPS служба	134
4.5.4.	Информационная система данных о динамике земной коры (CDDIS)	136
4.5.5.	Активные контрольные станции, сети и дифференциальные подсистемы	137
4.5.6.	Связь СРНС с пользователями	140
5.	Спутниковая аппаратура	142
5.1.	Спутниковые приемники	142

5.1.1.	Общие сведения о приемниках.....	142
5.1.2.	Антенны	143
5.1.3.	Радиочастотный блок.....	146
5.1.4.	Системы слежения	147
5.1.5.	Измерения по кодам.....	150
5.1.6.	Измерения фазы несущей	152
5.1.7.	Микропроцессор, интерфейсы и обеспечение питанием	157
5.2.	Хранение времени в спутниковых технологиях	159
5.3.	Спутниковая геодезическая аппаратура.....	163
5.3.1.	Аппаратура для геодезических измерений.....	163
5.3.2.	Ошибки приемника.....	177
5.3.3.	Ошибки антенны	179
5.3.4.	Программное обеспечение GPS/ГЛОНАСС измерений	182
6.	Влияние среды распространения на сигналы СРНС	190
6.1.	Среда распространения и ее влияние на радиосигналы	190
6.1.1.	Строение атмосферы Земли.....	190
6.1.2.	Рефракция сигналов, распространение радиоволн и диспергирующая среда	192
6.1.3.	Фазовая и групповая скорость	194
6.2.	Влияние ионосферы на параметры наблюдений	194
6.2.1.	Ионосферная задержка.....	194
6.2.2.	Фазовое опережение и групповая задержка.....	196
6.2.3.	Модели ионосферы.....	197
6.3.	Влияние тропосферы на параметры наблюдений.....	204
6.3.1.	Распространение электромагнитных волн в тропосфере	204
6.3.2.	Атмосферные поля температуры, давления и влажности	205
6.3.3.	Стандартная атмосфера.....	209
6.3.4.	Показатель преломления воздуха для микрорадиоволн	210
6.3.5.	Модели тропосферных задержек	211
6.3.6.	Тропосферные функции отображения	216
6.3.7.	Градиентные модели.....	220
6.3.8.	Способы определения метеопараметров.....	222
6.4.	Многопутность	228
6.4.1.	Природа многопутности и простейшие модели	228
6.4.2.	Рассеяние сигналов и построение изображения.....	231
6.5.	Релятивистские эффекты	233
7.	Модели параметров спутниковых наблюдений	236
7.1.	Виды спутниковых наблюдений	236
7.1.1.	Псевдодальность	237
7.1.2.	Соотношения между временем, частотой и фазой.....	239
7.1.3.	Фаза несущих колебаний.....	240
7.1.4.	Компоненты моделей псевдодальности и фазы несущей	242
7.1.5.	Сводные замечания: обращение со смещениями и ошибками	247
7.1.6.	Линеаризованные модели псевдодальности и фазы несущей	249

7.2.	Разности фаз.....	251
7.2.1.	Одинарные разности фаз.....	252
7.2.2.	Двойные разности фаз.....	253
7.2.3.	Тройные разности фаз	254
7.2.4.	Корреляции фазовых разностей	255
7.2.5.	Роль различных фазовых разностей в задачах позиционирования	258
7.3.	Комбинации фазовых данных	259
7.3.1.	Линейные комбинации фазы.....	260
7.3.2.	Линейные комбинации фаз с целыми числами.....	262
7.3.3.	Линейные комбинации с вещественными числами	263
7.3.4.	Ионосферная комбинация, свободная от геометрии	265
7.4.	Комбинации псевдодалейностей и фазы.....	266
7.4.1.	7.4.1. Возможности комбинаций фазы несущей и псевдодалейности.....	266
7.4.2.	Сглаживание двухчастотных кодовых псевдодалейностей по фазе несущей	267
7.4.3.	Сглаживание одночастотных кодовых псевдодалейностей по фазе несущей	269
	Список литературы.....	271

ПРЕДИСЛОВИЕ

Спутниковые технологии появились в России в начале 1990-х гг., почти на 10 лет позднее, чем в США. Их преимущество перед обычными методами геодезии было настолько впечатляющим, что, несмотря на высокую стоимость оборудования, они быстро стали находить в топографо-геодезическом производстве России все более широкое применение. Однако отсутствие опыта выполнения работ и знаний по новым технологиям не позволяло их эффективно использовать. Сказывалось отсутствие литературы на русском языке в этой области техники. Именно это, в первую очередь, побудило автора взяться за данную работу.

Автор стремился больше внимания уделить проблеме применения спутниковых систем именно для геодезии, где требуется наиболее полная реализация возможностей спутниковых радионавигационных систем в отношении достигаемой точности положений. Это стало возможным благодаря опыту работы начальником станции наблюдений ИСЗ Астросовета АН СССР, 15-летнему опыту работ по построению точных геодезических сетей спутниковым методом, работе поверителем спутниковой аппаратуры и научно-преподавательской деятельности в области космической геодезии, небесной механики, геодезической астрономии.

Основными источниками информации стали книги по GPS и по ГЛОНАСС, которые оказались доступными автору. Прежде всего, следует назвать действительно первую книгу по GPS технологиям «Surveying with Global Positioning System (GPS)», изданную в 1985 г. в Австралии и переизданную в 1987 г. в Берлине [King et al., 1987]. Перевод этой книги был выполнен в Москве А.А. Генике, в Новосибирск была привезена копия перевода. Эта книга была буквально «зачитана до дыр», и ее называли не иначе как «перевод Генике». Огромное спасибо за нее Аркадию Александровичу.

Позднее у автора появилась изданная во Франции книга по GPS [Botton et al., 1997]. Далее появились книги Т. Логсдона, А. Лейка, П. Тьюниссена и А. Клэйсберга, А. Эль-Раббани, Дж. Стрэнга и К. Борра, Б. Хофманна-Велленхофа с соавторами и ряд других. Эти книги имеют разный научный уровень и различную направленность, и они дают информацию о спутниковых технологиях с различных точек зрения. Наконец, появились и книги на русском языке. Прежде всего, это книга «ГЛОНАСС», подготовленная коллективом авторов и выдержавшая уже два издания, учебные пособия А.К. Синякина и Б.Б. Серапинаса, две книги Ю.А. Соловьева, книга А.А. Генике и Г.Г. Побединского. Некоторые сведения по спутниковым технологиям приводятся в работах [Одуан, Гино, 2002; Карпик, 2004; Шануров, Мельников, 2001]. Много интересного было извлечено из библиотеки кафедры астрономии и гравиметрии СГГА, собранной почти за четверть века орбитальной группой профессора Ю.В. Сурнина.

Большое впечатление на автора произвели публикации в Интернете Альфреда Лейка, одного из пионеров спутниковых технологий в геодезии, профессора университета штата Мэн (США). Точность и краткость,

сопровождающиеся рисунками и чертежами, характерны для сайта Петера Даны. Замечательная книга по использованию GPS в геодезии выставлена на сайте Университета Южного Уэльса (Австралия). Она написана еще одним из пионеров GPS геодезии – Крисом Ризосом. Ряд журналов свободно выставляют интересные статьи в Интернете – это GPS World (США), Earth, Space, Planets (Япония), Journal of Global Positioning Systems (Австралия), Геопрофи (Россия). Полные тексты статей журналов Journal of Geodesy, GPS Solutions требуют оплаты, однако их можно получить через Российскую электронную библиотеку. Хорошую инициативу проявила компания Навгеоком, размещая на сайте переводы статей из журнала GPS World и других источников. Адреса наиболее интересных страниц из Интернета, касающихся проблем, затронутых в монографии, автор приводит в приложении.

Одна из важных проблем, с которой неизбежно встречается специалист по новым технологиям, – это проблема терминологии. Терминология в области GPS/ГЛОНАСС технологий – не исключение, поскольку эти технологии приходят к нам с запада. Это отмечают многие авторы, например, [Жуков, Серапинас, 2002]. Хотя ЦНИИГАиК выпустил «Руководящий технический материал по терминам и определениям» [РТМ 68-14-01, 2001], но, на взгляд автора, здесь не все удачно. Один из примеров – терминология по фазовым разностям single difference, double difference и triple difference. Было бы логично использовать прямой перевод: одинарные, двойные и тройные разности, как сделано в учебном пособии Б.Б. Серапинаса [Серапинас, 1999]. Однако многие уважаемые авторы используют термины «первые, вторые и третьи разности», то есть как перевод от first, second and third differences. М.Б. Кауфман по этому поводу замечает: «Иногда эти разности ошибочно называют «первые» и «вторые», но эти термины в математике используются для обозначения разностей между последовательными элементами одного ряда, здесь же речь идет о комбинировании разных рядов измерений» [Одуан, Гино, 2002, с. 360].

Другим примером проблемы с терминологией является «столкновение» терминов из навигации и из геодезии. Например, термин «clock error» – «ошибка часов» – для геодезистов, тем более для астрономов-геодезистов, понятнее, все же, как поправка часов. Поскольку книга предназначается, в первую очередь, для геодезистов, автор отдавал предпочтение традиционной геодезической терминологии. По мере возможности в тексте даются соответствующие пояснения.

Встречаются различные характеристики для одних и тех же объектов (например, по параметрам космических аппаратов, одни данные проектные, другие – реальные), различные понятия под одними и теми же названиями и т. п. Поэтому автор пытался применять терминологию, характерную для официальных документов и, по возможности, наиболее распространенную.

Известна также проблема русскоязычного написания иностранных фамилий. Некоторые фамилии в различных изданиях пишутся по-разному. В качестве примера приведем популярную в спутниковых изданиях фамилию известного специалиста по ионосферным моделям John Klobuchar. Еще более

печальный случай с именем другого американского ученого из Университета Дж. Гопкинса, автора нескольких моделей тропосферных поправок, это Helen S. Norfield. В отечественных публикациях на нее часто ссылаются в мужском роде.

Книга рассчитана на студентов и аспирантов, преподавателей и специалистов, занимающихся изучением, преподаванием или работами в области спутниковых технологий.

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1. Роль спутниковых технологий в геодезическом производстве

Как наука, дисциплина «Космическая геодезия» появилась около 50 лет назад, когда были запущены первые искусственные спутники Земли. В течение почти 30 лет методы спутниковой геодезии рассматривались как чисто научные. Точность определения положений пунктов составляла в лучшем случае единицы метров, но и это требовало применения дорогой аппаратуры, продолжительной и кропотливой обработки с применением большого объема ручного труда. Коренной перелом в космической геодезии был совершен в начале 1980-х гг., когда появились спутниковые радионавигационные системы второго поколения – американская система GPS (NAVSTAR) и советская система ГЛОНАСС. Уже первые практические результаты геодезических измерений, проведенных с помощью аппаратуры, работающей по сигналам системы СРНС, продемонстрировали точности, превышающие точность методов классической геодезии.

Термин «GPS технологии» (или ГЛОНАСС/GPS технологии) применяется для способов определения координат с применением *спутниковых радионавигационных систем* (СРНС) – американской системы GPS и российской ГЛОНАСС. Каждая из этих СРНС при полном развертывании состоит из 24 спутников, вращающихся на орбитах с высотой около 20 000 км. Спутники непрерывно передают сигналы, содержащие информацию об их положении и точном времени, а также дальномерные коды, позволяющие измерять расстояния.

Определение координат пользователя СРНС производится с помощью специальных *спутниковых приемников* (рис. 1.1), измеряющих либо время прохождения сигнала от нескольких спутников до приемника, либо фазу сигнала на несущей частоте. В первом случае расстояния измеряются с метровым уровнем точности, во втором случае – с миллиметровым уровнем точности. При этом реализован однонаправленный метод измерения расстояний, поскольку и GPS, и ГЛОНАСС являются беззапросными спутниковыми системами, допускающими одновременное использование их многими пользователями.

Каждый приемник может производить измерения либо независимо от других приемников, либо синхронно с другими приемниками. В первом случае, называемом *абсолютным методом*, достигается точность однократного определения координат по кодам порядка 1-15 м. Такой метод идеально подходит для навигации любых перемещающихся объектов, от пешеходов до ракет. Однако более высокую точность можно получать при одновременных наблюдениях спутников несколькими приемниками по фазовым измерениям. При такой методике наблюдений один из приемников обычно располагается в пункте с известными координатами. Тогда положение остальных приемников можно определить относительно первого приемника с точностью несколько миллиметров. Этот метод GPS получил название *относительного метода*. При этом возможны измерения на расстояниях от нескольких метров до тысяч километров.

При обработке данных в *реальном времени*, то есть в процессе наблюдений на точке, спутниковая аппаратура дополняется радиомодемами и другими средствами беспроводной связи для обмена данными между приемниками. *Пост-обработка* обычно выполняется более строго, однако допущенные в поле промахи могут потребовать повторных выездов на измерения.

Методы GPS измерений можно разделить на статические и кинематические. При *статических измерениях* участвующие в сеансе приемники находятся на пунктах в неподвижном состоянии. Продолжительность наблюдений составляет от 5 минут (быстрая статика) до нескольких часов и даже суток, в зависимости от требуемой точности и расстояний между приемниками. При *кинематических измерениях* один из приемников находится постоянно на опорном пункте, а второй приемник (мобильный) находится в движении. Точность кинематических наблюдений немного ниже, чем в статике (обычно 2-3 см на линию до 10 км).



Рис. 1.1. Студенты СГГА на практических занятиях со спутниковой аппаратурой (1997 г.)

Интенсивное внедрение СРНС в геодезию обусловлено рядом прогрессивных возможностей. Основные из них следующие.

1. Широкий диапазон точностей – от единиц метров до субсантиметров практически на любых расстояниях. Наблюдение высоких целей ослабляет влияние атмосферы. Выигрыш в точности от этого достигает 1-2 порядка.

2. При построении геодезических сетей отпадает необходимость в прямой видимости между пунктами. Поэтому не нужно строить высокие знаки-сигналы, выбирая места на возвышенностях. Строительство знаков занимало в геодезии до 80% от стоимости работ. Новые пункты закладывают в местах, удобных для подъезда.

3. Повышение производительности спутниковых технологий, по сравнению с обычными технологиями, в 10-15 раз.

4. Выполнение кинематических измерений, то есть измерений в движении. Особенно ценно применение таких методов в морской геодезии, аэрофотосъемке. При этом отпадает необходимость создавать наземное обоснование, производить привязку опознаков.

5. Обеспечение непрерывных наблюдений, например, для мониторинга деформаций в режиме реального времени.

6. Одновременно могут определяться три координаты. Деление классических геодезических сетей на плановые и высотные привело к тому, что на пунктах триангуляции оказываются грубые высотные отметки, а на реперах отсутствуют плановые координаты.

7. Благодаря высокому уровню автоматизации, обеспечиваются быстрота обработки, уменьшение субъективных ошибок.

8. Почти полная независимость от погоды.

Принципиальное различие между классическими и спутниковыми методами геодезии состоит в том, что в классической геодезии измерения производятся относительно отвесной линии (или поверхности геоида), то есть в основе измерений лежит физический принцип измерений. В результате, геодезические сети, построенные классическими методами, делятся на плановые и высотные сети. В основе спутниковых методов лежит геометрический принцип измерений, когда измеряются расстояния, являющиеся инвариантными величинами относительно систем координат и не дающие связь с геоидом. Поэтому одна из принципиально важных проблем, связанных со спутниковыми методами, – это преобразования полученных координат в государственную систему координат и высот.

По этой причине нельзя говорить о том, что спутниковые методы универсальны. Отметим следующие недостатки методов GPS:

1. Проблема преобразования высот и координат в локальную геодезическую систему, а высот – дополнительно в систему нормальных (или ортометрических) высот.

2. Зависимость от препятствий и радиопомех. Спутниковые методы невозможно применять под землей.

3. Точность определения высот в 2-5 раз уступает точности определения плановых координат.

4. Высокая стоимость оборудования, сложное программное обеспечение.

Когда появились первые GPS приемники, возникло мнение, что теперь геодезисту ничего не нужно делать: нажал на кнопку, и приемник тут же выдает координаты. Однако уже первые проведенные работы показали, что приемник может выдавать «не те координаты». То наблюдатель неправильно выбрал место для наблюдений, то нажал «не ту кнопку», то есть неверно задал режим работы и т. д. Сейчас в России накоплен достаточный опыт геодезических работ с применением спутниковых технологий. Появились нормативные документы. Однако все еще остается масса спорных вопросов, требующих максимально корректного понимания новых технологий. Нужно помнить, что спутниковые технологии, хотя и во многом подобны классическим методам геодезии, в то же

время, имеют множество особенностей, неучет которых может иметь серьезные последствия.

1.2. Развитие методов GPS/ГЛОНАСС измерений

Запуск первого американского навигационного спутника системы NAVSTAR был произведен в 1978 г., российская же система ГЛОНАСС начала формироваться с запуска трех спутников в 1982 г. К этому времени на орбитах вокруг Земли вращалось уже шесть американских спутников. Именно по ним были получены первые впечатляющие результаты геодезических измерений. В 1982 г. в Массачусетском институте технологий (США) была образована исследовательская группа под руководством Чарльза Кунселмана. В нее входили Иегуда Бок, Роберт Кинг, Джеймс Коллинз, Альфред Лейк и др. Эта группа провела испытания прототипа приемника «Макрометр», разработанного Ч. Кунселманом. При статических измерениях базовых линий в сеансах по несколько часов были достигнуты относительные ошибки, равные $(1-2) \cdot 10^{-6}$. Позднее А. Лейк напишет в своей книге: «Это было шоковое открытие. Внезапно появилась измерительная система, способная превзойти точность традиционных первоклассных геодезических сетей» [Leick, 1995].

В течение 1983 – 1984 гг. съемки с приемником Macrometr V-1000 доказали состоятельность GPS технологий. Группой ученых Массачусетского института технологий была создана сеть сгущения 1-го класса из 30 станций в районе Эйфель провинции Северный Рейн-Вестфаллия в Западной Германии [Bock, 1985]. В начале 1984 г. – сеть сгущения в округе Монтгомери (штат Пенсильвания, США). В обоих случаях точность измерений была на уровне $10^{-6} - 2 \cdot 10^{-6}$ при длинах около 10 км и превышала точность существующих сетей [Leick, 1995].

В 1984 г. спутниковая технология была использована в Станфордском университете (Калифорния, США) при создании высокоточной инженерной сети для строительства линейного ускорителя [Ruland and Leick, 1985]. Обычные измерения углов и расстояний были объединены с GPS наблюдениями базовых линий. При этом была достигнута миллиметровая точность, подтвержденная сравнением с лазерным трассированием ускорителя, воспроизводившим прямую линию до 0.1 мм.

Однако при объединении спутниковых и классических сетей возникли некоторые трудности, вызванные несовпадением поверхностей относимости. В спутниковом методе сеть наблюдается на общем земном эллипсоиде (например, WGS-84), в классической геодезии измерения ведутся относительно геоида (или квазигеоида).

Т. Энгелис, Р. Рапп и И. Бок, получив ортометрические высоты пунктов Эйфелевой сети, показали, как нужно объединять классические нивелировки с определением из GPS-измерений разностей геодезических высот [Engelis et al., 1985]. Дж. Ладд с Ч. Кунселманом и С. Гуревичем сообщили о достижении точности в 10^{-6} за время наблюдений в 15 минут бескодовым двухчастотным приемником Macrometer II, что дало импульс к разработке техники быстрой статики [Ladd, 1985]. Стали доступными коммерческие программы для

обработки измерений, включающие уравнивание, координатные преобразования и построение геоида [Leick, 1995].

В 1984 г. Бенджамин Ремонди изложил теоретические основы GPS измерений [Remondi, 1985]. Им же была разработана технология кинематических измерений. При таких измерениях антенна одного из приемников остается неподвижной, а второй приемник вместе с антенной либо постоянно перемещается, либо движется от одной станции к другой, останавливаясь на каждой из них несколько секунд. Первый вид измерений стал называться непрерывной кинематикой, а второй – кинематикой «стой-иди». В последующие два года Дж. Мадером было осуществлено определение координат в процессе аэросъемочных работ [Mader, 1986]. Определение координат аппаратуры, находящейся в движении, перспективно в таких приложениях, как дистанционное зондирование, аэрофотосъемка, съемка дна рек, шельфа и многих других.

Кинематические измерения требуют разрешения неоднозначностей фазовых отсчетов на стартовой базовой линии. Этот процесс называется инициализацией кинематических измерений. В процессе кинематических измерений необходимо поддерживать постоянный захват сигналов не менее чем четырех спутников. Если число наблюдаемых спутников становится менее четырех, то инициализацию необходимо повторять. Можно представить, насколько это неудобно при работе в воздухе или на воде. Поэтому очень важным для кинематического режима оказался метод, получивший название «инициализации на лету» (On-the-fly, OTF). Его разработали в 1989 г. немецкие ученые Г. Сеебер и Г. Вюббена. Метод можно использовать как для пост-обработки, так и для измерений в реальном времени, в том числе для точной навигации.

С. Лихтен и Дж. Бордер в 1987 г. сообщили о достижении повторяемости результатов в $2 \cdot 10^{-8}$ – $5 \cdot 10^{-8}$ во всех трех компонентах вектора, полученного в статическом режиме [Lichten, Border, 1987]. Однако, здесь, как и во многих других ситуациях, следует различать абсолютную точность, характеризваемую истинными ошибками, и внутреннюю сходимость. В последнем случае все результаты часто могут иметь общие, одинаковые по величине и по знаку систематические ошибки.

Во второй половине 1980-х гг. было проведено несколько экспериментов и исследовательских проектов, в ходе которых изучалось влияние различных факторов на точность GPS измерений. Была продемонстрирована хорошая сходимость измерений базовых линий с методом радиоинтерферометрии со сверхдлинными базами (РСДБ). Сформировалось мнение о том, что точность спутниковых измерений можно повысить, если будет повышена точность эфемерид. Вопрос об организации службы точных эфемерид оказался решенным после образования Международной геодинамической GPS службы (МГС) [James et al., 1994].

А. Браун разработал метод GPS съемок, называемый теперь «Метод дифференциальных GPS для широких зон» (Wide area differential GPS, WADGPS) [Brown, 1989]. Было сделано много попыток для стандартизации

метода дифференциальных GPS в реальном времени. Они увенчались появлением стандарта RTCM-104, разработанного Радиотехнической комиссией для службы морского судоходства (Radio Technical Commission for Maritime Services, RTCM). Развитие методов DGPS привело к появлению глобального дифференциального метода [Blewitt et al., 2002].

В течение 1991 и 1992 гг. геодезическим сообществом под эгидой Международной ассоциации геодезии производились попытки исследовать пределы возможностей GPS в глобальном масштабе. Исследования начались с кампании GIG-91 (GIG расшифровывается как GPS experiment for IERS and Geodynamics, то есть эксперимент по использованию GPS для Международной службы вращения Земли и для геодинамики). Было показано, что по GPS измерениям можно получать точные параметры вращения Земли. Особый интерес представлял факт вывода геоцентрических координат, которые согласовывались с оценками спутниковой лазерной дальнометрии. Было показано, что неоднозначности GPS измерений можно разрешать в глобальном масштабе, обеспечивая ежесуточную повторяемость порядка 10^{-9} . Была доказана возможность регулярного получения точных орбит спутников GPS. С 1 января 1994 г. начала функционировать Международная GPS служба (МГС). С этого же года МСВЗ стала использовать данные GPS для вывода параметров ориентировки Земли [IERS, 1996].

Использование российской системы ГЛОНАСС для целей геодезии активизировалось после ее регистрации в международных организациях в 1988 г. Почти сразу после этого события в университете г. Лидса (Англия) был создан кодовый приемник, работающий и по GPS, и по ГЛОНАСС [Dale et al., 1989]. Применение российской навигационной системы обеспечивало увеличение количества наблюдаемых спутников, это давало преимущество в точности и скорости при наборе нужного объема измерений, в частности, при измерениях в реальном времени. Однако использование ГЛОНАСС в точной геодезии встретило ряд трудностей. Потребовались уточнения в теории обработки [Leick et al., 1995; Wang, 2000]. Понадобились параметры связи координатных систем WGS-84 и ПЗ-90, в которых даются параметры движения спутников [Галазин и др., 1997]. Тем не менее, в 1990-е гг. ряд фирм (Ashtech, Javad, 3S Navigation) выпустили одно- и двухчастотную *двухсистемную* геодезическую аппаратуру. В 1998 – 1999 гг. была проведена полевая часть кампании в первом международном эксперименте по наблюдениям спутников ГЛОНАСС (IGEX – international GLONASS experiment) в глобальном масштабе. Особое внимание было направлено на получение точных эфемерид ГЛОНАСС. В итоге было показано повышение качества и стабильности вычисления орбит [Weber and Springer, 2001].

В 1995 г. в США Национальной геодезической службой (NGS) было начато построение активной сети непрерывно действующих опорных станций CORS (Continuously operating reference stations). В таких сетях на каждой точке установлены постоянно работающие GPS приемники. Данные их наблюдений и координаты доступны по линиям связи. Геодезист может выезжать на полевые работы с одним приемником, а по возвращении получать необходимые данные с ближайших точек сети. Очевидна экономия трудовых и материальных ресурсов

(не нужны второй приемник и оператор). Подобные сети активных станций меньших размеров создаются в других странах, в том числе и в России (<http://www.agp.ru>).

Применение GPS в различных областях деятельности объясняется высокой точностью и быстротой наблюдений. Обычная точность измерений коротких базовых линий (примерно до 30-50 км) двухчастотными GPS приемниками характеризуется средними квадратическими погрешностями определения планового положения: в статическом режиме $2\div 3 \text{ мм} + 0.5 \cdot D \cdot 10^{-6}$ (для линии в 10 км погрешность равна 7-8 мм), в кинематическом режиме $10 \text{ мм} + 2 \cdot D \cdot 10^{-6}$. Точность по высоте в 2 – 5 раз хуже. При использовании точных эфемерид возможно достижение точностей 10^{-7} – 10^{-9} на расстояниях в тысячи километров.

В табл. 1.1 показано, как возрастала точность спутниковых технологий, и по каким причинам это происходило [Teunissen et al., 1998]. Из таблицы видно, насколько важным является качество эфемерид спутников (и параметров часов), точность опорной сети и моделирование ошибок.

Таблица 1.1. Повышение точности определения координат в спутниковых технологиях и факторы, учет которых позволил ее достигнуть

Год	Относительная ошибка b	Источники улучшения	Основные источники ошибок
1983	10^{-6}	геодезические приемники (измерение фазы несущей волны)	атмосферная рефракция, ошибки орбит
1986	10^{-7}	двухчастотные измерения фазы	тропосферная рефракция, ошибки орбит
1989	10^{-8}	глобальная сеть слежения (CIGNET)	тропосферная рефракция, ошибки орбит
1992	$5 \cdot 10^{-9}$	улучшение глобального слежения за спутниками (МГС)	ошибки от тропосферы, орбит, фазовых центров
1997	10^{-9}	повышение точности орбит, моделирование тропосферы и фазовых центров антенн	ошибки глобальной системы отсчета, специфические ошибки пунктов, атмосферные градиенты
Средняя квадратическая ошибка в плане $M_D \text{ (мм)} = [(0.1 - 1.0 \text{ мм})^2 + (2 \cdot b \cdot D)^2]^{1/2}$, где D – расстояние между пунктами			

Совершенствование математических моделей тропосферной задержки и способов определения метеопараметров в работах Х. Хопфилд, Ю. Саастамойнена, А. Найелла и многих других привело к появлению GPS метеорологии. Удивительные результаты по мониторингу смещений непосредственно во время землетрясений продемонстрированы в работе канадского геодезиста Яна Коубы [Kouba, 2003].

Спутниковые методы определения координат различной точности нашли применение во многих приложениях. К ним, например, относятся:

– геодинамика (от локальной до глобальной, включая движение тектонических плит, определение параметров ориентации Земли и т. п.);

- гляциология (движение ледников в Гренландии и Антарктиде);
- гидрология (съемки шельфа, акваторий портов, дна рек и т. д.);
- городской и земельный кадастр;
- службы времени и частоты;
- контроль строительства различных сооружений (автодороги, железные дороги, электростанции, морские платформы и т. п.);
- контроль и управление машинами и механизмами;
- археология [Постнов, Вергунов, 2003];
- сельское хозяйство (контроль сельхозугодий, управление машинами);
- геоинформационные системы (ГИС) различного назначения;
- системы обеспечения безопасности (например, на рудниках, в грузовых терминалах, аэропортах, районах оползневых явлений и т. п.).

В последние годы значительно возрос интерес к применению спутниковых технологий к мониторингу механизмов, машин, грузов и других объектов, включая людей. Появились службы, основанные на определении местоположения (Location based service, LBS) [Diep Dao et al., 2002]. Для повышения эффективности спутниковые методы объединяются с инерциальными системами, псевдоспутниками и другими способами определения положений, а также сбора и съема информации.

Отметим, что спутниковые технологии развиваются быстрыми темпами по нескольким направлениям [Антонович, 2003]:

- совершенствование работы самих систем и спутников;
- разработка теории методов GPS/ГЛОНАСС (общая теория методов относительных определений, теория кинематических съемок с инициализацией на Земле и в движении и т. п.) [Teunissen et al., 1998];
- совершенствование методов преобразований координат и высот;
- создание более совершенной аппаратуры [Langley, 2000];
- универсализация методов обработки – разработка форматов обмена данными, улучшение моделей геофизических явлений, повышение точности систем координат [IERS, 1999];
- разработка методов применения ГЛОНАСС/GPS в различных областях деятельности;
- появление специализированных служб (МГС, активные сети).

Дальнейшее развитие спутниковых технологий в геодезии связывают, главным образом, с появлением новых видов общедоступных сигналов, восстановлением системы ГЛОНАСС и появлением системы Галилео. Это даст возможность добиваться высокой точности за более короткое время наблюдений [de Jong et al., 1999; Blewitt et al., 2002].

2. СИСТЕМЫ КООРДИНАТ И ВРЕМЕНИ В СПУТНИКОВЫХ ТЕХНОЛОГИЯХ

2.1. Определения координатных систем

Необходимость в использовании различных координатных систем в спутниковых технологиях становится понятной, если учесть, что для вычисления орбит спутников, прогнозирования их движения используются одни системы координат, для определения координат пунктов в процессе наблюдений используются другие системы, а для использования полученных координат при решении различных прикладных задач требуются совершенно иные системы. Кроме того, нужна адекватная теория времени, поскольку решение задач космической геодезии производится по наблюдениям объектов, часто движущихся с огромными скоростями.

Наблюдения небесных тел, как искусственных, так и естественных, включая Землю, можно использовать для описания их движения, если параметры наблюдений относятся к системе координатных осей, которые предполагаются фиксированными в пространстве, или при хорошо известных временных изменениях по отношению к другим фиксированным осям. Такие фиксированные в пространстве системы называют *инерциальными*. Их оси не изменяют своего направления относительно сверхдалеких внегалактических объектов. Свободная материальная точка в такой системе движется равномерно и прямолинейно. Эти системы наиболее подходят для изучения движения искусственных спутников Земли (ИСЗ). Однако в такой системе положение наблюдателя и потенциал земного тяготения были бы функциями времени. Поэтому для их описания применяют системы координат, жестко связанные с Землей. Системы, вращающиеся вместе с Землей, называют *земными*, в то время как инерциальные системы, не участвующие в суточном вращении, обычно называют *небесными* или *звездными*.

Системы, начало которых совпадает с центром масс Земли, называют *геоцентрическими*. Земные геоцентрические системы называют также *общеземными* или *глобальными*, *мировыми референцными (опорными)*, или *условными земными* системами (условными – в смысле принятыми по соглашению). Общеземные системы образуются с помощью методов космической геодезии по наблюдениям на радиоинтерферометрах со сверхдлинными базами (РСДБ), лазерной локации спутников и Луны, по спутникам GPS и ГЛОНАСС. Анализ нескольких общеземных систем координат, созданных методом лазерной локации спутников, показал, что несовпадение их начал с геоцентром находится в пределах около 5 м [Чолий, 1987].

Наряду с геоцентрическими системами, используются также *квазигеоцентрические*, или *локальные референцные* системы. Их начало находится в центре некоторого референц-эллипсоида, наилучшим образом подходящего к территории страны или материка. Локальные референцные системы образуются с помощью градусных измерений классической геодезии (триангуляция, трилатерация, полигонометрия, астрономические определения).

Несовпадение центров локальных референц-эллипсоидов с геоцентром может составлять несколько сотен метров. Различие между общеземными и локальными референсными системами отражает технологию построения координатных систем: определение положений в космической геодезии обычно производится по спутникам, вращающимся вокруг центра масс Земли, в то время как в классической геодезии производится раздельное определение плановых координат и высот на основе физических принципов измерений относительно геоида.

Направления на спутник во время наблюдений получают либо относительно точек горизонта, либо относительно звезд в различных *топоцентрических* системах с началом в точке наблюдений. При рассмотрении некоторых вопросов космической геодезии применяются системы с началами в центре Солнца (*гелиоцентрические*), в барицентре Солнечной системы, в барицентре системы «Земля – Луна» (*барицентрические*), в центре масс некоторой планеты (*планетоцентрические*) и в центре спутника (*спутникоцентрические*).

За основную координатную плоскость системы принимают плоскости земного или небесного экваторов, горизонта или орбиты ИСЗ, в связи с чем выделяют *экваториальные*, *горизонтные* и *орбитальные* системы координат. Иногда используются *эклиптические* и *галактические* системы координат [Абалакин, 1980].

Направления осей системы координат задаются относительно некоторых точек небесной сферы или земной поверхности. Можно также говорить о *фундаментальных векторах*, с помощью которых задается направление координатных осей. К этим векторам относят вектор кинетического момента Земли, направления мгновенной оси ее вращения, вектор направления силы тяжести, нормаль к орбите Земли (к эклиптике), вектор линии узлов земной орбиты (направление на точку весеннего равноденствия) и другие. Координаты, связанные с отвесной линией, называют *астрономическими*.

В каждой системе положение точки может быть представлено в форме *прямоугольных (декартовых)* или *сферических* координат, а для систем, связанных с эллипсоидами, – также в форме *геодезических (сфероидических, или эллипсоидальных, или криволинейных)* координат.

Вследствие того, что выбранные для ориентировки систем точки могут изменять свое положение, обязательно указывается *эпоха* – тот момент, к которому относятся направления осей. При построении систем координат, в которых учитываются релятивистские эффекты, вводят *систему отсчета*, состоящую из системы координат и системы времени.

При проведении топографо-геодезических работ и навигации часто используются плоские координаты в различных картографических проекциях. В России и странах СНГ широко распространена проекция Гаусса – Крюгера. В спутниковой аппаратуре и ее программном обеспечении пользователи часто встречаются с близкой к ней поперечной проекцией Меркатора УТМ.

В связи с тем, что обычно координатная система реализуется в виде совокупности координат точек, относящихся к ней, на некотором уровне

точности возможны различные варианты одних и тех же систем, задаваемых разными наборами точек и получаемых по разным наборам информации.

2.2. Геоцентрические системы координат

2.2.1. Небесные системы координат

Чтобы формулировать задачу движения спутника вокруг Земли в соответствии с законами Ньютона, необходима инерциальная координатная система, в которой можно выражать векторы силы ускорения, скорости и положения. Инерциальная опорная система по определению должна быть стационарной в пространстве или движущейся с постоянной скоростью (без ускорения). Такая система задается следующим образом:

- начало находится в центре масс Земли O (рис. 2.1);
- ось z направлена по мгновенной оси вращения Земли к истинному северному полюсу мира P ;
- ось x – направлена в экваториальной плоскости к истинной точке весеннего равноденствия \mathcal{V} (точке пересечения плоскости истинного экватора Земли с орбитой Земли, наклоненной к экватору на угол ε);
- ось y дополняет систему до правой.

Строго говоря, это определение не отвечает требованиям, высказанным ранее. Центр масс Земли в такой системе движется вокруг Солнца с изменяющейся в соответствии с законами Кеплера скоростью. Однако на коротких интервалах времени эту систему координат можно считать инерциальной.

Положение объекта σ в небесной системе можно задать либо сферическими координатами – прямым восхождением α и склонением δ , либо прямоугольными координатами x, y, z . Прямоугольные координаты являются компонентами вектора положения $\mathbf{r} = (x, y, z)^T$. Прямое восхождение α – это угол в экваториальной плоскости, измеренный против часовой стрелки от точки весеннего равноденствия до круга склонений (иногда называемого часовым кругом). Склонение объекта δ – это угол, измеряемый от плоскости экватора до светила; он положителен для объектов в северной полусфере и отрицателен для южной полусферы. При задании положения спутника в этой системе вводится геоцентрическое расстояние r , для звезд же его обычно полагают равным единице.

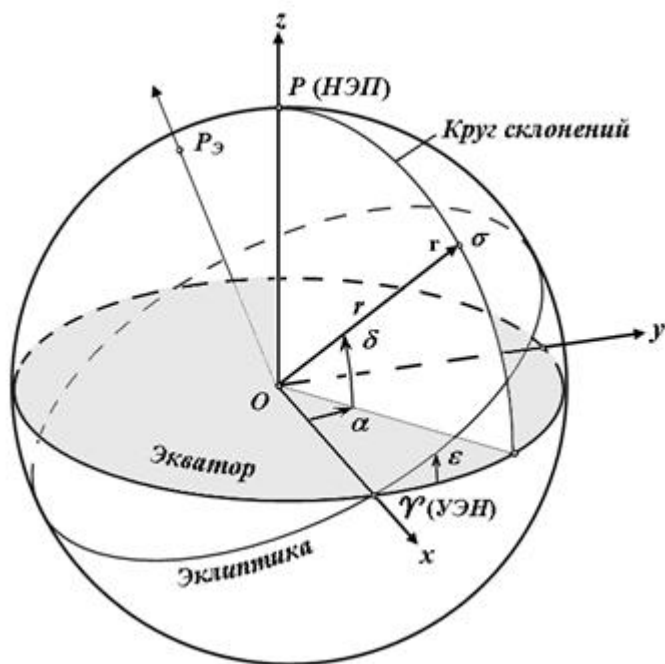


Рис. 2.1. Истинная небесная система координат.

Ось z направлена в истинный полюс мира P , который практически реализуется в виде небесного эфемеридного полюса НЭП, а нуль-пунктом системы является точка весеннего равноденствия Υ , реализуемая в виде Условного эфемеридного начала (УЭН)

Прямоугольные и сферические координаты точки связаны соотношениями:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = r \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \delta \\ \sin \alpha \cos \delta \\ \sin \delta \end{bmatrix}; \quad (2.1)$$

$$\alpha = \arctg(y/x); \quad (2.2)$$

$$\delta = \arcsin(z/r) = \arctg \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}}; \quad (2.3)$$

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}. \quad (2.4)$$

Описанная система координат называется истинной небесной системой. Основной плоскостью в ней является плоскость истинного небесного экватора, в каждый момент времени совпадающая с плоскостью мгновенного экватора Земли. Истинная небесная система не является строго инерциальной (по этой причине ее иногда называют квазиинерциальной): ориентировка ее осей изменяется со временем в пространстве из-за лунно-солнечной прецессии и астрономической нутации земной оси; при этом истинный полюс P совершает вековое и колебательное движение вокруг полюса эклиптики $Pэ$. Положение эклиптики в пространстве также изменяется под влиянием прецессии от планет.

2.2.2. Прецессия и нутация

Причина прецессии и нутации лежит в постоянно изменяющемся гравитационном притяжении Солнца, Луны (а также в малой степени – планет) и элементов масс Земли. Это происходит вследствие орбитального движения

Земли и Луны. Поскольку эти изменения в расстояниях являются периодическими, то прецессия и нутация оказываются периодическими функциями времени, что является отражением периодичности орбитальных движений Солнца и Луны; единственное исключение – прецессия от планет.

Гравитационное притяжение несферической Земли Солнцем и Луной заставляет Землю колебаться в пространстве подобно волчку (период около 25 700 лет) и при этом испытывать малые наклоны, называемые нутацией (главный период – 18.6 года) (рис. 2.2). Для точного вычисления прецессии и нутации очень важным является распределение земных масс. Самые важные члены прецессии и нутации зависят от сжатия Земли и несовпадения плоскостей экватора и эклиптики (и несовпадения экваториальной плоскости Луны с эклиптикой). Сферическая Земля с однородным распределением плотности не имела бы ни прецессии, ни нутации.

Если в положении истинного полюса P учесть влияние нутации в данную эпоху t , то получится положение среднего полюса P_t на эту эпоху. Ему соответствует плоскость среднего небесного экватора и средняя точка весеннего равноденствия Υ^t (рис. 2.3). Такая система называется средней небесной системой в эпоху t , а соответствующее положение объекта называют средним положением.

Положение основной плоскости и направления координатных осей в пространстве для некоторых эпох T , называемых фундаментальными эпохами и задаваемых обычно на начало Бесселева года, например, B1950.0, или на начало Юлианского года, например, J2000.0, закрепляются в каталогах координатами α_T , δ_T звезд или других небесных объектов. Связь между средними координатами x_t , y_t и z_t на эпоху наблюдений t и средними координатами x_T , y_T , z_T фундаментальной эпохи T осуществляется с помощью прецессионных параметров ζ , z и θ .

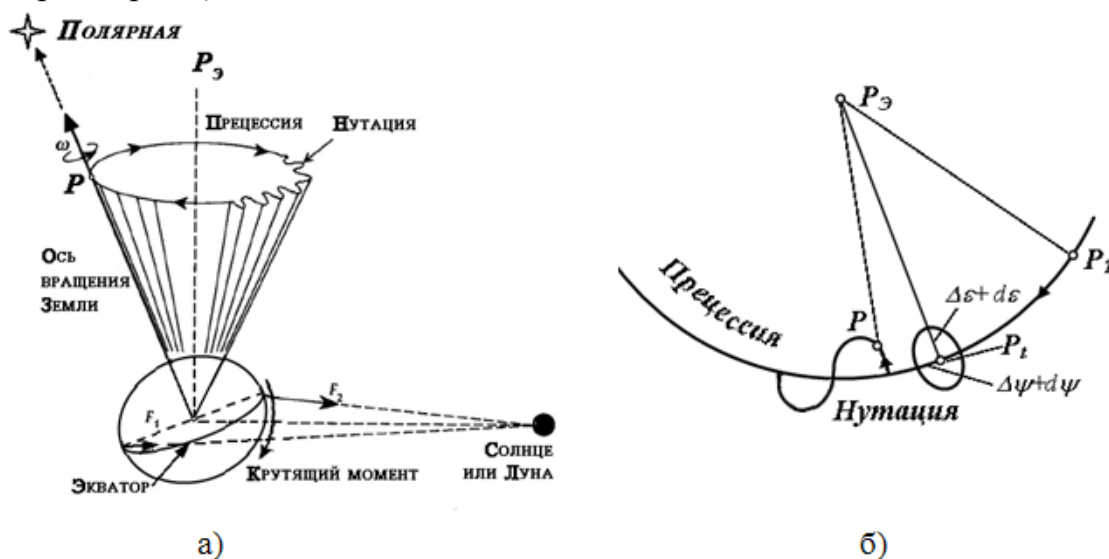


Рис. 2.2. Прецессия и нутация

а) притяжение несферической Земли Солнцем и Луной вызывает крутящий момент в оси вращения Земли, что приводит к явлениям прецессии и нутации;

б) в положениях среднего полюса (P_T, P_t) учитывается только прецессия. Для перехода к истинному полюсу P учитывается нутация, состоящая из нутации по долготе $\Delta\psi + d\psi$ и нутации наклона $\Delta\varepsilon + d\varepsilon$

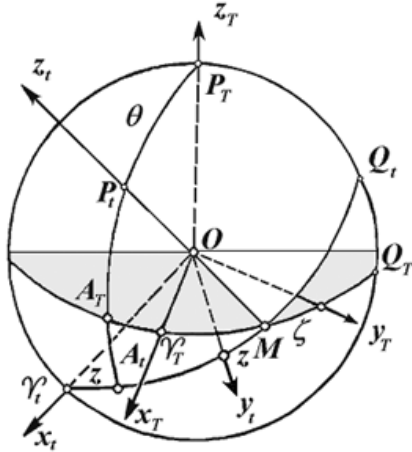


Рис. 2.3. Связь между средними небесными системами координат на эпохи T и t осуществляется через прецессионные параметры ζ, z и θ

На рис. 2.3 показаны средние небесные системы координат на эпохи T и t . Экваторы систем, отмеченные соответственно точками Q_T и Q_t , содержат точки весеннего равноденствия \mathcal{V}_T и \mathcal{V}_t и пересекаются по прямой OM . Переход от средней небесной системы эпохи каталога T к эпохе наблюдений t через прямоугольные координаты выполняется по формуле:

$$\begin{bmatrix} x_t \\ y_t \\ z_t \end{bmatrix} = \mathbf{P} \cdot \begin{bmatrix} x_T \\ y_T \\ z_T \end{bmatrix}, \quad (2.5)$$

в которой \mathbf{P} – матрица для учета прецессии за интервал времени $t - T$. Она вычисляется через *экваториальные прецессионные параметры* ζ, z и θ :

$$\mathbf{P} = \mathbf{R}_3(\zeta) \cdot \mathbf{R}_2(-\theta) \cdot \mathbf{R}_3(z) \quad (2.6)$$

или после перемножения матриц получается как

$$\mathbf{P} = \begin{bmatrix} -\sin \zeta \sin z + \cos \zeta \cos z \cos \theta & -\cos \zeta \sin z - \sin \zeta \cos z \cos \theta & -\cos z \sin \theta \\ \sin \zeta \cos z + \cos \zeta \sin z \cos \theta & \cos \zeta \cos z - \sin \zeta \sin z \cos \theta & -\sin z \sin \theta \\ \cos \zeta \sin \theta & -\sin \zeta \sin \theta & \cos \theta \end{bmatrix}. \quad (2.7)$$

В модели прецессии, принятой Международным астрономическим союзом (МАС) в 1976 г., эти параметры находятся по разложениям Ньюкома – Андуайе, уточненным Лиске (Lieske) [IERS, 1996]. С точностью до членов третьего порядка они представляются как

$$\begin{aligned} \zeta &= 2306.2181'' \Delta t + 0.30188'' \Delta t^2 + 0.017998 \Delta t^3; \\ z &= 2306.2181'' \Delta t + 1.09468'' \Delta t^2 + 0.018203 \Delta t^3; \\ \theta &= 2004.3109'' \Delta t - 0.42665'' \Delta t^2 - 0.041833 \Delta t^3, \end{aligned} \quad (2.8)$$

где Δt – интервал, измеренный в юлианских столетиях по барицентрическому динамическому времени (TDB) между фундаментальной эпохой J2000.0 и эпохой JD(t):

$$\Delta t = \frac{JD(t) - 2451545.0}{36525}. \quad (2.9)$$

Значение юлианской даты 2451545.0 соответствует эпохе J2000.0.

Истинный небесный экватор ортогонален оси вращения Земли и подвержен действию прецессии и нутации, то есть он не совпадает со средним экватором из-за нутации, вычисляемой на нужную эпоху JD(t). Нутация раскладывается на долго- и короткопериодическую (период менее 35 суток) нутацию по долготе $\Delta\psi + d\psi$ (вдоль эклиптики) и на долго- и короткопериодическую нутацию наклона $\Delta\varepsilon + d\varepsilon$ (перпендикулярно эклиптике). На рис. 2.4 показаны средний и истинный экваторы на эпоху t , а также средний наклон эклиптики к экватору ε_t и истинный наклон ε , они связаны через нутацию наклона $\Delta\varepsilon + d\varepsilon$:

$$\varepsilon = \varepsilon_t + \Delta\varepsilon + d\varepsilon. \quad (2.10)$$

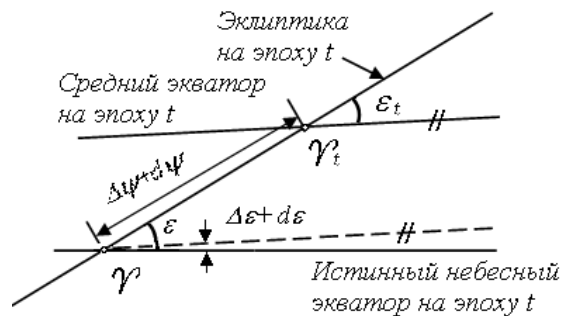


Рис. 2.4. Несовпадение среднего и истинного экваторов из-за нутации

Переход от средних координат в эпоху t к истинным координатам этой же эпохи выполняется через матрицу нутации \mathbf{N} :

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{N} \cdot \begin{bmatrix} x_t \\ y_t \\ z_t \end{bmatrix}. \quad (2.11)$$

Матрица нутации \mathbf{N} вычисляется через долго- и короткопериодическую нутацию по долготе $\Delta\psi + d\psi$, коротко- и долгопериодическую нутацию наклона $\Delta\varepsilon + d\varepsilon$ и наклоны эклиптики, средний ε и истинный $\varepsilon_t + \Delta\varepsilon + d\varepsilon$:

$$\mathbf{N} = \mathbf{R}_1(-\varepsilon - \Delta\varepsilon - d\varepsilon) \cdot \mathbf{R}_3(-\Delta\psi - d\psi) \cdot \mathbf{R}_1(\varepsilon). \quad (2.12)$$

При разложении с точностью до членов первого порядка формула принимает вид:

$$\mathbf{N} = \begin{bmatrix} 1 & -(\Delta\psi + d\psi) \cos \varepsilon & -(\Delta\psi + d\psi) \sin \varepsilon \\ (\Delta\psi + d\psi) \cos \varepsilon & 1 & -(\Delta\varepsilon + d\varepsilon) \\ (\Delta\psi + d\psi) \sin \varepsilon & \Delta\varepsilon + d\varepsilon & 1 \end{bmatrix}. \quad (2.13)$$

Средний наклон эклиптики к экватору, изменяющийся только под действием прецессии, дается уравнением

$$\varepsilon_t = 23^\circ 26' 21.448'' - 46.8150'' \Delta t - 0.00059'' \Delta t^2 + 0.001813'' \Delta t^3. \quad (2.14)$$

Полное преобразование от среднего положения в юлианскую дату $JD(T)$ фундаментальной эпохи T до истинного положения в юлианскую дату $JD(t)$ имеет вид:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{N} \cdot \mathbf{P} \cdot \begin{bmatrix} x_T \\ y_T \\ z_T \end{bmatrix}. \quad (2.15)$$

Истинное прямое восхождение α и истинное склонение δ можно вычислить из уравнений (2.2) и (2.3). Расстояние r в этом преобразовании не изменяется.

Элементы нутации даются следующими разложениями [IERS, 1996]:

$$\Delta\psi + d\psi = \sum_{i=1}^{106} (A_i + A'_i \Delta t) \cdot \sin\left(\sum_{j=1}^5 N_j F_j\right); \quad (2.16)$$

$$\Delta\varepsilon + d\varepsilon = \sum_{i=1}^{106} (B_i + B'_i \Delta t) \cdot \cos\left(\sum_{j=1}^5 N_j F_j\right). \quad (2.17)$$

Параметры A_i и B_i в приведенных рядах являются амплитудными коэффициентами, A'_i и B'_i – их скорости. Величина Δt определяется формулой (2.9). Полный набор членов нутации зависит от принятой модели. В модели нутации MAC от 1980 г., основанной на теории твердой Земли Киношита и геофизической модели Джильберта и Дзевонски (твердое внутреннее ядро, жидкое внешнее ядро и распределение эластических параметров, выведенных по большому набору сейсмологических данных), 106 членов. В модели нутации MCB3 от 1996 г. содержится 263 члена по каждому компоненту [IERS, 1996], а в моделях MAC 2000A и 2000B содержится 678 членов лунно-солнечной нутации и добавляется 687 членов планетарной нутации [IERS, 2003]. Увеличение числа членов объясняется повышением требований к точности координатных преобразований. Первые члены в нутации равны $17.2''$ по долготе и $9.2''$ по наклону. С увеличением номера расположения в ряду амплитудные коэффициенты становятся все меньше. В моделях нутации MAC 2000 направление на полюс обеспечивается с точностью $0.0000002''$.

Аргументы при синусах и косинусах представляют собой линейные комбинации фундаментальных аргументов (переменные Делоне):

- $F_1 \equiv l$ – средняя аномалия Луны;
- $F_2 \equiv l'$ – средняя аномалия Солнца;
- $F_3 \equiv F = L - \Omega$ – разность средних долгот Солнца и восходящего узла орбиты Луны;
- $F_4 \equiv D$ – средняя элонгация Луны от Солнца;
- $F_5 \equiv \Omega$ – средняя долгота восходящего узла орбиты Луны.

Фундаментальные аргументы вычисляются по временным рядам, аналогичным формуле (2.14), которые здесь не приводятся. Коэффициенты N_j при фундаментальных аргументах являются целыми числами.

Периоды нутации в формулах (2.16) и (2.17) изменяются примерно от 18.6 лет (6 798.4 суток) до 5 суток. Элементы (l , l' , F , D , Ω) описывают средние

положения Солнца и Луны. Особый интерес представляет элемент Ω , который появляется как аргумент в первом члене в уравнениях (2.16) и (2.17). Это наибольший из членов нутации с периодом 18.6 года, что соответствует полному обороту плоскости лунной орбиты вокруг полюса эклиптики. То же самое физическое явление ответственно за период приливов в 18.6 лет. Поскольку приливы и нутация вызываются одним и тем же гравитационным притяжением Солнца и Луны, то можно преобразовать математические ряды нутации в соответствующие ряды от приливов.

Истинный полюс мира, положение которого устанавливается на основании теории прецессии и нутации, получил название *Небесного эфемеридного полюса* (НЭП). Референц-ось, проходящая через НЭП, не совпадает с мгновенной осью вращения Земли и вектором кинетического момента и почти не имеет суточных колебаний ни в инерциальной, ни в земной системах [Абалакин и др., 1996; Мориц, Мюллер, 1992]. Степень удаления НЭП от истинного небесного полюса зависит от точности принятых моделей прецессии и нутации. Концепция НЭП (а также связанного с ним понятия Небесного эфемеридного начала, Гринвичского истинного звездного времени и ряда других понятий) позволяет делать строгие преобразования с достаточной точностью, не обращаясь к истинному полюсу, положение которого в пределах точности Международной небесной системы отсчета ICRS не обеспечивается. Более того, концепция НЭП позволяет оперативно совершенствовать теорию координатных систем без введения дополнительных понятий и ограничений.

Введение в использование Международным астрономическим союзом Международной небесной системы ICRS с 1 января 1998 г. и точность, достигнутая в большинстве современных моделей и наблюдений вращения Земли, требуют переопределения Параметров ориентировки Земли (ПОЗ). Во-первых, должны быть переопределены параметры прецессии-нутации и Гринвичского звездного времени, которые в настоящее время определяются системой FK5, чтобы быть согласованными с ICRS. Во-вторых, принятое определение Небесного эфемеридного полюса НЭП должно быть расширено, чтобы соответствовать большинству современных моделей нутации и полярного движения до микросекундной точности, включая суточные и субсуточные компоненты, как и новые методики наблюдений. Эти проблемы находятся в рассмотрении подгруппы T5, называемой «Последствия вычислений» в рабочей группе МАС/МСВЗ [Capitaine, 1999].

В моделях прецессии и нутации МАС 2000 появились суточные и субсуточные члены. Это привело к значительному усложнению теории прецессии-нутации, связи земных и небесных координатных систем. С появлением Международной службы вращения Земли (МСВЗ) в 1988 г. стало возможным оперативно уточнять вычисляемое на основе теории положение НЭП по наблюдениям. Смещения небесного полюса публикуются МСВЗ в Бюллетене А как поправки к нутации по долготе $\delta(\Delta\psi)$ и по наклону $\delta(\Delta\varepsilon)$. Это повышает точность привязки небесной системы координат к инерциальному пространству. Более полные сведения об учете прецессии и нутации можно найти в [Абалакин и др., 1996; Лукашова и др., 2004; IERS, 1996; IERS, 2003].

2.2.3. Системы небесных координат, реализованные в фундаментальных каталогах FK5 и FK6

Традиционный способ реализации небесной системы координат – составление фундаментальных каталогов звездных положений, полученных на основе оптических наблюдений ярких звезд (обычно до 6-7 величины). В частности, с 1986 г. в Астрономическом ежегоднике используется система каталога FK5 [Fricke et al., 1988].

Пятый фундаментальный каталог FK5 основан на улучшенных положениях и собственных движениях 1 535 звезд, которые входили в предыдущие каталоги FK3 и FK4. Работы по составлению этого каталога проводились МАС под руководством В. Фрикке и были закончены к 1984 г. Каталог содержит координаты и собственные движения звезд для экватора и равноденствия эпохи J2000.0. Он представляет улучшенный на основе использования данных почти 300 каталогов вариант FK4, в котором учтены систематические и случайные ошибки средних положений и собственных движений звезд, устранена ошибка в равноденствии FK4 и введена система астрономических постоянных МАС 1976 г.

Порядок примерно одинаковых систематических и случайных ошибок каталога FK5, как и для FK4, для северного полушария составил по прямому восхождению $(0.001^s \div 0.002^s)\text{sec}\delta$, по склонению – $0.02'' \div 0.03''$. Погрешности в собственных движениях за 100 лет составляют по прямым восхождениям $(0.005^s \div 0.012^s)\text{sec}\delta$, а по склонениям $0.10'' \div 0.15''$. Неопределенность положения среднего полюса FK5 относительно среднего полюса эпохи J2000.0 оценивается величиной $\pm 0.50'' \cdot 10^{-3}$, а неопределенность начала прямых восхождений в FK5 – $(\pm 80'' \cdot 10^{-3})$ [Абалакин и др., 1996].

Каталог фундаментальных звезд FK6 объединяет наземные астрометрические данные основных фундаментальных звезд, полученных более чем за два столетия и представленных в каталоге FK5, с наблюдениями астрометрического спутника Hipparcos. В результате этого объединения обеспечиваются самые точные собственные движения, доступные в настоящее время. Типичные средние ошибки в FK6(I) по собственным движениям составляют $0.00035''/\text{год}$ (примерно вдвое лучше, чем по измерениям Hipparcos) и $0.00050''/\text{год}$ в долгосрочном прогнозе (в четыре раза лучше, чем по измерениям Hipparcos).

В 1999 г. была подготовлена «Часть 1. Основные фундаментальные звезды с прямыми решениями», содержащая 878 звезд. В 2000 г. появилась «Часть III. Дополнительные фундаментальные звезды с прямыми решениями», содержащая 3 272 звезды. Готовятся Часть II и Часть IV (еще дополнительно около 1 500 звезд) (<http://www.ari.uni-heidelberg.de/fk6>).

2.2.4. Международная небесная система отсчета ICRF

Наиболее точные инерциальные небесные системы реализуются MCB3 в форме *международных небесных систем отсчета* International Celestial Reference Frame, ICRF. Их первая реализация относится к 1995 г. Эти системы определяются через каталоги экваториальных координат более чем 200

компактных внегалактических объектов (преимущественно квазаров), полученными по наблюдениям на радиоинтерферометрах со сверхдлинными базами (РСДБ) [Burša, Kostelecký, 1999].

Объекты в каталоге ICRF разделены на три категории: «определяющие», «кандидаты в определяющие» и «другие». Определяющие источники должны иметь большое число наблюдений (не менее 20), а протяженность наблюдений должна быть не менее двух лет. В реализации 1995 г. число таких источников равно 212. Источники с недостаточным количеством наблюдений или с недостаточной продолжительностью наблюдений относятся к кандидатам в определяющие источники, возможно, они станут определяющими в дальнейших реализациях ICRF. Число таких источников равно 294. В категорию «другие» вошли источники с плохо определенными положениями, но которые могут быть полезными при установлении связей ICRF с другими системами. Полное число всех источников равно 667.

Координаты радиоисточников вычисляются ежегодно несколькими Центрами анализа МСВЗ и независимыми группами обработки данных РСДБ. По результатам этой обработки выводятся средние взвешенные координаты источников. Для определяющих радиоисточников погрешности в прямых восхождениях составляют $\pm 0.00035''$, а в склонениях – $\pm 0.00040''$. Предел точности ставит структурная нестабильность источников излучения в радиодиапазоне [IERS, 2003].

Постоянство направлений осей ICRF в пространстве основано на предположении, что внегалактические объекты не имеют никаких собственных движений. Каталог ICRF неявно определяет направление оси системы отсчета. Начало реализовано посредством моделирования наблюдений в рамках общей теории относительности. Направления осей в ICRF в соответствии с рекомендациями МАС согласованы с системой FK5. Успешные реализации ICRF, сделанные до настоящего времени, поддерживают направление осей в пространстве в пределах $\pm 0.00002''$ [IERS, 1997; Лукашова и др., 2004].

2.2.5. Каталог Hipparcos

В 1991 г. Международный астрономический союз (МАС) постановил, что поскольку соотношения между оптической и внегалактической системой отсчета определены недостаточно точно, то каталог FK5 будет рассматриваться как предварительная реализация небесной системы отсчета ICRF. Но уже в 1997 г. МАС решил, что создание каталога Hipparcos позволяет рассматривать его как реализацию системы отсчета ICRF в оптическом диапазоне.

Европейский астрометрический спутник «Гиппаркос» был запущен в августе 1989 г., данные с него передавались с ноября 1989 г. по март 1993 г. Наблюдения с искусственных спутников выгодно отличаются от наземных наблюдений тем, что в одной точке и в одной и той же системе отсчета может наблюдаться полное небо.

В каталоге Hipparcos приводятся экваториальные координаты 118 218 звезд на эпоху 1991.25 с их собственными движениями, параллаксами и звездными величинами в широкой полосе, доступной системе Hipparcos. Средние

погрешности для ярких звезд (не слабее 9-й звездной величины) составляют $\pm 0.77'' \cdot 10^{-3}$ по прямому восхождению и $\pm 0.64'' \cdot 10^{-3}$ по склонению. Подобным образом, погрешности в собственных движениях составляют по прямому восхождению $\pm 0.88'' \cdot 10^{-3}/\text{год}$ и по склонению $\pm 0.74'' \cdot 10^{-3}/\text{год}$.

Согласование каталога Hipparcos с ICRF было выполнено со стандартной ошибкой $\pm 0.6'' \cdot 10^{-3}$ для ориентировки в эпоху 1991.25 и $\pm 0.25'' \cdot 10^{-3}/\text{год}$ для вращения [IERS, 2003].

2.3. Земные геоцентрические системы координат

2.3.1. Движение полюса Земли

В земных геоцентрических системах координат началом является центр масс Земли, а направление осей связывается с положением полюса Земли, ее экватора и меридиана Гринвича. Для краткости будем называть эти системы общеземными и использовать для них сокращение ОЗСК. Эти системы вращаются вместе с Землей при ее суточном движении в пространстве. В такой системе положения точек, закрепленных на твердой поверхности Земли, имеют координаты, которые подвергаются только малым изменениям со временем из-за геофизических эффектов (тектонические или приливные деформации), которые можно достаточно точно учитывать, используя соответствующие модели явлений.

Установление положения оси вращения Земли, ее полюса и экватора, а также начального меридиана для счета долгот и времени связано с проблемой *движения полюса*.

Для детального изучения явления движения полюса в 1899 г. Международная ассоциация геодезии организовала Международную службу широты (МСШ). В первые годы деятельности МСШ движение полюса определялось по непрерывным рядам наблюдений широты на станциях Мицузава (Япония), Китаб (Узбекистан), Карлофорте (Италия), Юкайя и Гейтерсберг (США), расположенных на «международной» параллели $39^{\circ}08'N$. Усредненное положение истинного полюса за период с 1900 г. по 1905 г. в 1960 г. было принято за среднее положение земного полюса и названо *Международным условным началом* (МУН). Реальное положение МУН задавалось назначением широт станций МСШ.

В 1961 г. МСШ была реорганизована в Международную службу движения полюса (МСДП), а в 1988 г. – в Международную службу вращения Земли (МСВЗ, IERS), которая в 2003 г. была переименована в *Международную службу вращения Земли и референцных систем* (<http://www.iers.org>). МСВЗ продолжает работу, начатую МСШ и МСДП в духе времени, расширив сеть станций, участвующих в наблюдениях, почти до 50 и привлекая новые способы наблюдений.

Одна из задач, решаемых МСВЗ, – это установление координат мгновенного полюса Земли x_p, y_p , которые являются координатами Небесного эфемеридного полюса относительно *Условного земного полюса* (УЗП). УЗП обычно выбирается так, чтобы он находился недалеко от положения

эфемеридного полюса, усредненного на некотором интервале времени. Ось x_p направлена по нулевому меридиану МСВЗ, а ось y_p – под углом 90° на запад (рис. 2.5). Средние квадратические погрешности определения x_p, y_p по данным МСВЗ составляют $0.0003''$ [IERS, 1996].

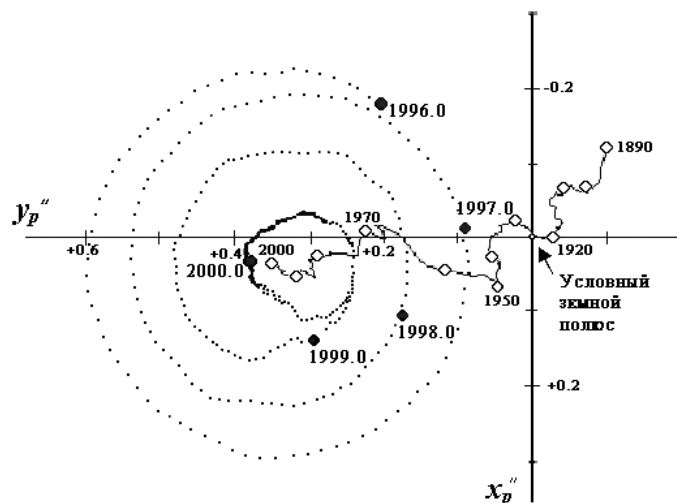


Рис. 2.5. Движение полюса за период 1890 – 2000.5 гг. (точечная линия, точки через 5 суток) и дрейф полюса с 1890 г. (сплошная линия)
(<http://hpiers.obspm.fr/eoppc/eop/eopc04/eopc04-xu.gif>)

В соответствии с определением МУН, координаты x_p, y_p только для указанных выше пяти станций МСШ могли считаться его характеристиками. В связи со значительным повышением точности определений на станциях МСВЗ, а также закрытием в 1982 г. двух американских станций, идея МУН исчерпала себя. Положения УЗП и начального меридиана устанавливаются по координатам совокупности всех станций сети МСВЗ. В этом отношении Международное условное начало можно рассматривать как частный случай Условного земного полюса. При описании земных систем координат обычно указывается, по каким данным и на какую эпоху задается положение полюса и начального меридиана.

В движении оси вращения Земли в земной системе координат выделяют свободные и вынужденные колебания. Период свободных колебаний (Чандлеров период) – около 430 суток, амплитуда – порядка $0.4''$ (12 м). Вынужденные колебания с периодом в один год и 0.5 года возникают из-за сезонных перемещений масс в атмосфере и океанах, их амплитуда около $0.15''$ (2 м). Существуют также вынужденные колебания из-за влияния приливов и других геофизических факторов с суточными и полусуточными периодами и с амплитудой около 0.5 м. Преобладающие в них лунно-солнечные эффекты могут хорошо моделироваться в координатах полюса и всемирном времени UT1. Кроме периодических колебаний, ось вращения имеет и небольшое вековое движение со скоростью $0.0037''/столетие$ в направлении на запад. Это явление пока не получило удовлетворительного научного объяснения. Описываемая мгновенным полюсом кривая называется *полодия*. Заметим, что

из-за векового движения полюса центр полюдии современного движения полюса не совпадает с УЗП.

Параллельно с МСДП, определением положения полюса до 1988 г. занималось Международное бюро времени (МБВ, ВИН), вошедшее в состав МСВЗ. В СССР и затем в России определение координат полюса входит в задачи *Госстандарта СССР (РФ)*, который выводит, прогнозирует и публикует свои значения, несколько отличающиеся от системы МСВЗ. Для их вывода Госстандарт России использует радиодальномерные (фазовые) наблюдения спутников ГЛОНАСС, доплеровские наблюдения спутника Гео-ИК и данные астрооптических наблюдений обсерваторий России и ряда других стран. Средние квадратические погрешности определения координат полюса Госстандартом РФ в 1993 г. составили 0.002" [Кауфман, 1994].

2.3.2. Центр масс Земли

Центр масс Земли, или *геоцентр*, выбирается в качестве начала во многих системах координат, поскольку является очень устойчивой точкой в теле Земли. Эта точка реализуется по наблюдению спутников, движущихся в гравитационном поле Земли. Геоцентр рекомендован в качестве начала для земной референцной системы в [IERS, 1996] и [IERS, 2003] как центр масс Земли, включая океаны и атмосферу.

Анализ спутниковых лазерных дальномерных наблюдений уверенно показывает, что система отсчета, реализованная в координатах станций наблюдений, неподвижных относительно земной коры, ощутимо смещается относительно центра масс Земли.

В 1997 г. МСВЗ провела кампанию по исследованию стабильности геоцентра, в которой приняли участие 42 исследователя из 25 научных групп, использовавших современные геофизические модели и результаты обработки лазерных измерений, GPS и DORIS. В конце 1997 г. в Сан-Франциско состоялась встреча по обмену результатами работы.

По оценкам Ю.В. Баркина (ГАИШ), величина скоростей вековых движений в компонентах координат геоцентра составляет [IERS, 1999]:

$$\dot{x} = -0.801 \text{ см/столетие}, \quad \dot{y} = 0.177 \text{ см/столетие}, \quad \dot{z} = 0.214 \text{ см/столетие}.$$

Вековые смещения в положении геоцентра можно объяснить такими причинами:

- изменение уровня моря;
- изменения в ледяном щите (в Гренландии, Антарктиде);
- тектонические смещения в земной коре (постледниковая отдача, движение тектонических плит, субдукции и др.).

По результатам обработки реальных наблюдений выявлены годовые колебания в положении геоцентра (амплитуда около 4 мм по координатам X , Y и порядка 10 мм по Z), полугодовые, с периодами около 140 суток, 60-70 суток, 20 суток и 14 суток с амплитудами несколько миллиметров и с погрешностями амплитуд почти такого же порядка.

Общее мнение участников встречи таково, что движение отсчетной основы наземной сети относительно геоцентра поддается выявлению, но величина его

небольшая, вероятно, не более 1 см по каждому из компонент. Учитывать изменения положения геоцентра в результатах измерений пока не рекомендовано [IERS, 1999]. Колебания геоцентра подтверждаются в работе российских ученых [Татевян и др., 2004].

2.3.3. Прямоугольные и геодезические общеземные системы координат

Система общеземных геоцентрических прямоугольных координат, фиксированная по отношению к Земле, определяется следующим образом:

- начало в центре масс Земли;
- ось z проходит через УЗП;
- ось x проходит через точку G пересечения плоскости экватора и начального меридиана, определяемого как начальный меридиан для счета долгот совокупности станций, реализующих координатную систему;
- ось y находится в экваториальной плоскости и дополняет систему до правой.

Система показана на рис. 2.6, ее оси обозначены как X , Y , Z . В отечественной литературе для этой системы могут встречаться такие названия, как «общеземная система» или «средняя земная геоцентрическая система». Последний термин указывает на использование некоторого среднего земного полюса, каковыми являются и УЗП, и МУН.

Земные геоцентрические системы реализуются в виде геодезических сетей, построенных методами космической геодезии (или с обязательным привлечением методов космической геодезии). Пункты таких сетей распределены по всему земному шару или по значительной его части. Чем более точны положения этих точек, тем меньше остаточные ошибки, и более точна реализация координатной системы.

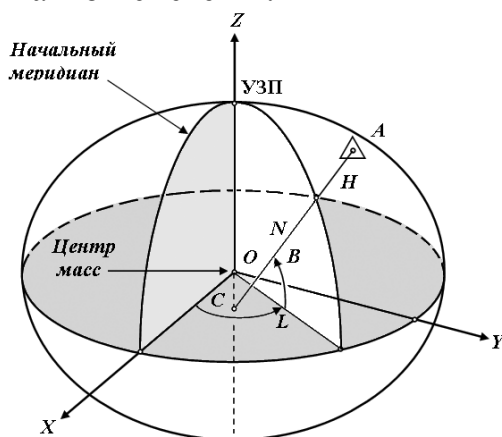


Рис. 2.6. Геоцентрическая земная система координат

В понятие геоцентрической земной координатной системы входят не только координаты пунктов, которые закрепляют данную систему на земной поверхности, но и ряд других параметров, характеризующих ее. В первую очередь, это параметры земного эллипсоида, определяющего размеры и форму Земли. Для построения эллипсоида используются два главных параметра:

экваториальный радиус a и сжатие α . Сжатие представляет соотношение между экваториальным и полярным радиусом (или малой полуосью) b :

$$\alpha = \frac{a-b}{a}. \quad (2.18)$$

Другие параметры, определяющие размеры и форму эллипсоида, например, полярный радиус b и эксцентриситет e можно вычислить по этим двум параметрам:

$$b = a \cdot (1 - \alpha); \quad (2.19)$$

$$e = \frac{\sqrt{a^2 - b^2}}{a}. \quad (2.20)$$

Из других параметров нужно указать параметры, представляющие гравитационное поле Земли, параметры связи с другими системами координат, число которых может достигать многих тысяч. Поэтому, когда говорят о современной геоцентрической земной системе координат (или системе отсчета), подразумевается *система геодезических параметров Земли (datum)*. В табл. 2.1 приводятся некоторые геодезические параметры для пяти систем.

Таблица 2.1. Основные (1 – 4) и дополнительные (5 – 9) параметры для эллипсоидов GRS80, WGS-84, ПЗ-90 и для стандартов МСВЗ 1996 и 2000 гг.

№ п/п	Названия параметров	Размерность	Общеземные эллипсоиды				
			GRS80	WGS-84	ПЗ-90	Стандарт МСВЗ 1996 г.	Стандарт МСВЗ 2000 г.
1	Большая полуось, a	м	6378137	6378137 ± 2	6378136	6378136.49 ± 0.1	6378136.6 ± 0.1
2	Геоцентрическая гравитационная постоянная с учетом атмосферы, GM	м ³ с ⁻²	398600.5·10 ⁹	(398600.5±0.06) × 10 ⁹	398600.44·10 ⁹	398600.4418 × 10 ⁹ ± 8·10 ⁵	398600.4418 × 10 ⁹ ± 8·10 ⁵
3	Коэффициент 2-й зональной гармоники, J_2	б/р.	1.08263·10 ⁻³	1.08263·10 ⁻³	1.08263·10 ⁻³	1.0826359·10 ⁻³ ± ± 1.0·10 ⁻¹⁰	1.0826359 × 10 ⁻³ ± 1.0·10 ⁻¹⁰
4	Угловая скорость вращения Земли, ω_E (или ω_{\oplus})	рад./с	7292115·10 ⁻¹¹	7292115.8553 × 10 ⁻¹¹ + 4.3·10 ⁻¹⁵ · Δt *	7292115·10 ⁻¹¹	7292115·10 ⁻¹¹ **	7292115 × 10 ⁻¹¹ **
5	Знаменатель сжатия, $1/\alpha$	б/р.	298.257222101	298.257223563	298.257839303	298.25645 ± ± 0.00001	298.25642 ± ± 0.00001
6	Квадрат первого эксцентриситета e^2	б/р.	6.69438002290 × 10 ⁻³	6.69437999013 × 10 ⁻³	6.69436619310 × 10 ⁻³	6.694397236 × 10 ⁻³	

№ п/п	Названия параметров	Размерность	Общеземные эллипсоиды				
			GRS80	WGS-84	ПЗ-90	Стандарт МСВЗ 1996 г.	Стандарт МСВЗ 2000 г.
7	Нормализованный коэффициент 2-й зональной гармоники \bar{C}_{20} , ***	б/р.		$-(484.16685 \pm \pm 0.00130) \cdot 10^{-6}$	$-484164.953 \cdot 10^{-9}$		
8	Гравитационная постоянная для атмосферы	$\text{м}^3 \text{с}^{-2}$		$\pm 0.01 \cdot 10^9$	$0.35 \cdot 10^9$		
9	Нормальный потенциал U_0	$\text{м}^2 \text{с}^{-2}$	62636860.850	62636860.8497	62636861.074	62636856.85 ± 1.0	62636856.0 ± 0.5

* Приведение на эпоху определения системы от эпохи J2000.0.

** Переменная величина.

*** Параметры \bar{C}_{20} и J_2 связаны соотношением: $\bar{C}_{20} = -J_2 / (5)^{1/2}$ [DMA, 1991].

Все приведенные в таблице эллипсоиды и координатные системы отнесены к скорости света $c = 299792458 \pm 1.2$ м/с.

Информация о системах взята из [Moritz, 1988; DMA, 1991; Галазин и др., 1998; IERS, 1996; IERS, 2003].

Все геоцентрические системы связаны с определенными эллипсоидами, названия которых обычно совпадают с названием самой системы. В этом случае возможно использование не только декартовых, но и эллипсоидальных (сфероидических) координат: геодезической широты B , геодезической долготы L и высоты над эллипсоидом H (см. рис. 2.6). Для определения геодезических координат из точки A проводится нормаль к эллипсоиду AC . Геодезической широтой B называется угол между нормалью и плоскостью экватора эллипсоида, а геодезической долготой L – угол, отсчитываемый против часовой стрелки от начального меридиана до меридиана пункта. Прямоугольные координаты X, Y, Z вычисляются по геодезическим координатам B, L, H по формулам:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (N + H) \cos B \cos L \\ (N + H) \cos B \sin L \\ [N(1 - e^2) + H] \sin B \end{bmatrix}, \quad (2.21)$$

где N – радиус кривизны эллипсоида в первом вертикале, определяемый как

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}}. \quad (2.22)$$

При переходе от прямоугольных координат к геодезическим определение долготы не вызывает затруднений:

$$L = \operatorname{arctg} \frac{Y}{X}, \quad (2.23)$$

а определение широты возможно несколькими способами. Их делят на итеративные и замкнутые. Из алгоритмов первой группы приведем метод, описанный в [Пеллинен, 1978]. Геодезическая широта B находится по формуле:

$$B^{(i)} = \operatorname{arctan} \frac{Z + N^{(i-1)} e^2 \sin B^{(i-1)}}{D}, \quad (2.24)$$

где i – номер итерации, повторяющейся до тех пор, пока $|B^i - B^{(i-1)}| \geq \varepsilon$ (ε – точность вычислений); D – проекция радиус-вектора на плоскость экватора:

$$D = \sqrt{X^2 + Y^2}, \quad (2.25)$$

а величина $N^{(i-1)}$ находится по широте из предыдущего приближения. Эллипсоидальная высота H определяется по формуле:

$$H = \frac{Z}{\sin B} - N(1 - e^2). \quad (2.26)$$

Немного отличный алгоритм дается в [Галазин и др., 1998] и [ГОСТ Р 51794-2001]. Алгоритмы, дающие замкнутое решение, приводятся в работах [Borkowski, 1989; Fukushima, 1999; Vermeille, 2002].

2.3.4. Связь координат в общеземной и истинной небесной системе

Поскольку положение небесного эфемеридного полюса относительно условного земного полюса определено с помощью координат x_p, y_p , то становится возможным связать истинную небесную и условную земную систему координат с помощью промежуточной системы координат, в которой (рис. 2.7):

- ось Z_G направлена к полюсу НЭП;
- ось X_G направлена в плоскости экватора НЭП (то есть в плоскости истинного экватора) в точку пересечения с мгновенным меридианом Гринвича, обозначенную как G ;
- ось Y_G находится в плоскости экватора НЭП и дополняет систему до правой.

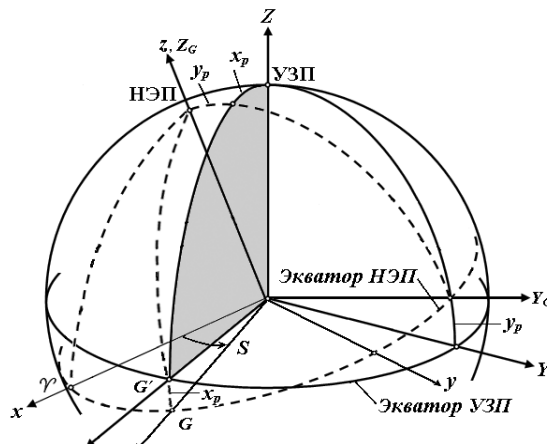


Рис. 2.7. Связь между истинной небесной системой и общеземной системой осуществляется с помощью промежуточной мгновенной земной системы координат

Координатная система $OX_G Y_G Z_G$ не полностью связана с земной корой, поэтому ее иногда называют *мгновенной земной системой*. Угол в плоскости экватора НЭП между точкой G и истинной точкой весеннего равноденствия \mathcal{V} является Гринвичским истинным звездным временем S . Нужно заметить, что мгновенный меридиан Гринвича (между точками НЭП и G) проходит таким образом, что с плоскостью экватора УЗП он пересекается в точке G' , лежащей на среднем меридиане Гринвича. Из этого следует, что

$$\begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} = \mathbf{R}_3(S) \cdot \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \quad (2.27)$$

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \mathbf{R}_2(-x_p) \cdot \mathbf{R}_1(-y_p) \cdot \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} = \mathbf{W}(t) \cdot \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix}. \quad (2.28)$$

Матрица $\mathbf{W}(t)$ служит для учета движения мгновенного полюса относительно среднего:

$$\mathbf{W}(t) = \mathbf{R}_1(-y_p) \cdot \mathbf{R}_2(-x_p) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & x_p \\ 0 & 1 & -y_p \\ -x_p & y_p & 1 \end{bmatrix}. \quad (2.29)$$

Координаты полюса x_p, y_p должны быть в радианах. Теперь, объединяя формулы (2.27) и (2.28), получаем

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \mathbf{W}(t) \cdot \mathbf{R}_3(S) \cdot \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}; \quad (2.30)$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{R}_3(-S) \cdot \mathbf{W}^T(t) \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}. \quad (2.31)$$

См. также раздел 2.4.5.

2.3.5. Реализации общеземных систем координат

Реализация общеземных систем координат (ОЗСК) – это сложная научная задача. Реализацией ОЗСК для системы GPS является Мировая геодезическая система WGS-84, разработанная геодезистами Министерства обороны США. В российской системе ГЛОНАСС используется система координат ПЗ-90. Наиболее точная реализация ОЗСК – это Международная земная система отсчета ITRF (или, в соответствии с [PTM 68-14-01], – Международная земная отсчетная основа ITRF), определяемая международным научным сообществом.

2.3.6. Общеземной эллипсоид GRS80

Эллипсоид GRS80 (Geodetic Reference System – геодезическая референцная система) был принят XVII генеральной ассамблеей Международного союза геодезии и геофизики в Канберре, в декабре 1979 г. в качестве общеземного референц-эллипсоида [Moritz, 1988; Moritz, 2000]. Определяющие параметры GRS80 (большая полуось a , геоцентрическая гравитационная постоянная Земли

GM , коэффициент второй зональной гармонике геопотенциала J_2 и угловая скорость вращения Земли ω) и другие данные приведены в табл. 2.1. Параметры GRS80 используются для построения других координатных систем (например, NAD-83).

Малая полуось GRS80 параллельна направлению на Международное условное начало (МУН), а начальный меридиан параллелен нулевому меридиану счета долгот МБВ. GRS80 основывается на теории эквипотенциального (уровенного или нормального) эллипсоида. Если дан эллипсоид с полуосями a и b , то он может быть описан эквипотенциальной поверхностью

$$U = U_0 = \text{const}, \quad (2.32)$$

называемой нормальным потенциалом. Функция U в соответствии с теоремой Стокса – Пуанкаре однозначно определяется поверхностью эллипсоида (с полуосями a , b), ограничивающей массу M , и угловой скоростью ω , независимо от внутреннего распределения плотностей. Эллипсоид GRS80 рекомендован для проведения геодезических работ и вычисления характеристик гравитационного поля на поверхности Земли и во внешнем пространстве.

2.3.7. Система координат ПЗ-90

Параметры Земли 1990 г. ПЗ-90 были определены Топографической службой Вооруженных сил Российской Федерации. Параметры ПЗ-90 включают:

- фундаментальные астрономические и геодезические постоянные;
- характеристики координатной основы (параметры земного эллипсоида, координаты пунктов, закрепляющих систему, параметры связи с другими системами координат);
- модели нормальных и аномальных гравитационных полей Земли, локальные характеристики гравитационного поля (высоты квазигеоида над общим земным эллипсоидом и аномалии силы тяжести).

Входящая в состав ПЗ-90 система координат иногда называется СГС-90 (Спутниковая геоцентрическая система 1990 г.) [Национальный отчет, 1993]. Параметры Земли ПЗ-90 заменили предыдущие наборы ПЗ-77 и ПЗ-85. Параметры Земли ПЗ-90 получены по результатам почти 30 миллионов фотографических, радиодальномерных, доплеровских, лазерных и альтиметрических измерений спутника Гео-ИК с привлечением радиотехнических и лазерных измерений дальностей до спутников систем ГЛОНАСС и «Эталон» [Бойков и др., 1993; Основные положения, 1997; Галазин и др., 1998; Базлов и др., 1996; Юркина, Серебрякова, 2001].

Начало системы расположено в центре масс Земли. Ось Z направлена к среднему северному полюсу на среднюю эпоху 1900 – 1905 гг. (МУН). Ось X лежит в плоскости земного экватора эпохи 1900 – 1905 гг., и плоскость (XOZ) определяет положение нуля-пункта принятой системы счета долгот. Ось Y дополняет систему координат до правой. Геодезические координаты B , L , H относятся к общему земному эллипсоиду с большой полуосью a и сжатием α

(см. табл. 2.1). Ось вращения (малая полуось) совпадает с осью Z , плоскость начального меридиана ($L = 0$) совпадает с плоскостью (XOZ).

Спутниковая геоцентрическая система координат закреплена на территории СНГ координатами 30 опорных пунктов космической геодезической сети со средними расстояниями 1-3 тысячи километров. Точность взаимного расположения пунктов характеризуется ошибками в 10, 20 и 30 см для расстояний соответственно в 100, 1 000 и 10 000 км. Ошибки привязки СГС-90 к геоцентру по абсолютной величине не превышают 1.5 м. Планетарные модели гравитационного поля Земли получены в виде разложений в ряд по сферическим функциям до 36 и 200 степени и порядка систем точечных масс (32 000 параметров). Средняя квадратическая ошибка высоты геоида над эллипсоидом равна 1.5 м, что не уступает зарубежным моделям, а на территории СНГ превосходит их по точности. Для системы ПЗ-90 получены параметры связи с системами СК-42 и WGS-84 (см. табл. 2.4).

2.3.8. Система WGS-84

Мировая геодезическая система WGS-84 (World Geodetic System - 84) была разработана Военно-картографическим агентством Министерства обороны США [DMA, 1991]. Система WGS-84 реализована путем модификации координатной системы NSW-9Z-2, созданной по доплеровским измерениям, путем приведения ее в соответствие с данными Международного Бюро Времени (МБВ). Для этого система NSW-9Z-2 была сдвинута на -4.5 м по оси Z , повернута к западу на $0.814''$, и масштаб изменен на $-0.6 \cdot 10^{-6}$.

Начало системы WGS-84 находится в центре масс Земли, ось Z направлена к Условному земному полюсу (УЗП), установленному МБВ на эпоху 1984.0. Ось X находится на пересечении плоскости опорного меридиана WGS-84 и плоскости экватора УЗП. Опорный меридиан является начальным (нулевым) меридианом, определенным МБВ на эпоху 1984.0. Ось Y дополняет систему до правой, то есть под углом 90° на восток. Начало координатной системы WGS-84 и ее оси также служат геометрическим центром и осями референц-эллипсоида WGS-84. Этот эллипсоид является эллипсоидом вращения. Его параметры почти идентичны параметрам международного эллипсоида GRS80.

Величина гравитационной постоянной для атмосферы Земли принята по рекомендациям Международной ассоциации геодезии (МАГ). В дополнение к параметрам J_2 и \bar{C}_{20} приводятся их вариации из-за приливных деформаций Земли: $\delta J_2 = 9.3 \cdot 10^{-9}$, что соответствует в нормированном коэффициенте величине $\delta \bar{C}_{20} = -4.16 \cdot 10^{-9}$. Необходимая для определения главных моментов инерции Земли A , B , C динамическая эллиптичность H находится из соотношения:

$$1/H = 305.4413 \pm 0.0005. \quad (2.33)$$

Нормальное ускорение силы тяжести на эллипсоиде γ_0 определяется формулой Сомильяна (Somigliana):

$$\gamma_0 = \frac{a\gamma_e \cos^2 B + b\gamma_p \sin^2 B}{(a^2 \cos^2 B + b \sin^2 B)^{1/2}}, \quad (2.34)$$

где a и b – большая и малая полуоси эллипсоида, а γ_e и γ_p – соответственно, ускорения силы тяжести на экваторе и на полюсе. С числовыми значениями формула приводится к виду:

$$\gamma_0 = \frac{97803267714(1+0.0019318513639\sin^2 B)}{(1-0.0066943799013\sin^2 B)^{1/2}} \cdot 10^{-5} \text{ (мГал)}. \quad (2.35)$$

Модель гравитационного поля Земли представлена разложением до степени n и порядка m , равным 180, и содержит 32 755 коэффициентов. Коэффициенты до степени и порядка $n=m=41$ получены из объединенного решения по методу наименьших квадратов отдельных матриц нормальных уравнений, составленных по данным доплеровских спутниковых измерений, спутниковой лазерной дальнометрии, поверхностных измерений силы тяжести и измерений высот океанического геоида методом спутниковой альтиметрии, а также из GPS измерений и смешанных данных. Эти коэффициенты рекомендуется использовать в расчетах точных орбит спутников. Влияние коэффициентов до $n=m=41$ было удалено из средних аномалий силы тяжести по трапециям размера $1 \times 1^\circ$. Остаточное поле средних аномалий по трапециям $1 \times 1^\circ$ было использовано для получения коэффициентов, начиная от $n=42$ и $m=0$, через гармонический анализ.

Потенциал тяготения V получается в виде разложения в ряд по сферическим функциям

$$V = \frac{GM}{r} \left[1 + \sum_{n=2}^{n_{\max}} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a}{r} \right)^n \bar{P}_{nm}(\sin\varphi) (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \right], \quad (2.36)$$

где r, φ, λ – сферические координаты точки во внешнем гравитационном поле; a – большая полуось эллипсоида; $\bar{C}_{nm}, \bar{S}_{nm}$ – нормализованные гармонические коэффициенты; $\bar{P}_{nm}(\sin\varphi)$ – нормализованные присоединенные функции Лежандра, связанные с ненормализованными присоединенными функциями Лежандра:

$$\bar{P}_{nm}(\sin\varphi) = \left[\frac{(n-m)!(2n+1)k}{(n+m)!} \right]^{1/2} P_{nm}(\sin\varphi), \quad (2.37)$$

которые выражаются через полиномы Лежандра $P_n(\sin\varphi)$ степени n :

$$P_{nm}(\sin\varphi) = (\cos\varphi)^m \frac{d^m}{d(\sin\varphi)^m} [P_n(\sin\varphi)]; \quad (2.38)$$

$$P_n(\sin\varphi) = \frac{1}{2^n n!} \frac{d^n}{d(\sin\varphi)^n} (\sin^2 \varphi - 1)^n. \quad (2.39)$$

Нормализованные гармонические коэффициенты $\bar{C}_{nm}, \bar{S}_{nm}$ связаны с ненормализованными коэффициентами:

$$\begin{bmatrix} \bar{C}_{nm} \\ \bar{S}_{nm} \end{bmatrix} = \left[\frac{(n+m)!}{(n-m)!(2n+1)k} \right]^{1/2} \begin{bmatrix} C_{nm} \\ S_{nm} \end{bmatrix}. \quad (2.40)$$

Множитель k в формулах (2.37) и (2.40) равен 1 при $m=0$ и равен 2 при $m \geq 1$.

Высоты геоида над эллипсоидом ζ в метрах можно определить через параметры геопотенциала:

$$\zeta = \frac{GM}{r\gamma} \left[1 + \sum_{n=2}^{n_{\max}} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a}{r} \right)^n \bar{P}_{nm}(\sin\varphi) (\bar{C}_{nm} \cos m\lambda + \bar{S}_{nm} \sin m\lambda) \right], \quad (2.41)$$

где ускорение силы тяжести γ определяется по формуле (2.35). При разложении до 180-го порядка и 180-й степени ошибки высот геоида находятся в пределах от 2 до 6 м.

Система WGS-84 используется как система для бортовых эфемерид спутников GPS с 23 января 1987 г., заменив собою WGS-72. Обе системы были получены на основе доплеровских измерений спутников TRANSIT. Носителями системы были пять станций Контрольного сегмента GPS. Точность привязки начальной реализации системы WGS-84 к геоцентру не хуже, чем 1 м [DMA, 1991].

С середины 1990-х гг. сеть станций WGS-84 значительно выросла. В 1994 г. Министерство обороны США ввело реализацию WGS-84, которая полностью базировалась на GPS измерениях. Эта новая реализация известна как WGS-84(G730), где буква G стоит для обозначения GPS, а «730» обозначает номер недели (начиная с 0^h UTC 2 января 1994 г.), когда Национальное управление по отображению и картированию (National Imagery and Mapping Agency, NIMA) начало представлять свои орбиты GPS в этой системе. Следующая реализация WGS-84, названная WGS-84(G873), также полностью основывалась на GPS наблюдениях. Вновь буква G отражает этот факт, а «873» относится к номеру недели GPS, начавшейся в 0^h UTC 29 сентября 1996 г. Хотя NIMA начало вычисление орбит GPS в этой системе с этой даты, сегмент Операционного контроля GPS не принимал WGS-84(G873) до 29 января 1997 г.

Начало, ориентировка и масштаб WGS-84(G873) определены относительно принятых координат для 15 станций слежения GPS: 5 из них поддерживаются BBC, а 10 – NIMA (см. рис. 4.6 в главе 4). Система WGS-84(G873) приближена к ITRF94 с субдециметровой точностью [Snay, Soler, 1999-2000].

В 2001 г. Управление NIMA совместно с Дальгреневским дивизионом военно-морского центра надводных вооружений провело 15-суточный сеанс наблюдений, в ходе которого выполнило привязку своей глобальной сети из 11 постоянных станций и 6 станций Контрольного сегмента, управляемых BBC, к сети станций Международной GPS службы. Координаты этих станций составили оперативную реализацию системы WGS-84, используемую МО США для высокоточных геодезических работ (в том числе, для определения орбит). Образованы улучшенные оценки координат этих станций, привязанных к системе ITRF-2000, которые включены в оперативное использование NIMA и BBC в январе 2002 г. Стандартные отклонения по каждой координате станций составляют около 1 см.

Полученному набору координат 17 станций было дано обозначение WGS-84(G1150); он включает также набор принятых скоростей тектонических движений для станций на эпоху 2001.0. Это обозначение указывает, что координаты были получены по GPS наблюдениям и начали применяться для образования точных GPS эфемерид NIMA с 1150-й недели GPS [Merrigan et al.,

2002]. Практически отсчетная основа WGS-84(G1150) идентична отсчетной основе ITRF2000 (см. рис. 2.9) .

2.3.9. Системы отсчета ITRS и отсчетные основы ITRF

Постоянно повышающаяся точность методов космических наблюдений требует соответствующего повышения точности установления координатных систем. Международная служба вращения Земли и референцных систем (МСВЗ) выделяет *теоретические системы*, для которых даются концепция системы, фундаментальная теория и стандарты, и *практические реализации* этих систем через наборы координат точек [Boucher, Altamimi, 1996; IERS, 1996; IERS, 2000]. Для системы первого вида применяется термин Terrestrial Reference System (TRS), то есть *земная система отсчета*. Концепции таких систем были разработаны астрономами и геодезистами в конце 1980-х гг. Системы второго вида называют Terrestrial Reference Frame (TRF), для них ЦНИИГАиК рекомендует термин «*земная отсчетная основа*» [PTM 68-14-01].

Земная отсчетная основа TRF – это набор физических точек с точно определенными координатами в некоторой координатной системе (декартовой, эллипсоидальной, картографической). Линии, соединяющие пункты TRF, образуют в теле Земли каркас (слово «frame» может переводиться как «каркас»), жестко связанный с земной корой.

В настоящее время отсчетные основы ITRF являются наиболее точными реализациями общеземных систем. Название ITRF_{yy} расшифровывается как International Terrestrial Reference Frame – Международная земная отсчетная основа (или каркас), yy – две последние цифры года образования системы. Вывод ITRF основан на объединении координат более чем 200 станций МСВЗ и их скоростей движения, полученных по данным наблюдений РСДБ, лазерной локации Луны и искусственных спутников Земли, GPS (с 1991 г.), доплеровской орбитографической радиопозиционной интегрированной спутниковой системы DORIS (с 1994 г.) и микроволновой спутниковой системы PRARE [IERS, 1996].

Системы ITRS удовлетворяют следующим требованиям:

- начало систем находится в центре масс всей Земли, включая океаны и атмосферу;
- единицей длины является метр (SI), определенный в локальной земной системе в смысле релятивистской теории гравитации;
- ориентировка осей задается по данным МБВ на эпоху 1984.0;
- временная эволюция ориентировки осей такова, что она не имеет остаточной вращательной скорости в плоскости горизонта по отношению к земной коре.

Поле скорости координатных систем ITRF не имеет вращения относительно геофизической модели движения тектонических плит. Для систем ITRF88 – ITRF91 использовалась модель абсолютного движения АМО-2, для ITRF91 и ITRF92 – модель NNR-NUVEL1, а, начиная с ITRF93, используется модель NNR-NUVEL1A.

Вектор положения пункта $\mathbf{R}(t)$ на поверхности твердой Земли в эпоху t в системе ITRS дается уравнением:

$$\mathbf{R}(t) = \mathbf{R}_0 + \mathbf{V}_0(t - t_0) + \sum_i \Delta_i \mathbf{R}(t), \quad (2.42)$$

где \mathbf{R}_0 – положение пункта в эпоху t_0 ; \mathbf{V}_0 – скорость в эпоху t_0 ; $\Delta_i \mathbf{R}(t)$ – подлежащие учету поправки за высокочастотные, преимущественно геофизические эффекты. К ним относят:

- периодические лунно-солнечные приливы в твердой Земле, вызывающие смещения до 0.5 м;
- деформации из-за океанических приливных нагрузок, которые могут достигать десятков миллиметров для станций вблизи континентального шельфа;
- атмосферные нагрузки, являющиеся реакцией эластичной коры на изменяющееся во времени распределение атмосферного давления. Последние исследования показали, что этот эффект может иметь величину несколько миллиметров в вертикальном смещении станции;
- постледниковая отдача, наблюдаемая преимущественно в северных широтах как последствие ледникового периода. Влияние может доходить до нескольких миллиметров в год по высоте;
- полюсный прилив, являющийся реакцией эластичной коры Земли на смещения полюса вращения. При компонентах полярного движения порядка 10 м максимальное смещение будет 10 – 20 мм.

Модели перечисленных поправок даются в [IERS, 1996; IERS, 2003; Teunissen et al., 1998]. Другие поправки добавляются, если они больше 1 мм и их можно вычислить в соответствии с некоторой моделью.

Скорости тектонических движений могут достигать 10 см/год. Если для некоторой станции скорость в ITRF еще не определена из наблюдений, то вектор скорости \mathbf{V}_0 должен определяться как сумма скоростей:

$$\mathbf{V}_0 = \mathbf{V}_{plate} + \mathbf{V}_r, \quad (2.43)$$

где \mathbf{V}_{plate} – горизонтальная скорость плиты, вычисляемая по модели движения тектонических плит NNR NUVEL1A, а \mathbf{V}_r – остаточная скорость. Вектор линейной скорости \mathbf{V}_{plate} получается по скоростям ω_x , ω_y , ω_z вращения плиты в декартовых координатах (табл. 2.2) в соответствии с принадлежностью пункта к той или иной тектонической плите (рис. 2.8):

$$\mathbf{V}_{plate} = 10^{-6} \cdot \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \cdot \mathbf{R}_0. \quad (2.44)$$

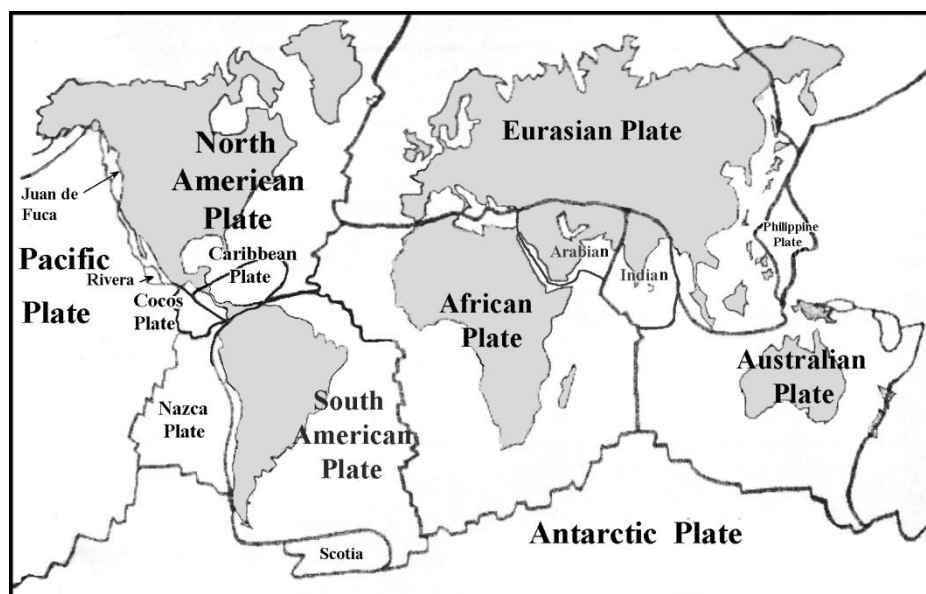


Рис. 2.8. Карта тектонических плит для модели NNR NUVEL1A [IERS, 1996]

Таблица 2.2. Скорости вращения для модели кинематики тектонических плит NNR NUVEL1A

Название плиты	ω_x	ω_y	ω_z
Pacific	-0.001510	0.004840	-0.009970
Cocos	-0.010425	-0.021605	0.010925
Nazca	-0.001532	-0.008577	0.009609
Caribbean	-0.000178	-0.003385	0.001581
South America	-0.001038	-0.001515	-0.000870
Antarctica	-0.000821	-0.001701	0.003706
India	0.006670	0.000040	0.006790
Australia	0.007839	0.005124	0.006282
Africa	0.000891	-0.003099	0.003922
Arabia	0.006685	-0.000521	0.006760
Eurasia	-0.000981	-0.002395	0.003153
North America	0.000258	-0.003599	-0.000153
Juan de Fuca	0.005200	0.008610	-0.005820
Philippine	0.010090	-0.007160	-0.009670
Rivera	-0.009390	-0.030960	0.012050
Scotia	-0.000410	-0.002660	-0.001270

История отсчетных основ ITRF начинается с 1984 г., когда было впервые получено объединенное решение, названное BTS84. В нем использовались данные РСДБ, лазерной локации спутников и Луны и доплеровские наблюдения по системе Transit со станций сети Международного бюро времени (МБВ, ВИ). МБВ получило еще три реализации общеземной системы, последней из которых является BTS87.

Образовавшаяся в 1988 г. Служба МСВЗ выполняет регулярные решения ITRF и публикует их в IERS Annual Reports и в Technical Notes. ITRF-координаты станций наблюдений можно получить через Интернет в форме декартовых координат и скоростей. Были получены десять версий с номерами 88, 89, 90, 91,

92, 93, 94, 96, 97 и 2000, каждая из которых превосходила своего предшественника по точности (рис. 2.9). Отсчетная основа ITRF88 была образована по 100 пунктам, из которых в 22 пунктах было установлено несколько инструментов. Сеть ITRF2000 содержит около 800 станций в 500 пунктах, в 101 из них расположено по два и более инструмента. Для реализации ITRF2000 использовались трехлетние наблюдения РСДБ, лазерной локации спутников и Луны, GPS и DORIS. Поскольку различные методы наблюдений по-разному подходят для определения отдельных характеристик основы, то для установления масштаба была выбрана комбинация РСДБ и лазерной локации спутников. Ориентировка основы была согласована с предыдущей реализацией ITRF97, а скорость изменения ориентировки была выбрана по условию отсутствия вращения отсчетной основы по отношению к литосфере Земли. Для этого скорость вращения была согласована с геологической тектонической моделью NNR-NUVEL-1A, а в совместном решении определение параметров изменения ориентировки производилось по пунктам, расположенным вдали от границ тектонических плит и зон деформации. Для привязки ITRF2000 к геоцентру были использованы лазерные наблюдения спутника Lageos. При обработке моделировалась только линейная эволюция геоцентра, но в будущих реализациях планируется также включать его периодические изменения [IERS, 2003].

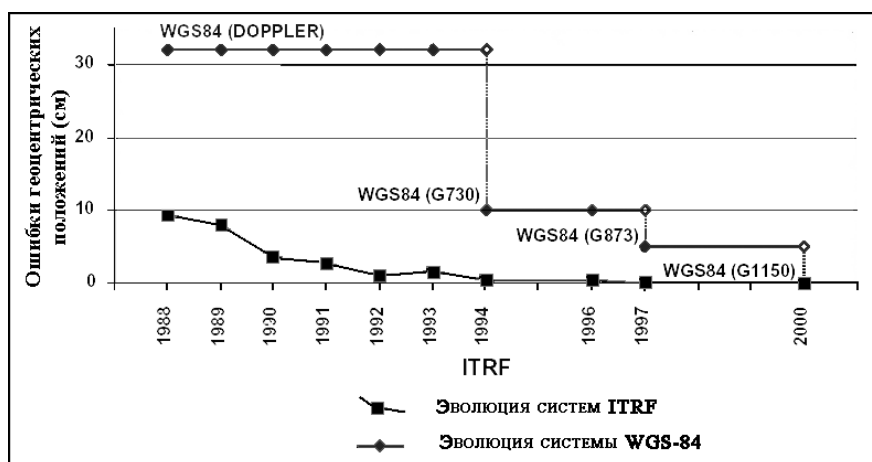


Рис. 2.9. Улучшение точности системы WGS-84 и отсчетных основ ITRF (www.ibge.gov.br/home/geografia/geodesico/srg/Documentos/ResolucaoSP.pdf)

Для перехода к геодезическим координатам МСВЗ рекомендует применять параметры эллипсоида GRS80 [Moritz, 1988].

2.3.10. Другие отсчетные основы

Кроме реализуемых МСВЗ отсчетных основ ITRF, известны другие, задаваемые преимущественно теми же станциями, что и в ITRF, но расположенными на ограниченной территории. К ним относится отсчетная основа EUREF (European Reference Frame), созданная и поддерживаемая Европейской подкомиссией Международной ассоциации геодезии (<http://www.epncb.oma.be>). Основная сеть из 93 фундаментальных пунктов была измерена через GPS в течение мая 1989 г. Позднее она была расширена до 150

постоянно действующих станций GPS наблюдений. Окончательно EUREF представляет собой единую систему на всю Европу, которая согласована с системами WGS-84 и ITRF. Полученная система координат известна как ETRF-89 (или ETRS89), для многих целей она может рассматриваться как реализация WGS-84 в Европе. Многие страны адаптируют пункты EUREF как сеть «нулевого» класса, от которой они расширяют национальные сети [Botton et al., 1997], (<http://www.epncb.oma.be>).

В Южной Америке реализована подобная отсчетная основа SIRGAS (Sistema de Referência Geocêntrico para as Américas), в Австралии – GDA94 (Geocentric Datum of Australia), в США и Канаде – NAD83(CORS96) [Soler and Marshall, 2003].

2.4. Системы времени

2.4.1. Функции времени в спутниковых технологиях

Космическая геодезия, в основном, измеряет время прохождения сигналов от внеземных объектов. При этом и наблюдатель, и наблюдаемые объекты находятся в постоянном движении. Поэтому точное определение времени является основополагающим. Рассматриваются два аспекта времени: эпоха и интервал. Эпоха определяет момент события, а интервал – это время, протекшее между двумя эпохами, измеренное в единицах некоторой соответствующей шкалы времени.

При решении задач космической геодезии время выполняет две функции:

- показывает угол поворота земной системы координат относительно небесной, что необходимо при переходах из одной системы в другую;
- выступает в качестве независимой переменной в уравнениях движения естественных и искусственных небесных тел.

В соответствии с решаемыми задачами, применяются два типа систем времени: *астрономические* и *атомные* системы времени. Астрономические системы времени связаны с суточным вращением Земли. Вращение Земли не является постоянным. Его скорость показывает и периодические изменения, и долгосрочные дрейфы порядка секунды за год. В противоположность им, системы атомного времени имеют строго равномерную шкалу. Их постоянство во времени характеризуется точностью порядка микросекунды за год, то есть более чем на шесть порядков выше, чем в системах астрономического времени. Однако когда требуется наивысшая точность результатов, системы атомного времени становятся недостаточными из-за того, что в них не учитываются эффекты общей и специальной теории относительности, имеющие, как правило, периодический характер. В таких случаях применяется *динамическое время*. Кроме того, должна обеспечиваться надежная взаимосвязь между различными системами времени.

Во всех указанных выше случаях необходимо знать моменты относительно нуль-пункта системы, то есть, необходима абсолютная привязка событий к шкале соответствующего времени. Главные трудности заключаются в обеспечении требуемой точности. Она обусловлена тем, с какой скоростью приходится иметь дело: скоростью вращения Земли, скоростью движения

спутника по орбите или скоростью распространения электромагнитной волны. Например, для достижения миллиметровой точности преобразования координат при переходе от инерциальной системы к земной системе необходимо знать время с точностью около 10 мкс. За такой промежуток времени навигационный спутник пролетает 5 см. Еще более высокие точности необходимы при измерении интервалов времени. Основное измерение в спутниковом приемнике заключается в определении времени прохождения сигнала от спутника до приемника. Умножив это время на скорость распространения электромагнитной волны, получают дальность до спутника. Здесь та же ошибка в 10 мкс дает ошибку в дальности в 3 км. Применяемый в современных навигационных системах метод однонаправленного определения дальности требует очень высокого уровня точности измерения интервалов времени с одновременной привязкой к шкале времени. Для этого на спутниках используются атомные часы (цезиевые и рубидиевые). В приемниках обычно устанавливаются менее дорогие и менее точные кварцевые часы. При выполнении продолжительных наблюдений для целей мониторинга приемник может подключаться к водородному стандарту частоты. Наблюдающийся в последние два десятилетия прогресс при производстве приборов для хранения и измерения времени, в частности, появление атомных часов, открыл принципиальные возможности для разработки спутниковых технологий.

2.4.2. Системы астрономического времени

Системы астрономического времени основаны на суточном вращении Земли. Эталонами для построения шкал астрономического времени служат солнечные или звездные сутки, в зависимости от точки небесной сферы, по которой производится измерение времени. *Истинным звездным временем* s называется часовой угол истинной точки весеннего равноденствия. Это время можно определить, если наблюдать некоторую звезду в момент ее кульминации, то есть при прохождении меридиана места. Для верхней кульминации звезды часовой угол равен нулю, и тогда звездное время равно ее истинному прямому восхождению:

$$s = \alpha. \quad (2.45)$$

Звездное время каждой обсерватории, определяющей время подобным образом, приводится к меридиану Гринвича:

$$S = s - \lambda, \quad (2.46)$$

где λ – астрономическая долгота обсерватории в момент наблюдения, а S – Гринвичское истинное звездное время. Как время s , так и долгота λ связаны с Небесным эфемеридным полюсом.

В истинное Гринвичское звездное время S (Greenwich Apparent Siderial Time – GAST) вводится поправка за нутацию по прямому восхождению, называемая *уравнением равноденствия*, и получается Гринвичское среднее звездное время \tilde{S} (Greenwich Mean Siderial Time, GMST):

$$\tilde{S} = S - \Delta\psi \cos(\varepsilon + \Delta\varepsilon). \quad (2.47)$$

Среднее звездное время \tilde{S} переводится в среднее солнечное время меридиана Гринвича, называемое *всемирным временем, полученным из наблюдений* и обозначаемым как *UT0*:

$$UT0 = (\tilde{S} - \tilde{S}_0) - \nu(\tilde{S} - \tilde{S}_0). \quad (2.48)$$

В последней формуле: ν – коэффициент перехода от звездного времени к среднему солнечному, равный 0.0027304336, а \tilde{S}_0 – Гринвичское среднее звездное время в полночь по всемирному времени (на момент $UT1 = 0^h$):

$$\tilde{S}_0 = 6^h 41^m 50.5484^s + 840184812866 \cdot \Delta t' + 0.093104 \cdot (\Delta t')^2 - 6.2 \cdot 10^{-6} \cdot (\Delta t')^3, \quad (2.49)$$

где $\Delta t' = \text{JD}(t) - 24515450$ – число суток от эпохи 2000 г., январь 1, $12^h UT1$, имеющее значения $\pm 0.5, \pm 1.5, \dots$ и т. д. [IERS, 1996].

После исключения из *UT0* влияния движения полюса Земли на долготу обсерватории, имеющей астрономические координаты φ и λ , получается всемирное время *UT1*:

$$UT1 = UT0 - (x_p \sin \lambda - y_p \cos \lambda) \cdot \text{tg} \varphi / 15. \quad (2.50)$$

Это время является средним солнечным временем меридиана Гринвича (Greenwich Mean Time, GMT). Его можно интерпретировать как угол между начальным (опорным) меридианом счета долгот и средним экваториальным Солнцем – фиктивной точкой, равномерно движущейся по экватору. Именно это время задает действительную ориентировку Земли в пространстве.

Время *UT0* и *UT1* определяют на обсерваториях МСВЗ по результатам лазерной локации Луны и геодезических спутников, наблюдениям спутников навигационной системы NAVSTAR (GPS) и наблюдениям внегалактических радиоисточников на радиоинтерферометрах со сверхдлинными базами. Полученное из наблюдений время *UT1* сравнивается со всемирным координированным временем *UTC*, что дает значение одного из параметров вращения Земли *UT1 - UTC*.

2.4.3. Системы атомного времени

Международное атомное время *TAI* было введено в июле 1955 г. в качестве основного временного стандарта. До атомного времени наилучшим приближением к постоянному времени было эфемеридное время ET, которое использовало наилучшую теорию вращения Земли для удаления всех известных изменений в скорости вращения. Использование эфемеридного времени продолжалось до 1984 г. До этого времени оно было независимой временной переменной для планетарных эфемерид.

Атомная секунда определена как 9 192 631 770 колебаний невозмущенных переходов между двумя энергетическими уровнями цезия 133. Это число было выбрано для того, чтобы приблизить величину фундаментальной единицы времени в Международной системе научных единиц SI к средней секунде астрономических систем времени. Время *TAI* вычисляется из группы атомных часов более чем 50 лабораторий научных центров разных стран. Это делает Международное бюро мер и весов (BIPM), базирующееся в Севре, вблизи Парижа, для чего использует различные методы сравнения часов, включая

сигналы радионавигационной системы Logan-C, телетрансляции и GPS. Шкала времени *TAI* была совмещена со шкалой *UT1* 1 января 1958 г.

Связь между атомным временем *TAI* и всемирным временем *UT1* производится либо через разность *UT1 - AIT*, либо через *всемирное координированное время UTC*, для которого также сообщается разность шкал *UT1 - UTC*. Время *UTC* по своей природе является атомным. Оно используется для передач сигналов точного времени. Но величина разности *UT1 - UTC* по определению времени *UTC* не должна быть более 0.9 с. В случае приближения ее к этому значению шкалу *UTC* корректируют на 1 секунду. Поэтому шкала времени *UTC* является ступенчато-равномерной.

Коррекция шкалы *UTC* на величину ± 1 секунду проводится Международным бюро мер и весов (BIPM, ранее Международным бюро времени ВИН) по рекомендации Международной службы вращения Земли. Производится это, как правило, с периодичностью один раз в год в конце одного из кварталов и осуществляется одновременно всеми пользователями, воспроизводящими или использующими шкалу *UTC*. Предупреждение о моменте и величине коррекции *UTC* заблаговременно (не менее чем за три месяца) сообщается пользователям.

Значения разностей *UT1 - UTC* и *UT1 - TAI*, определенные из наблюдений, регулярно публикуются в бюллетенях «Всемирное время и координаты полюса» (серия E). Разность шкал *UT1 - UTC* прогнозируется на 7 недель еженедельно. Предвычисленные значения публикуются в бюллетенях серии A, сообщаются потребителям и передаются в составе радиосигналов точного времени.

Следует различать шкалы атомного и всемирного времени, поддерживаемые Международной службой вращения Земли (МСВЗ), Государственной службой времени и частоты (ГСВЧ) России и Морской обсерваторией США (USNO). Системы времени ГСВЧ имеют в обозначении добавление (*SU*), а шкалы времени USNO – (*US*), например *TA(SU)* и *TA(US)*. Обозначения международных шкал не имеют каких-либо примечаний. Это же замечание касается других параметров ориентировки Земли.

Приведем разности некоторых шкал времени:

- $TAI - TA(SU) = 2.8272 \text{ с}$,
- $TA(SU) - UTC = 26.1728 \text{ с (с 1.07.94)}$,
- $TAI - UTC = 29.0000 \text{ с (с 1.07.94)}$.

2.4.4. Системы динамического времени

Динамическое время является независимой переменной в уравнениях движения тел в гравитационном поле в соответствии с общей теорией относительности (ОТО). Наиболее близкая инерциальная система отсчета, к которой мы имеем доступ через ОТО, имеет начало в центре масс Солнечной системы (барицентре). Динамическое время, измеряемое в этой системе, называется Барицентрическим динамическим временем (Barycentric Dynamical Time, *TDB*). Часы, расположенные на Земле, будут показывать периодические изменения до 1.6 мс по отношению к *TDB* из-за движения Земли в гравитационном поле Солнца. Время *TDB* важно для РСДБ, где земные

обсерватории записывают сигналы внегалактических радиоисточников. Для описания уравнений движения спутника Земли достаточно использовать TDT (Terrestrial Dynamical Time – TDT), которое представляет единую временную шкалу для движения в гравитационном поле Земли. Оно имеет ту же скорость (по определению), что и атомные часы на Земле.

Время TDT было определено МАС в 1976 г. как аналог для Барицентрического динамического времени, измеряемого по часам с секундой в системе SI на поверхности Земли. Время TDT предназначено быть теоретически идеальным представлением международного атомного времени TAI . Впоследствии МАС решил, что название TDT было неточным, поскольку не соответствовало непосредственно какому-либо динамическому времени в теориях движения небесных тел в Солнечной системе. В 1991 г. Международный астрономический союз переименовал время TDT в *земное время* (Terrestrial Time, TT).

В соответствии с соглашениями МАС

$$TDB = TT + 0.001658^s \sin(g) + 0.000014^s \sin(2g), \quad (2.51)$$

где g – средняя аномалия Солнца,

$$g = (357.528^\circ + 35999.050^\circ \Delta t)(\pi/180^\circ), \quad (2.52)$$

а Δt дается в соответствии с (2.9) в юлианских столетиях TDB .

Земное время TT является современной шкалой времени, заменившей вышедшее из употребления эфемеридное время. Земное время TT было введено Международным астрономическим союзом как координатное время, согласующееся с теорией относительности для наблюдателя на поверхности Земли. Шкалы времен TT и TDB определены так, что их неравномерность имеет периодический характер только из-за орбитального движения Земли по отношению к барицентру Солнечной системы. Когда Земля находится в перигелии (ближе к Солнцу), что происходит в январе, время TT идет медленнее, чем TDB из-за совместных эффектов специальной и общей теории относительности. В перигелии Земля движется быстрее, а также глубже погружается в гравитационное поле Солнца, и оба этих эффекта замедляют скорость хода часов на Земле. В афелии (в июле) происходят противоположные события. Для большинства практических целей время TT можно вычислить по формуле:

$$TT = TAI + 32.184 \text{ с.} \quad (2.53)$$

2.4.5. Время при связи земных и небесных систем отсчета

Ориентация Земли определяется как разворот вращающегося геоцентрического набора осей $OXYZ$, связанных с Землей (общеземная система, материализованная координатами станций наблюдений), и невращающимся геоцентрическим набором осей, связанных с инерциальным пространством $Ox_Ty_Tz_T$ (небесная система, материализованная координатами звезд, квазаров или объектов Солнечной системы). Общий путь для описания вращения Земли – задание матриц вращения между двумя системами. Если бы Земля вращалась с постоянной скоростью вокруг фиксированной оси (по отношению к коре Земли и к небесной системе), то изменения вращения Земли можно было бы

описать через один параметр: угол поворота, линейно изменяющийся со временем, или шкалу времени, которую можно вывести из этого угла поворота. В действительности, ось вращения не зафиксирована ни по отношению к земной коре, ни по отношению к небесной системе, а скорость вращения Земли подвергается небольшим изменениям. Изменения скорости вращения Земли вызываются гравитационным воздействием Луны, Солнца, планет, а также перемещениями вещества в различных частях планеты и другими возбуждающими механизмами.

В принципе, ориентацию Земли можно описать через три независимых угла (например, через углы Эйлера). Однако классический мониторинг вращения Земли рассматривает отдельно движение оси вращения в Земле и в пространстве. Для этого определяются пять *параметров ориентировки Земли* (ПОЗ):

- всемирное время $UT1$ как фаза поворота Земли; обычно $UT1$ представляется в виде разности $UT1 - UTC$;
- координаты полюса x_p, y_p ;
- параметры прецессии и нутации, задаваемые моделями МАС 1976 и 1980 г. или более поздними моделями МАС 2000 г. и поправки к ним $\delta(\Delta\psi)$ и $\delta(\Delta\epsilon)$, получаемые из наблюдений;
- эксцесс длительности суток LOD (как разность между продолжительностью суток, определенной из астрономических наблюдений, и числом секунд в сутках) или модуль скорости вращения Земли ω_{\oplus} .

Эти параметры относятся к небесному эфемеридному полюсу, который близок к полюсу вращения (смещения меньше $0.02''$). Пространственное положение НЭП хорошо моделируется с точностью примерно до $0.001''$. Однако прецессионно-нутационные модели не могут учитывать переменные компоненты от атмосферных, океанических процессов и процессов во внутренней Земле. Действительные отступления движения от модели наблюдаются с помощью РСДБ и лазерной локации спутников. Наблюдаемые разности по отношению к положению условного небесного полюса, определяемого моделью, отслеживаются и сообщаются МСВЗ в виде двух смещений небесного полюса $\delta(\Delta\psi)$ и $\delta(\Delta\epsilon)$.

Из-за близости полюса НЭП к мгновенной оси вращения Земли он подходит для учета угла поворота Земли в пространстве. МСВЗ обеспечивает не углом поворота Земли, а связанной с ним шкалой времени $UT1$, которая необходима, когда требуется угол поворота, если бы Земля вращалась со средней постоянной скоростью ($360^\circ/86164.09891^s$). Пользователи обеспечиваются таблицами расхождений со шкалами равномерного времени TAI и UTC : $dUT1 = UT1 - TAI$ или $dUT1 = UT1 - UTC$.

Отметим, что в научной литературе совокупность величин $dUT1, x_p, y_p$ называется параметрами вращения Земли (ПВЗ).

Угловая скорость вращения Земли ω_{\oplus} и эксцесс продолжительности суток связаны формулой:

$$\omega_{\oplus} = 72921151.467064 - 0.843994803 \cdot LOD, \quad (2.54)$$

где ω_{\oplus} дается в пикорadianах/с, а LOD – в миллисекундах.

Для преобразования координат вектора $\mathbf{r}=(X,Y,Z)^T$, полученного в произвольную эпоху t в некоторой общеземной системе, в среднюю небесную систему $Ox_T y_T z_T$ фундаментальной эпохи T , применяется классическая процедура преобразования с использованием равноденствия для реализации промежуточной системы отсчета в эпоху t :

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{R}_3(-S) \cdot \mathbf{W}^T(t) \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}; \quad (2.55)$$

$$\begin{bmatrix} x_T \\ y_T \\ z_T \end{bmatrix} = \mathbf{P}^T(T-t) \cdot \mathbf{N}^T(t) \cdot \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}, \quad (2.56)$$

или, объединяя эти два выражения, получаем:

$$\begin{bmatrix} x_T \\ y_T \\ z_T \end{bmatrix} = \mathbf{P}^T(T-t) \cdot \mathbf{N}^T(t) \cdot \mathbf{R}_3(-S) \cdot \mathbf{W}(t) \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}. \quad (2.57)$$

Напомним, что здесь матрица $\mathbf{W}(t)$ служит для учета колебаний полюса (формула (2.29)), матрица $\mathbf{R}_3(-S)$ учитывает разворот осей между земной и небесной системами координат на угол, равный Гринвичскому истинному звездному времени S

$$\mathbf{R}_3(-S) = \begin{bmatrix} \cos S & \sin S & 0 \\ -\sin S & \cos S & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (2.58)$$

а матрицы $\mathbf{P}^T(T-t)$ и $\mathbf{N}^T(t)$ содержат параметры классической теории прецессии и нутации и задаются формулами (2.7), (2.13).

При вычислении Гринвичского истинного звездного времени S , используемого в формуле (2.57), необходимо учитывать неравномерность вращения Земли, а также прецессию и нутацию по прямому восхождению за интервал времени $t - T$. Для этого вначале находится среднее Гринвичское звездное время \tilde{S}_0 на начало даты эпохи t (момент $UT1 = 0^h$) по формуле (2.49), а затем учитывается интервал среднего звездного времени от $0^h UT1$ до момента наблюдений по времени $UT1$:

$$\tilde{S} = \tilde{S}_0 + \mu \cdot (UTC + dUT1), \quad (2.59)$$

где μ – коэффициент перехода от всемирного (среднего солнечного) к звездному времени:

$$\mu = 1.0027379035795 + 5.9006 \cdot 10^{-11} \Delta t - 5.9 \cdot 10^{-15} \Delta t^2. \quad (2.60)$$

Для разности шкал $dUT1$ должно использоваться значение той службы, которая поддерживает общеземную и небесную координатную систему, то есть МСВЗ, Госстандарт РФ и др.

Вводятся поправки за прецессию от начала суток и нутацию по прямому восхождению на эпоху t :

$$S = \tilde{S} + \Delta\psi \cos \varepsilon_A + 0.00264'' \sin \Omega + 0.00006'' \sin 2\Omega, \quad (2.61)$$

где Ω – средняя долгота восходящего узла лунной орбиты. Последние два члена предварительно не были включены в стандарты МСВЗ. Они должны учитываться в последней формуле с 1 января 1997 г., когда началось их использование для нового стандарта. Эта дата выбрана для уменьшения какой-либо прерывности в $UT1$. Величина $\Delta\psi$ – нутация по долготе. Для наблюдений, требующих углы нутации с точностью $\pm 0.001''$, необходимо добавлять публикуемые МСВЗ величины (наблюденные или предсказанные) смещений небесного полюса.

Альтернативный способ перехода использует Условное эфемеридное начало (УЭН), исходно считаемое как невращающееся начало для реализации промежуточной системы отсчета в дату t [Capitaine et al., 1999; Лукашова, Свешникова, 2004].

2.4.6. Время в радионавигационных системах

Сигналы, передаваемые спутниками GPS, относятся к системе времени $GPS\ Time$ ($GPST$). Время $GPST$ определяется на основе измерений от набора цезиевых и рубидиевых стандартов частоты, находящихся на станциях слежения и на борту спутников. Нуль-пункт шкалы этого атомного времени был совмещен со шкалой времени UTC в 1980 г. Но есть два важных различия между $GPST$ и UTC . Во-первых, $GPST$ определяется в реальном времени, а во-вторых, это шкала непрерывного времени, в ней игнорируются скачки секунд. Время $GPST$ регулируется таким образом, чтобы оставаться со временем $UTC(USNO)$ в пределах 1 мкс (без учета скачков секунд). В действительности, в последние годы время $GPST$ поддерживается в пределах 10 нс от $UTC(USNO)$. В результате, $GPST$ отличается от UTC на целое число секунд плюс доли микросекунды. Так, на 1.01.2001 $GPST = UTC + 13$ с.

Эпоха времени в $GPST$ определяется через номер недели GPS и номер секунды в неделе. Номер недели GPS дается в навигационном сообщении по модулю 1024, поскольку для него отводится 10 бит. Первый цикл из 1024 недель GPS начался в полночь с субботы 5 января на воскресенье 6 января 1980 г. (0:00:00 UTC, 6 января 1980 г., юлианская дата 2444244.500). Первый переход через ноль произошел в полночь по времени $GPST$ (но не UTC) 21/22 августа 1999 г. Это событие, названное сокращенно WNRO (от Week Number Roll Over, то есть счетчик числа недель исчерпан), привело к тому, что некоторые старые приемники и программы после него стали работать неверно [Gourevitch and Dale, 1999].

Номер недели GPS WN для юлианской даты JD можно найти по формуле:

$$WN = \text{INT}[(JD - 2444244.5)/7], \quad (2.62)$$

где INT означает целую часть от полученного в результате деления вещественного числа.

Число секунд в неделе измеряется от предыдущей полночи (по шкале $GPST$) с субботы на воскресенье. Неделя GPS содержит 604 800 секунд.

Спутники GPS имеют на борту рубидиевые и цезиевые стандарты частоты. На спутниках Блока II и IIA имеется по два стандарта каждого типа. Каждый спутник Блока IIR имеет три рубидиевых стандарта. Работа каждого генератора

контролируется Главной станцией контроля, которая выбирает один из генераторов для формирования сигналов. Смещение часов спутника dt относительно времени GPST моделируется как полином второго порядка от времени, а параметры этой модели оцениваются Главной станцией контроля и загружаются на спутники, а затем передаются как часть навигационного сообщения. В секунду GPST с номером t поправка часов спутника вычисляется как

$$dt = a_0 + a_1(t - t_{oc}) + a_2(t - t_{oc})^2 + \Delta t_r, \quad (2.63)$$

где t_{oc} – опорная эпоха. Параметры a_0 , a_1 и a_2 иногда идентифицируются соответственно как параметры смещения, дрейфа и старения часов. Обычно параметр a_0 находится в пределах между 1 мс и 1 мкс, параметр $a_1 \approx 10^{-11}$ с/с, а для цезиевых часов параметр $a_2 = 0$ с/с². Член Δt_r учитывает релятивистские эффекты. С такими поправочными членами, вычисляемыми и загружаемыми на спутник обычно один раз за сутки, часы спутника поддерживают синхронизацию в пределах 5 – 10 нс.

Чтобы обеспечить оценку времени UTC , передаваемое каждым спутником GPS навигационное сообщение включает временные разности между $GPST$ и $UTC(USNO)$ по модулю одна секунда и скорость их изменения. Навигационное сообщение включает также разность в целых секундах между двумя шкалами из-за скачков секунд. Эти параметры позволяют приемнику вычислять точное значение $UTC(USNO)$. Текущая точность таких оценок – около 25 нс.

Часы на борту спутников подвержены *релятивистским эффектам*. В соответствии со специальной теорией относительности, часы на борту спутника, движущегося с постоянной скоростью, должны отставать по сравнению с часами на Земле. В соответствии с общей теорией относительности, часы на спутнике должны идти быстрее, чем на Земле, из-за разности гравитационных потенциалов. Полное влияние на часы спутника на круговой орбите с радиусом 26 560 км должно давать уход часов вперед на 38.4 мкс за сутки. Чтобы компенсировать это влияние, основная частота при номинальном значении 10.23 МГц генератора часов спутника устанавливается на 0.00455 Гц ниже.

Никакие дополнительные релятивистские поправки не потребовались бы, если бы орбиты были полностью круговые. В действительности эксцентриситет спутниковых орбит может быть до 0.02. У эллиптических орбит и скорость, и возмущающий гравитационный потенциал изменяются в зависимости от положения спутника на орбите. Орбитальные параметры вычисляются Контрольным сегментом и передаются каждым спутником. Приемник применяет релятивистскую поправку ко времени часов спутника в соответствии с Интерфейсным контрольным документом ICD. Величина этой зависящей от времени поправки может изменяться от нуля до 45 нс, в зависимости от положения спутника на орбите [Misra and Enge, 2001]. Формула для учета этой поправки имеет вид:

$$\Delta t_r = -\frac{2}{c^2} \sqrt{a\mu} e \sin E, \quad (2.64)$$

где c – скорость света; a и e – соответственно, большая полуось и эксцентриситет орбиты; E – эксцентрическая аномалия; μ – геоцентрическая гравитационная постоянная [Leick, 1995].

Спутники системы ГЛОНАСС имеют на борту цезиевые стандарты частоты, шкалы которых синхронизированы между собой со средней квадратической ошибкой 20 нс. Системное время ГЛОНАСС формируется по водородному стандарту частоты Центрального синхронизатора системы, имеющего суточную нестабильность $5 \cdot 10^{-14}$. В свою очередь, шкала системного времени связывается со шкалой Госэталоны всемирного координированного времени $UTC(SU)$, расхождение между ними не превышает 1 мс, а погрешность привязки не должна превышать 1 мкс.

Шкала системного времени ГЛОНАСС смещена относительно шкалы UTC на +3 часа, то есть представляет собой время Московского часового пояса. Секунды в шкале системного времени ГЛОНАСС корректируются одновременно с добавлением целой секунды в шкалу UTC .

Таким образом, при вычислении времени в совместной обработке наблюдений спутников двух систем необходимо учитывать: сдвиг шкал GPS и ГЛОНАСС на 3 часа, число скачков на целые секунды в шкале UTC от начала 1980 г. и доли секунды (единицы наносекунд) из-за несовпадения шкал $UTC(SU)$ и $UTC(US)$ [Болдин и др., 1999; ГЛОНАСС, 2002].

2.5. Локальные референчные системы координат

2.5.1. Определение систем

Эти земные системы связаны с локальными референц-эллипсоидами (отсчетными эллипсоидами [Юркина, Серебрякова, 2001]), принятыми в отдельной стране или группе стран. Центры таких эллипсоидов, как правило, не совпадают с центром масс Земли вследствие ошибок ориентирования, поэтому эти системы иногда называют *квазигеоцентрическими*.

Основной плоскостью в локальной референчной системе является плоскость экватора референц-эллипсоида. Ось Z направлена по нормали к экватору, вдоль малой оси эллипсоида. Ось X направлена в плоскости начального меридиана геодезической системы, то есть проходит через точку $B = 0$, $L = 0$. Ось Y дополняет две предыдущие оси до правой (или левой) координатной системы. Возможно использование размеров и формы одного и того же эллипсоида в различных координатных системах, отличающихся своей ориентировкой (исходными геодезическими датами).

В референчных системах обычно применяются геодезические (сфероидические) координаты (см. рис. 2.6): геодезическая широта B , геодезическая долгота L и высота над эллипсоидом H .

Из-за наблюдательных ограничений, наложенных ранее условностями геодезии, исторически оказались выполненными два разных типа геодезических систем:

– двухмерные континентальные плановые геодезические системы, закрепленные пунктами геодезических сетей с координатами B' , L' , например, системы координат 1942 г. (СК-42), 1995 г. (СК-95);

– полностью независимые континентальные высотные системы, являющиеся, по существу, физическими геодезическими основами, независимыми от эллипсоида, и строящиеся на основании уравнивания нивелирных наблюдений.

К таким системам относится принятая в России Балтийская система высот 1942 г. и принятая в США Национальная геодезическая система высот 1929 г. (National Geodetic Vertical Datum, NGVD29). В этих системах высоты точек задаются относительно геоида (квазигеоида). Глобальные системы высот пока не определены и не приняты, хотя исследования в этом направлении ведутся [Юркина, 1996б].

Принятая в США система NAD-83 представляет собой пример глобальной плановой координатной системы, относящейся к эллипсоиду GRS-80. Хотя при установлении этой системы использовались данные РСДБ и доплеровские наблюдения спутников, в уравнивание сети не были включены поправки к высотам точек над эллипсоидом, то есть NAD-83 – плановая система координат [Snay, Soler, 1999-2000].

Континентальные плановые координатные системы, установленные по классическим геодезическим измерениям, не являются геоцентрическими. Наблюденные значения широт и долгот, принятые отклонения отвесных линий и высот геоида в начальных точках сети (пункт Пулково для СК-42 или Meades Ranch в США для NAD-27), а также выбранные параметры подходящих эллипсоидов влияют на сдвиги начала системы по отношению к геоцентру. Использование упрощенного уравнения Лапласа и ошибки в измеренных астрономических азимутах приводят к непараллельности осей локальной референцной и общеземной систем. Различная методика измерений и обработки базисов и использование разных эталонов метра приводят к расхождению в масштабах систем.

Параметры некоторых локальных референц-эллипсоидов приведены в табл. 2.3.

Таблица 2.3. Параметры некоторых локальных референц-эллипсоидов

Система	Эллипсоид	Большая полуось a (м)	Знаменатель сжатия $1/\alpha$
СК-42	Красовского, 1940	6 378 245	298.3
СК-95	Красовского, 1940	6 378 245	298.3
NAD-27	Кларка, 1886	6 378 206.4	294.9786982
NAD-83	GRS80	6 378 136	298.257222101
ED-50	Хейфорда, 1924	6 378 388	297.0

2.5.2. Системы СК-42 и СК-95

Система 1942 г. (СК-42) являлась основной системой координат, принятой для использования в России (и в бывшем Советском Союзе). После 1946 г., когда были приняты параметры нового эллипсоида, более подходящего на территории

нашей страны для обработки астрономо-геодезических построений и картографирования, в России была установлена система исходных геодезических дат с началом в пункте Пулково и поверхностью относимости в виде референц-эллипсоида Красовского. Работы по выводу параметров нового референц-эллипсоида велись в течение 10 лет в ЦНИИГАиК под руководством профессора Ф.Н. Красовского. Впервые для вывода параметров эллипсоида были привлечены гравиметрические данные как на территории СССР, так и на зарубежной территории. Эта система получила название «Система 1942 года» (СК-42) [Макаренко и др., 2000; Юркина, Серебрякова, 2001].

По теоретическому определению, начало системы координат 1942 г. (СК-42) близко к центру масс Земли. Ось Z_{42} параллельна оси Z общеземной системы, ось X_{42} определяется положением нуль-пункта принятой системы счета долгот, ось Y_{42} дополняет систему до правой.

Центр референц-эллипсоида СК-42 совпадает с началом прямоугольной системы координат (X_{42}, Y_{42}, Z_{42}) , ось вращения совпадает с осью Z_{42} , плоскость начального меридиана совпадает с плоскостью $(XOZ)_{42}$.

Система была реализована на территории страны в виде сети из 87 уравненных полигонов триангуляции 1-го класса, полностью покрывавших европейскую часть страны и распространявшихся на восток в виде узкой цепочки полигонов. Сеть триангуляции уравнивалась отдельными блоками. На границе блоков результаты предыдущего уравнивания принимались за безошибочные и таким образом координаты постепенно передавались все далее на восток. В каркас полигонов 1-го класса вставлялась заполняющая сеть триангуляции 2-го класса. Такой принцип построения сети привел к неизбежным деформациям сети.

В 1991 г. построенная на территорию страны астрономо-геодезическая сеть (АГС) из 164 000 пунктов была уравнена как единое целое. Результаты уравнивания подтвердили наличие значительных деформаций в сети, достигавших на севере и на востоке 20 – 30 метров. Локальные деформации на границах блоков иногда достигали 10 м. Точность взаимного положения пунктов в уравненной сети характеризуется средними квадратическими ошибками в 6, 20, 60 и 200 см при расстояниях, соответственно, в 10, 100, 1 000 и 10 000 км.

Проведенное уравнивание АГС показало необходимость в новой системе с однородной точностью координат по всей стране. Для повышения точности было решено использовать результаты высокоточных спутниковых измерений на 26 пунктах Космической геодезической сети (КГС), построенной военными геодезистами, и 134 пунктах Доплеровской геодезической сети (ДГС), созданной Роскартографией. В качестве дополнительных измерений в общее решение вошли геоцентрические расстояния геодезических пунктов, с использованием гравиметрических высот квазигеоида. Результаты проведенного в 1995 г. совместного уравнивания стали основой системы геодезических координат СК-95.

Оси системы СК-95 параллельны осям общеземной системы ПЗ-90, то есть связь между этими системами устанавливается только тремя параметрами переноса. Другое условие реализации системы заключалось в неизменности

геодезических координат пункта Пулково, то есть координаты начала геодезической сети в системах СК-42 и СК-95 были приняты одинаковыми. Это нестандартное решение привело к тому, что поправки в координаты пунктов на европейской части России и на юге Сибири оказались настолько минимальными, что не потребовалось переиздание карт до масштаба 1 : 10 000. А для районов северо-востока страны карты этого масштаба практически отсутствуют.

Точность привязки СК-95 к центру масс Земли характеризуется СКО порядка 1 м. Координаты пунктов ГГС в системе СК-95 имеют одинаковую точность для всей сети. Ошибка взаимного положения для смежных пунктов составляет 3 – 5 см, для пунктов, удаленных на 200 – 300 км, – 20 – 30 см, для 500 и более километров ошибка возрастает до 50 - 80 см. За отсчетную поверхность принят референц-эллипсоид Красовского [Макаренко и др., 2000].

2.6. Системы высот

2.6.1. Определение систем высот

Для передачи высот от начала нивелирной сети – точки A на поверхности геоида (рис. 2.10) к точке B , методом геометрического нивелирования суммируют все превышения, измеренные на всех станциях:

$$H_B = \sum_O^B \Delta h = \int_{(OB)} dh. \quad (2.65)$$

Получаемая подобным образом высота зависит от пути нивелирования. Это вызвано непараллельностью уровенных поверхностей, обусловленной наличием аномальных масс.

Проведем в точках A и M уровенные (эквипотенциальные) поверхности $W_A = const$ и $W_M = const$. Уровенная поверхность, проходящая через точку A и совпадающая с уровнем моря, является *геоидом*. Следует иметь в виду, что топографическая поверхность моря в спокойном состоянии не является эквипотенциальной поверхностью. Несовпадение между ними может достигать 2.5 м. Проведем также силовые линии AA_0 и MM_0 до их пересечения с эллипсоидом. *Ортометрической высотой* называется расстояние между геоидом и данной точкой, отсчитываемое по силовой линии, проходящей через точку. Ортометрическая высота для точки M может быть получена по формуле:

$$H_M^g = \frac{1}{g_m} \int_A^M g dh, \quad (2.66)$$

где g_m – среднее значение реальной силы тяжести на отрезке MM_1 , а g – измеренное значение силы тяжести вдоль линии нивелирования AM . Без ущерба для точности ортометрическую высоту можно отсчитывать по нормали к эллипсоиду. Недостатком ортометрических высот является то, что для их точного вычисления требуется знание строения земной коры, иными словами, точность вычисления ортометрических высот зависит от принятой гипотезы о строении земной коры.

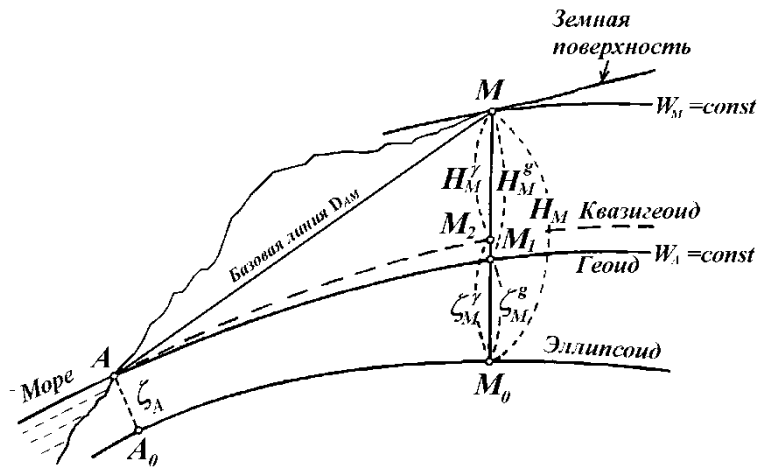


Рис. 2.10. Поверхности относимости в системах высот

От этого недостатка свободна предложенная М.С. Молоденским система *нормальных высот*, в которых высота точки может быть вычислена по формуле:

$$H_M^\gamma = \frac{1}{\gamma_m} \int_A^M g dh, \quad (2.67)$$

где γ_m – значение нормальной силы тяжести на высоте $H = \frac{1}{2} H_M^\gamma$ над эллипсоидом. На поверхности эллипсоида нормальная сила тяжести γ_0 вычисляется по формуле Гельмерта (или формуле Сомильяна (2.35)):

$$\gamma_0 = \gamma_e (1 + \beta \sin^2 B - \beta_1 \sin^2 2B), \quad (2.68)$$

где

$$\beta = \frac{\gamma_p - \gamma_e}{\gamma_e} = 0.0053024\epsilon; \quad (2.69)$$

$$\beta_1 = \frac{1}{8} \alpha^2 - \frac{1}{4} \alpha \beta = 0.00000585. \quad (2.70)$$

Нормальная сила тяжести во внешнем пространстве находится по формуле:

$$\gamma = \gamma_0 - 0.3086H, \quad (2.71)$$

где H – высота над эллипсоидом. Значения коэффициентов приводятся для эллипсоида со сжатием $\alpha = 1/298.257 \pm 0.001$ и силе тяжести на экваторе $\gamma_e = 978033$ мгал.

Нормальные высоты определяются теоретически строго, поскольку γ_m может быть вычислено практически безошибочно. Нормальные высоты, вычисленные по формуле (2.67), отсчитываются от поверхности *квазигеоида*. Разность между ортометрической и нормальной высотой можно оценить по формуле [Машимов, 1982]:

$$H^s - H^\gamma = (g_m - \gamma_m) H^\gamma / g_m. \quad (2.72)$$

В горных районах возможно отступление квазигеоида от геоида до 2 – 3 м, но в большинстве случаев оно имеет величину порядка нескольких сантиметров. На морях и океанах квазигеоид совпадает с геоидом.

При измерениях базовых линий с применением GPS технологий относительными методами измеряется разность *эллипсоидальных высот*:

$$\Delta H_{AM} = H_M - H_A. \quad (2.73)$$

Чтобы передать нормальную (или ортометрическую) высоту на точку M , необходимо знать высоты квазигеоида (или геоида) над эллипсоидом для начала и конца базовой линии, то есть нужно привлекать информацию о квазигеоиде (геоиде):

$$H_M^\gamma = H_A^\gamma + \Delta H_{AM} + \zeta_A^\gamma - \zeta_M^\gamma, \quad H_M^s = H_A^s + \Delta H_{AM} + \zeta_A^s - \zeta_M^s. \quad (2.74)$$

Способы определения геоида при GPS/ГЛОНАСС измерениях будут рассмотрены в 11-й главе.

2.6.2. Балтийская система высот

Современная нивелирная сеть России (СНГ) подразделяется на сети I, II, III и IV классов. Главной высотной основой являются сети I и II классов, прокладываемые вдоль железных дорог, шоссе, улучшенных грунтовых дорог, по берегам больших рек, а иногда и по грунтовым дорогам и тропам.

Нивелирная сеть строится в виде замкнутых полигонов и отдельных линий большой протяженности. Нивелирная сеть II класса опирается на реперы I класса и создается в виде полигонов с периметром от 400 до 800 км в обжитых районах и 1 000 – 2 000 км – в необжитых районах. На востоке страны нивелирные линии I и II классов иногда достигают 6 000 – 7 000 км. Сети III и IV классов прокладываются внутри полигонов высшего класса, причем для III класса предельное значение периметра полигона – не более 150 км (в восточных районах – до 300 км), а длины линий IV класса – не более 50 км. Нивелирные сети всех классов закрепляются на местности реперами или стенными марками не реже, чем через 5 км. Невязки в нивелировании I, II, III и IV классов не должны превышать в миллиметрах соответственно $3\sqrt{L}$, $5\sqrt{L}$, $10\sqrt{L}$ и $20\sqrt{L}$, где L – длина хода, в км.

К середине 1970-х гг. в СССР была построена высокоточная нивелирная сеть I и II классов. Общая протяженность линий I класса составила 70 000 км, а линий II класса – 360 000 км. При уравнивании нивелирная сеть I и II классов была разбита на блоки «Запад» и «Восток», граница между которыми проходила по линии I класса «Архангельск – Казань – Аральское море – Арысь». Вычисления выполнялись в системе нормальных высот от нуля Кронштадтского футштока. Средние квадратические ошибки на один километр нивелирного хода составили:

	I класс	II класс
Блок «Запад»	1.6 мм	2.7 мм
Блок «Восток»	2.1 мм	3.6 мм

Это говорит о том, что сеть, закрепляющая Балтийскую систему высот 1977 г. (БСВ-77), протянувшаяся более, чем на 10 000 км по долготе и на 3 000 км по широте, построена с очень высокой точностью. Наиболее удаленные от Кронштадтского футштока пункты определены со средней квадратической ошибкой не более 15 см [Яковлев, 1989]. По данным ЦНИИГАиК, точность нивелирных сетей по результатам уравнивания характеризуется следующими средними квадратическими ошибками на километр хода [Национальный отчет, 1995]:

I класс	0.5 мм,
II класс	0.8 мм,
III класс	1.6 мм,
IV класс	6 мм.

2.7. Топоцентрические системы координат

Начало топоцентрической системы находится в некоторой точке наблюдений A , а оси параллельны осям соответствующих геоцентрических координатных систем. Следовательно, можно образовать истинную небесную топоцентрическую систему $Ax'y'z'$, среднюю небесную топоцентрическую систему на эпоху $t - Ax'_t y'_t z'_t$, общеземную топоцентрическую систему $AxYz'$ и другие. С помощью таких координат задается взаимное положение пунктов. Связь между этими системами выражается теми же формулами, что и между геоцентрическими системами.

Очень часто при построении геодезических сетей спутниковыми методами применяются локальные геодезические координаты, основной плоскостью которых является плоскость геодезического горизонта, ось U направлена в геодезический зенит пункта, ось N – на север, а ось E – на восток (рис. 2.11). Связь координат ENU с топоцентрическими $X'Y'Z'$ определяется формулой:

$$\begin{bmatrix} E \\ N \\ U \end{bmatrix} = \mathbf{R} \begin{bmatrix} X' \\ Y' \\ Z' \end{bmatrix}. \quad (2.75)$$

Матрица \mathbf{R} выражается через геодезические координаты пункта A :

$$\mathbf{R} = \mathbf{R}_1(90 - B)\mathbf{R}_3(90 + L) = \begin{bmatrix} -\sin L & \cos L & 0 \\ -\sin B \cos L & -\sin B \sin L & \cos B \\ \cos B \cos L & \cos B \sin L & \sin B \end{bmatrix}. \quad (2.76)$$

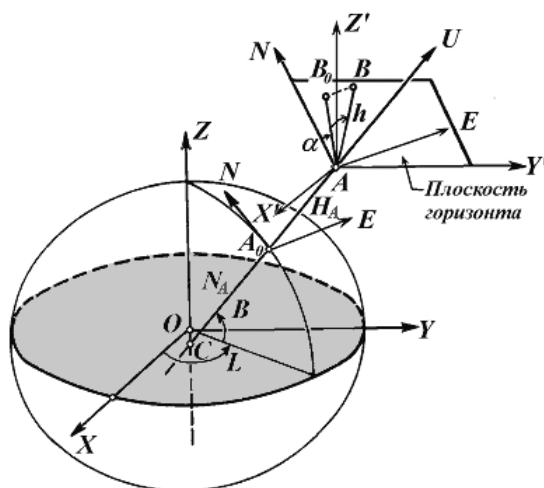


Рис. 2.11. Система локальных координат NEU

Сферическими координатами пункта B в данной системе являются: геодезический азимут α и геодезическая высота над горизонтом h :

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{E}{N}; \quad \operatorname{tgh} = \frac{U}{\sqrt{E^2 + N^2}}. \quad (2.77)$$

Очевидно, что координаты E , N , U с пункта A на B и с пункта B на A различаются не только по знаку, но и по величине.

2.8. Координаты в картографических проекциях

Эллипсоидальные координаты B , L часто преобразуются в плоские координаты x , y в некоторой проекции. Существует множество картографических проекций, которые помогают отобразить сложную кривизну эллипсоида на плоской карте без больших искажений. Обычно для съёмок и картирования используются конформные проекции, в которых угол на эллипсоиде, образованный парой геодезических линий, сохраняется без искажения. Однако сами геодезические линии в проекции изображаются кривыми линиями. Классами конформных проекций являются следующие.

Коническая проекция образуется разверткой конуса, касающегося эллипсоида на некоторой стандартной параллели или широте. После развёртки конуса меридианы изображаются прямыми линиями, сходящимися к вершине, которая также является центром кругов, представляющих параллели. Одним из типов таких проекций является проекция Ламберта.

Азимутальная проекция представляет случай конической проекции, у которой вершина конуса является полюсом, а конус вырождается в плоскость, касающуюся полюса. Поэтому полюс является центром окружностей, представляющих параллели, и прямых линий, представляющих меридианы. Примером такой проекции является стереографическая проекция.

Особым случаем конической проекции является продольная цилиндрическая проекция, у которой вершина находится в бесконечности, так что конус становится цилиндром, который касается экватора. После развёртывания цилиндра экватор изображается без искажения. Поперечная проекция Меркатора (UTM) – наиболее широко используемая из всех проекций. При поперечном расположении цилиндр касается Земли по осевому меридиану.

В обычной поперечной проекции Меркатора (TM) стандартный меридиан (или осевой меридиан) изображается без искажения. Осевой меридиан является осью y (в направлении на север), а ось x является изображением экватора. Эллипсоид разделён на 120 зон по 3° по долготе, каждая с осевым меридианом в центре зоны. При удалении точки от осевого меридиана искажения возрастают, поскольку увеличивается масштабный коэффициент. Модификацией TM является UTM. В ней эллипсоид разделён на 60 зон, каждая по 6° шириной по долготе. Кроме того, масштаб на осевом меридиане равен 0.9996. Счет зон ведется от меридиана 180° на восток.

В России и странах СНГ широко распространена проекция Гаусса – Крюгера. Ее отличие от поперечной проекции Меркатора состоит в том, что масштаб на осевом меридиане равен единице. Абсцисса x направлена от экватора к северному полюсу вдоль осевого меридиана, а ордината y представляет удаление от осевого меридиана. Чтобы избежать появления отрицательных ординат, значение y для точки на осевом меридиане равняется 500 км. Счет зон ведется от меридиана Гринвича на восток.

Детальные выражения, определяющие конформное отображение для различных систем проекций, можно найти в многочисленной литературе, а также в ГОСТ, например, [ГОСТ Р 51794-2001].

2.9. Связь между земными системами координат

Геодезисту, занимающемуся спутниковыми технологиями, приходится сталкиваться с двумя видами координатных преобразований:

- использование опубликованных параметров преобразования;
- преобразование через определение соответствующих параметров.

Иногда эти два вида преобразований называют, соответственно, глобальным и локальным преобразованиями, и, соответственно, параметры преобразования называют глобальными (иногда национальными, для отдельной страны) и локальными параметрами. В данном разделе будет рассмотрен первый вид преобразований. Второй вид будет рассмотрен в главе 11 как один из методов уравнивания спутниковых сетей с ограничениями.

Используемые в современных методах построения сетей преобразования координат и высот можно свести в схему (рис. 2.12) [Rizos, 1999].

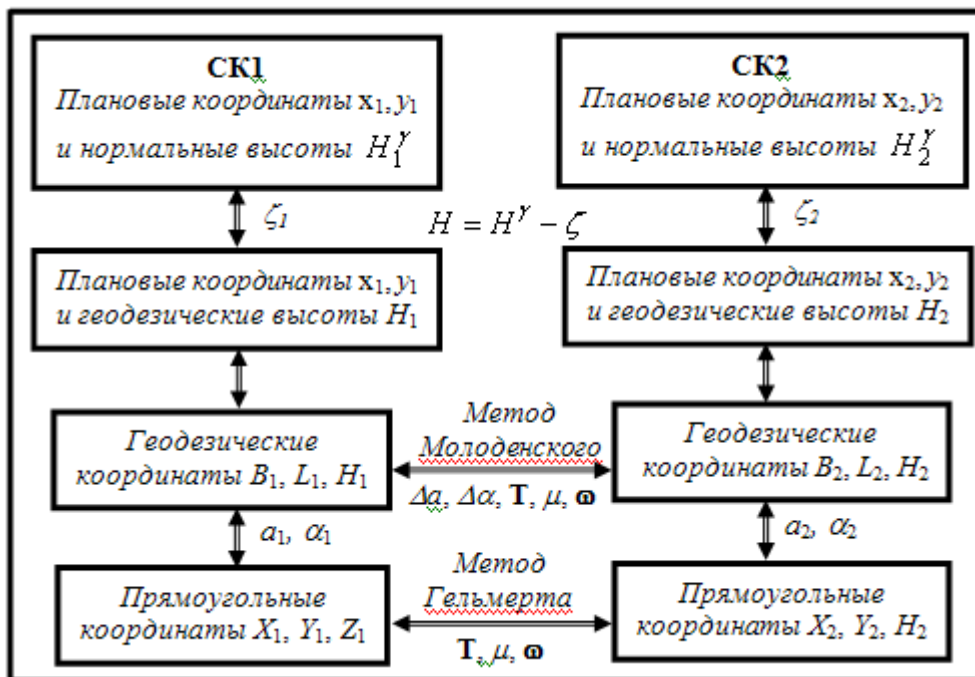


Рис. 2.12. Возможные координатные преобразования при объединении классических и спутниковых методов построения сетей

2.9.1. Преобразование прямоугольных координат

Преобразование компонент вектора $r_{СК1} = (X, Y, Z)_{СК2}^T$ из системы СК1 в систему СК2 в общем случае сводится к трем операциям: переносу, повороту и масштабированию. В частном случае любая из операций может применяться самостоятельно или в комбинации с любой другой.

Операция переноса заключается в добавлении к вектору $r_{СК1}$ вектора $T = (T_X, T_Y, T_Z)^T$ начала координат системы СК1 в системе СК2:

$$\mathbf{r}_{CK2} = \mathbf{r}_{CK1} + \mathbf{T}. \quad (2.78)$$

Преобразование координат вектора операцией поворота производится после совмещения начал координатных систем и записывается уравнением:

$$\mathbf{r}_{CK2} = \mathbf{R} \cdot \mathbf{r}_{CK1}, \quad (2.79)$$

где \mathbf{R} – матрица поворота размера 3×3 . Ее элементы являются косинусами углов между «новыми» и «старыми» осями, то есть

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos(X_{CK2}, X_{CK1}) & \cos(X_{CK2}, Y_{CK1}) & \cos(X_{CK2}, Z_{CK1}) \\ \cos(Y_{CK2}, X_{CK1}) & \cos(Y_{CK2}, Y_{CK1}) & \cos(Y_{CK2}, Z_{CK1}) \\ \cos(Z_{CK2}, X_{CK1}) & \cos(Z_{CK2}, Y_{CK1}) & \cos(Z_{CK2}, Z_{CK1}) \end{bmatrix}. \quad (2.80)$$

Частными случаями матрицы \mathbf{R} являются матрицы вращения вокруг одной из осей. Для таких случаев используется уравнение:

$$\mathbf{r}_{CK2} = \mathbf{R}_i(\alpha) \mathbf{r}_{CK1}, \quad (2.81)$$

где α – угол вращения, а i – номер оси, вокруг которой производится вращение. Если вращение происходит вокруг оси x , то $i = 1$, а матрица $\mathbf{R}_1(\alpha)$ имеет вид:

$$\mathbf{R}_1(\alpha) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & \sin \alpha \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha \end{bmatrix}. \quad (2.82)$$

При поворотах вокруг второй и третьей оси, соответственно, на углы β и γ имеем:

$$\mathbf{R}_2(\beta) = \begin{bmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix}; \quad (2.83)$$

$$\mathbf{R}_3(\gamma) = \begin{bmatrix} \cos \gamma & \sin \gamma & 0 \\ -\sin \gamma & \cos \gamma & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (2.84)$$

Очень часто поворот разбивают на три вращения либо с использованием углов Эйлера (рис. 2.13), либо углов Кардано (рис. 2.14). На рис. 2.13 основные плоскости систем $CK1$ и $CK2$ пересекаются по линии \overline{OC} . Угол Ω между осью X_{CK1} и линией \overline{OC} называется углом прецессии, угол i между основными плоскостями – углом нутации, и угол ω между линией \overline{OC} и осью X_{CK2} называется углом чистого вращения. Преобразование с применением углов Эйлера записывается в виде:

$$\mathbf{r}_{CK2} = \mathbf{R}_3(\omega) \mathbf{R}_1(i) \mathbf{R}_3(\Omega) \mathbf{r}_{CK1}. \quad (2.85)$$

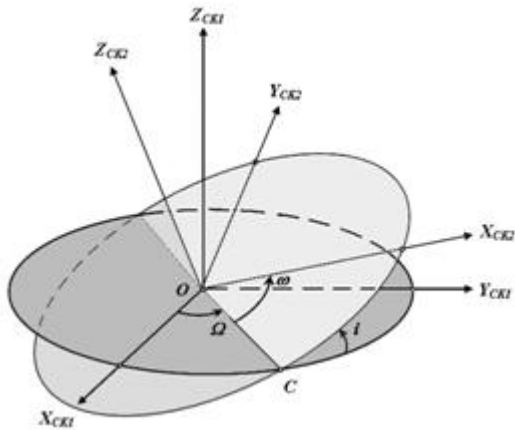


Рис. 2.13. Углы Эйлера

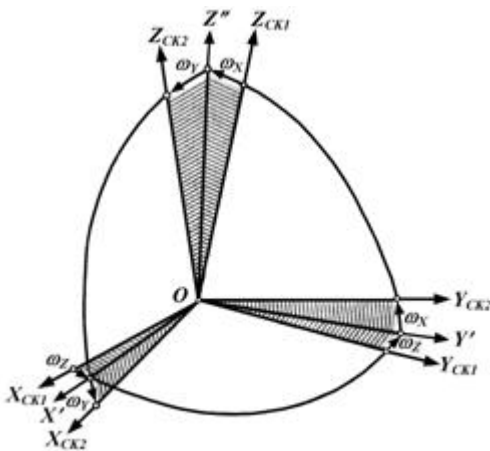


Рис. 2.14. Углы Кардано

Преобразование с углами Кардано $\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$, образующими вектор малого вращения $\omega = (\omega_X, \omega_Y, \omega_Z)^T$, производится через три последовательных вращения. На рис. 2.14 показано, что первое вращение производится вокруг оси Z_{CK1} на угол ω_Z против часовой стрелки. В результате этого вращения ось X_{CK1} оказывается в положении X' , а ось Y_{CK1} – в положении Y' . Второе вращение производится вокруг оси X' на угол ω_X , в результате чего ось Y' оказывается в положении Y_{CK2} , а ось Z_{CK1} – в положении Z'' . Наконец, третье вращение производится вокруг оси Y_{CK2} на угол ω_Y , после которого ось Z'' оказывается в положении Z_{CK2} , а ось X' – в положении X_{CK2} . Все три вращения записываются в виде произведения

$$\mathbf{r}_{CK2} = \mathbf{R}_2(\omega_Y) \cdot \mathbf{R}_1(\omega_X) \cdot \mathbf{R}_3(\omega_Z) \cdot \mathbf{r}_{CK1}. \quad (2.86)$$

При малых углах вращения $\omega_X, \omega_Y, \omega_Z$ после разложения тригонометрических функций в ряд Тейлора с удержанием членов первого порядка и перемножения матриц получаем:

$$\mathbf{E} = \mathbf{R}_3(\omega_Z) \mathbf{R}_2(\omega_Y) \mathbf{R}_1(\omega_X) = \begin{bmatrix} 1 & \omega_Z & -\omega_Y \\ -\omega_Z & 1 & \omega_X \\ \omega_Y & -\omega_X & 1 \end{bmatrix}. \quad (2.87)$$

Операция масштабирования при трансформировании координат заключается в изменении длины одинаково во всех направлениях с помощью

малого скаляра μ , характеризующего отличие от единицы отношения одного и того же элемента длины в разных системах (преобразование подобия):

$$\mathbf{r}_{СК2} = (1 + \mu)\mathbf{r}_{СК1}. \quad (2.88)$$

Обычно $\mu < 10^{-6}$ и дается в единицах 6-го или 9-го знака.

Часто встречающееся в космической геодезии преобразование прямоугольных координат с использованием операций переноса, поворота на углы Кардано и масштабирования записывается следующим образом:

$$\mathbf{r}_{СК2} = \mathbf{T} + (1 + \mu) \cdot \mathbf{E} \cdot \mathbf{r}_{СК1}, \quad (2.89)$$

или

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{СК2} = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{СК1} + \begin{bmatrix} T_X \\ T_Y \\ T_Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mu & \omega_Z & -\omega_Y \\ -\omega_Z & \mu & \omega_X \\ \omega_Y & -\omega_X & \mu \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{СК1}. \quad (2.90)$$

Этот вид преобразований нередко называют преобразованием по Гельмерту, или 7-параметрическим преобразованием, или Евклидовым преобразованием подобия, а входящие в него параметры трансформирования (векторы \mathbf{T} и $\boldsymbol{\omega}$ и скаляр μ) – параметрами Гельмерта.

В табл. 2.4 приводятся параметры связи для некоторых систем, в некоторых случаях знаки параметров, взятых из публикаций, приведены в соответствие с формулой (2.90).

Таблица 2.4. Параметры преобразования земных систем координат

Направление перехода, источник	Параметры связи						
	T_X (м)	T_Y (м)	T_Z (м)	μ (б/р)	ω''_X	ω''_Y	ω''_Z
СК-42→ПЗ-90 [ГОСТ Р 51794-2001]	+25	-141	-80	0	0	-0.35	-0.66
СК-42→СК-95 [Основные положения, 1997]	+1.8	-9.0	+6.8	$-1.5 \cdot 10^{-7}$	+0.0 2	-0.38	-0.85
ПЗ-90→СК-95 [ГОСТ Р 51794-2001]	- 25.9 0	+130.9 4	+81.7 6	0	0	0	0
ПЗ-90→WGS-84 [ГОСТ Р 51794-2001]	-1.08	-0.27	-0.90	- $0.12 \cdot 10^{-6}$	0	0	-0.16

2.9.2. Связь геодезических координат

Очень часто используется преобразование, при котором геодезические координаты B, L, H в системе СК2 получаются через координаты в системе СК1, минуя переход к прямоугольным координатам:

$$\left. \begin{aligned} B_{СК2} &= B_{СК1} + \Delta B \\ L_{СК2} &= L_{СК1} + \Delta L \\ H_{СК2} &= H_{СК1} + \Delta H \end{aligned} \right\}. \quad (2.91)$$

Поправки $\Delta B, \Delta L, \Delta H$ являются не только функциями параметров связи координатных систем, но также зависят от изменения размеров и формы

референц-эллипсоидов, и, следовательно, должны содержать девять параметров. Вероятно, первое появление в печати данных формул было сделано в Трудах ЦНИИГАиК, вып. 131, М.С. Молоденским, В.Ф. Еремеевым и М.И. Юркиной [Молоденский и др., 1961]. Однако в них не учитывалось изменение масштаба, то есть они аналогичны б-параметрическому преобразованию по Гельмерту. В зарубежной литературе это преобразование называется «метод Молоденского», например [Botton et al., 1997; Harvey, 1986], или «стандартные формулы Молоденского» [DMA, 1991]. Полные формулы преобразования имеют вид [Герасимов, 1996]:

$$\begin{aligned} \Delta B = & \frac{\rho''}{M+H} [-T_X \sin B \cos L - T_Y \sin B \sin L + T_Z \cos B + \\ & + \frac{\Delta a (Ne^2 \sin B \cos B)}{a} + \frac{N \Delta e^2}{2} \left(\frac{N^2}{a^2} + 1 \right) \sin B \cos B] + \\ & + (1 + e^2 \cos 2B)(\omega_X \sin L - \omega_Y \cos L) - \rho'' e^2 \mu \sin B \cos B; \end{aligned} \quad (2.92)$$

$$\begin{aligned} \Delta L = & \frac{\rho''}{(N+H) \cos B} (-T_X \sin L + T_Y \cos L) - \\ & - \operatorname{tg} B (1 - e_E^2)(\omega_X \cos L + \omega_Y \sin L) + \omega_Z; \end{aligned} \quad (2.93)$$

$$\begin{aligned} \Delta H = & T_X \cos B \cos L + T_Y \cos B \sin L + T_Z \sin B - \frac{a_E \Delta \alpha_E}{N} + \\ & + \frac{\Delta e_E^2 N \sin^2 B}{2} + e_E^2 N \sin B \cos B \left(\frac{\omega_X}{\rho''} \sin L - \frac{\omega_Y}{\rho''} \cos L \right) + \\ & + \mu (N + H - e_E^2 \sin^2 B). \end{aligned} \quad (2.94)$$

Здесь

$$\Delta a_E = (a_E)_{CK2} - (a_E)_{CK1}; \quad (2.95)$$

$$\Delta e_E^2 = (e_E^2)_{CK2} - (e_E^2)_{CK1}; \quad (2.96)$$

$$N = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}}; \quad (2.97)$$

$$M = \frac{a(1 - e^2)}{\sqrt{(1 - e^2 \sin^2 B)^3}}. \quad (2.98)$$

Глобальные методы преобразования координат обеспечивают высокую точность при работе с точными координатными системами, например, ITRF. При трансформировании локальных референчных координат ошибки могут значительно возрастать из-за того, что параметры связи координатных систем во многих случаях определяются по ограниченной выборке точек и не могут учитывать локальных нелинейных искажений в сетях. Например, точность перехода из системы ПЗ-90 в СК-42 оценивается в 2 – 4 м [Основные положения, 1997], а из WGS-84 в СК-42 – в 5 – 7 м [Бойков и др., 1993]. Следует также иметь в виду, что с появлением новых реализаций координатных систем повышается точность глобальных методов трансформирования.

Для преобразования координат в локальных областях пользуются методами, в которых переход от одной системы в другую осуществляется по тем же алгоритмам, какие используются в глобальных методах, но параметры

перехода или часть из них определяются по измерениям на опорных точках в рассматриваемой области [Галазин и др., 1997].

2.9.3. Стохастические модели преобразований координат

Если компоненты вектора $\mathbf{r}_{СК1}$ независимы и характеризуются средними квадратическими погрешностями, образующими ковариационную (дисперсионную) матрицу $\mathbf{K}_{СК1}$:

$$\mathbf{K}_{СК1} = \begin{bmatrix} m_X^2 & 0 & 0 \\ 0 & m_Y^2 & 0 \\ 0 & 0 & m_Z^2 \end{bmatrix}_{СК1}, \quad (2.99)$$

то в системе СК2 погрешности можно оценить через ковариационную матрицу $\mathbf{K}_{СК2}$, используя общеизвестное соотношение:

$$\mathbf{K}_{СК2} = \mathbf{J} \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{СК1} & 0 \\ 0 & \mathbf{K}_P \end{bmatrix} \mathbf{J}^T, \quad (2.100)$$

в котором \mathbf{K}_P – ковариационная матрица параметров трансформирования размера 7×7 , а \mathbf{J} – матрица Якоби размера 10×3 :

$$\mathbf{J} = \frac{\partial \mathbf{r}_{СК2}}{\partial (\mathbf{r}_{СК1}, \mathbf{P})}. \quad (2.101)$$

Здесь \mathbf{P} – вектор параметров трансформирования. Если матрица параметров имеет вид

$$\mathbf{P}^T = (T_X, T_Y, T_Z, \mu, \omega_X, \omega_Y, \omega_Z), \quad (2.102)$$

то с точностью до членов второго порядка можно принять:

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & X & 0 & -Z & Y \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & Y & Z & 0 & -X \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & Z & -Y & X & 0 \end{bmatrix}. \quad (2.103)$$

Приведенные формулы подчеркивают очевидный факт: точность трансформированных координат зависит не только от точности исходных координат, но и от точности параметров трансформирования.

При переходе от геодезических координат B, L, H к прямоугольным X, Y, Z передача ошибок происходит в соответствии с формулой

$$\mathbf{K}_{XYZ} = \mathbf{J} \cdot \mathbf{K}_{BLH} \cdot \mathbf{J}^T, \quad (2.104)$$

где

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} \frac{Ne^2 \sin B \cos^2 B \cos L}{1 - e^2 \sin^2 B} - (N + H) \cos L \sin B & -(N + H) \cos B \sin L \cos B \cos L \\ \frac{Ne^2 \sin B \cos^2 B \sin L}{1 - e^2 \sin^2 B} - (N + H) \sin L \sin B & (N + H) \cos B \cos L \cos B \sin L \\ \frac{[Ne^2 \sin^2 B \cos B \sin L + N \cos B](1 - e^2)}{1 - e^2 \sin^2 B} + H \cos B & 0 & \sin B \end{bmatrix}. \quad (2.105)$$

При переходе от прямоугольных координат к геодезическим ковариационные матрицы связаны соотношением [Rizos, 1999]

$$\mathbf{K}_{BLH} = \mathbf{J} \cdot \mathbf{K}_{XYZ} \cdot \mathbf{J}^T, \quad (2.106)$$

но здесь матрица Якоби \mathbf{J} даётся как:

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} A & AY/X & B \\ -Y/D^2 & X/D^2 & 0 \\ \frac{X}{D \cos B} + A \cdot C & \frac{Y}{R \cos B} + \frac{A \cdot C \cdot Y}{B} & B \cdot C \end{bmatrix}, \quad (2.107)$$

при этом

$$A \approx \frac{X \operatorname{tg} B}{D^2(e^2 - \sec^2 B)}; \quad B \approx \frac{1}{D \sec^2 B - e^2 N \cos B};$$

$$C = \frac{D \sin B}{\cos^2 B} - \frac{N e^2 \sin B \cos B}{1 - e^2 \sin^2 B}; \quad D = \sqrt{X^2 + Y^2}. \quad (2.108)$$

3. ОСНОВЫ ТЕОРИИ ПОЛЕТА ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ

Орбитальное движение спутников происходит в гравитационном поле Земли, при этом на спутник, кроме сил притяжения Земли, действуют и другие силы. К ним относят притяжение Солнца и Луны, давление солнечной радиации. Для высоких орбит торможение в атмосфере является пренебрежимо малым. Математически уравнения движения спутника выражаются дифференциальными уравнениями второго порядка, которые решаются интегрированием по времени. При интегрировании задаются начальные условия движения в виде векторов положения и скорости в начальную эпоху. Рассчитанные на некоторое время вперед, положения спутников можно сравнить с положением, полученным из наблюдений, и расхождения между этими положениями можно использовать для улучшения моделей действующих на спутник сил, уточнения начальных условий движения и координат станций наблюдений.

3.1. Невозмущенное движение спутника

3.1.1. Дифференциальное уравнение невозмущенного движения и его первые интегралы

Траектория, по которой движется в полете искусственный спутник Земли (космический аппарат (КА), небесное тело), называется орбитой. В зависимости от характера сил, которые действуют на КА в полете, траекторию делят на участки, где действуют гравитационные и инерционные силы, и участки, где дополнительно прикладывается вектор силы от бортовых двигателей. Первый вид движения называется свободным полетом, второй вид – активным движением, или маневрированием.

Рассмотрим движение спутника S с массой m вокруг Земли. Землю будем считать точечной массой или шаром с массой M со сферически симметричным распределением плотности. В таком гравитационном поле отвесные линии являются прямыми, направленными к центру сферы. Массу спутника m будем считать ничтожно малой по сравнению с массой Земли. В дополнение к этим условиям, будем также считать, что на движение спутника не влияют никакие другие силы, кроме притяжения Земли. При таких условиях задача о движении спутника в небесной механике называется ограниченной задачей двух тел.

Начало инерциальной системы координат $Oxyz$ (рис. 3.1) поместим в геоцентр O . В этой системе положение спутника будем задавать его радиусом-вектором \mathbf{r} , скорость – вектором \mathbf{V} , а ускорение – вектором \mathbf{a} :

$$\mathbf{r} = (x, y, z)^T; \quad (3.1)$$

$$\mathbf{V} = \frac{d\mathbf{r}}{dt} = \dot{\mathbf{r}} = (\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})^T = (V_x, V_y, V_z)^T; \quad (3.2)$$

$$\mathbf{a} = \ddot{\mathbf{r}} = \frac{d\mathbf{V}}{dt} = \frac{d^2\mathbf{r}}{dt^2} = (\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z})^T. \quad (3.3)$$

Точками над символами обозначается дифференцирование по времени, то есть одна точка – производная первого порядка, две точки – производная второго порядка и т. д.

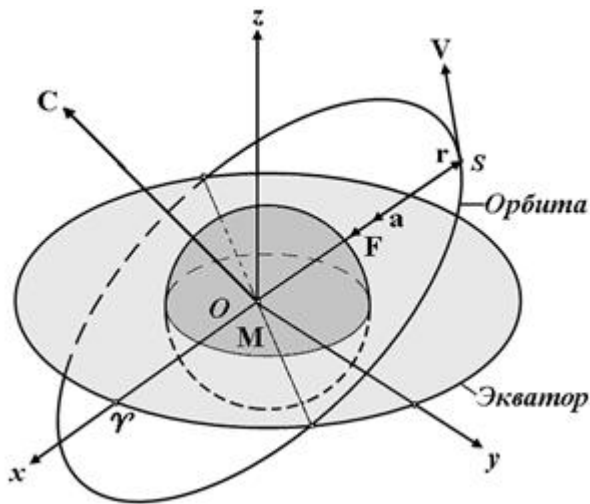


Рис. 3.1. Геометрия точек в задаче двух тел

Центральное гравитационное поле Земли характеризуется потенциалом

$$U = \frac{\mu}{r}, \quad (3.4)$$

вызывающим в движении спутника ускорение, равное по абсолютной величине

$$\frac{\partial U}{\partial r} = -\frac{\mu}{r^2}, \quad (3.5)$$

где μ – геоцентрическая гравитационная постоянная, а r – расстояние спутника от геоцентра. Вектор ускорения $\mathbf{a} = \ddot{\mathbf{r}}$, который, как и вектор силы \mathbf{F} , направлен по радиусу-вектору к центру масс Земли, получаем путем умножения на единичный вектор \mathbf{r}/r , то есть

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu\mathbf{r}}{r^3}. \quad (3.6)$$

Полученное дифференциальное уравнение описывает *невозмущенное*, или *Кеплерово*, движение. Уравнение (3.6) в координатной форме записывается в виде системы обыкновенных дифференциальных уравнений 2-го порядка:

$$\left. \begin{aligned} \ddot{x} &= -\frac{\mu x}{r^3} \\ \ddot{y} &= -\frac{\mu y}{r^3} \\ \ddot{z} &= -\frac{\mu z}{r^3} \end{aligned} \right\}. \quad (3.7)$$

Уравнение (3.6) или уравнение (3.7) должны иметь шесть независимых постоянных интегрирования, которые позволяли бы вычислять на любой момент положение и скорости спутника. Рассмотрим *первые интегралы*, определяющие закономерности невозмущенного движения.

1. *Векторный интеграл площадей:*

$$\mathbf{C} = \mathbf{r} \times \mathbf{V}. \quad (3.8)$$

Постоянный вектор \mathbf{C} является вектором кинетического момента спутника (рис. 3.1), направленным по нормали к плоскости орбиты, а его компоненты C_x, C_y, C_z являются проекциями кинетического момента на координатные оси.

Вектор \mathbf{C} задаёт ориентировку плоскости орбиты в пространстве. Орбитальное движение происходит в плоскости, проходящей через центр, а сама орбита является плоской кривой.

2. Интеграл энергии:

$$h = V^2 - \frac{2\mu}{r}, \quad (3.9)$$

где h – постоянная энергии. Умножение уравнения (3.9) на $m/2$ даёт:

$$\frac{hm}{2} = \frac{mV^2}{2} - \frac{m\mu}{r}, \quad (3.10)$$

откуда видно, что полная энергия, равная сумме кинетической и потенциальной энергий, остается постоянной.

3. Векторный интеграл Лапласа:

$$-\boldsymbol{\lambda} = \mathbf{C} \times \mathbf{V} + \frac{\boldsymbol{\mu} \cdot \mathbf{r}}{r}. \quad (3.11)$$

Постоянный вектор $\boldsymbol{\lambda}$ называется *вектором Лапласа*. Он находится в плоскости орбиты и направлен в ближайшую к центральному телу точку орбиты спутника π , называемую *перигеем* (рис. 3.2 и 3.3). Противоположная ему, наиболее удаленная от геоцентра точка орбиты, называется *апогеем* α , а соединяющая их линия $\alpha\pi$ называется *линией апсид*. Линия, по которой пересекаются плоскости экватора и орбиты, называется *линией узлов* (рис. 3.2 и 3.3). В *восходящем узле* орбиты $\delta\zeta$ спутник пересекает плоскость экватора, переходя из южного полушария небесной сферы в северное. В *нисходящем узле* $\zeta\delta$ спутник переходит из северного полушария в южное.

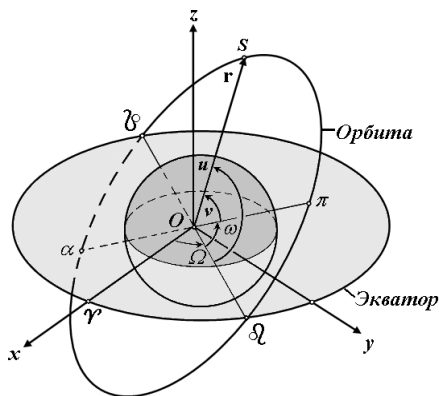


Рис. 3.2. Орбита в пространстве

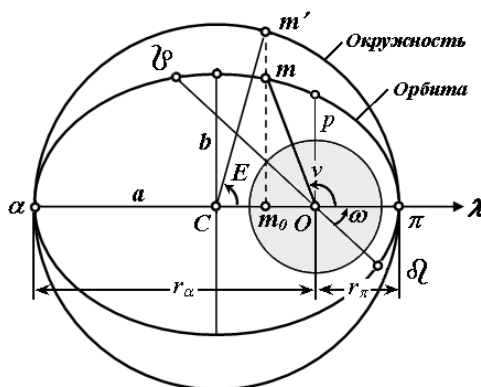


Рис. 3.3. Орбита в плоскости орбиты

Первые интегралы (семь параметров) связаны соотношениями:

$$\lambda^2 = C^2 h + \mu^2, \quad (3.12)$$

$$\mathbf{C} \cdot \boldsymbol{\lambda} = 0. \quad (3.13)$$

Это говорит о том, что среди этих 7 постоянных независимыми являются только 5.

3.1.2. Элементы орбиты и законы Кеплера

От постоянных интегрирования уравнений движения \mathbf{C} , $\boldsymbol{\lambda}$, h обычно переходят к другим постоянным параметрам, по которым можно вычислять

координаты и скорости спутника на любой момент времени в инерциальной системе отсчета. Их называют элементами орбиты. По своему назначению элементы орбиты обычно делят на три группы. К первой группе относят элементы, характеризующие размеры и форму орбиты. Это *большая полуось* a (см. рис. 3.3) и *эксцентриситет* орбиты e :

$$a = -\frac{\mu}{h}; \quad e = \frac{\lambda}{\mu}. \quad (3.14)$$

К этой же группе элементов относятся: фокальный параметр p , малая полуось b , радиусы орбиты спутника в перигее r_π и в апогее r_α (см. рис. 3.3):

$$p = C^2 / \mu = a(1 - e^2); \quad b = a\sqrt{1 - e^2}; \quad r_\pi = p / (1 + e); \quad r_\alpha = p / (1 - e), \quad (3.15)$$

а также период обращения и среднее движение:

$$P = \frac{2\pi}{n} = 2\pi\sqrt{a^3 / \mu}; \quad (3.16)$$

$$n = \sqrt{\mu / a^3}. \quad (3.17)$$

Периодом обращения спутника P вокруг центрального тела называется промежуток времени между моментами двух последовательных прохождений через произвольную точку орбиты. Среднее движение n интерпретируется как средняя угловая скорость движения спутника.

Элементы второй группы задают ориентировку орбиты в пространстве. Они связаны с векторными интегралами площадей и Лапласа. К этим элементам относятся: *наклонение* i , *долгота* Ω и *аргумент перигея* ω (см. рис. 3.2). *Наклонением* называют угол между плоскостью экватора и плоскостью орбиты. Его можно вычислить по формуле:

$$i = \arccos \frac{C_z}{C}. \quad (3.18)$$

Очевидно, что $0 \leq i \leq \pi$. Орбиты с наклонением, равным 0° или 180° , называют экваториальными, а с наклонением 90° – полярными. Орбиты с $0^\circ < i < 90^\circ$ называют орбитами с прямым движением спутника, а с $90^\circ < i < 180^\circ$ – орбитами с обратным движением спутника (по отношению к направлению вращения Земли).

Долготой орбиты называется угол Ω , отсчитываемый в плоскости экватора от направления на точку весеннего равноденствия Υ (нуль-пункта небесной системы координат) до направления на восходящий узел орбиты Ω . Долготу определяют по формуле:

$$\Omega = \arctg \frac{C_y}{-C_x}. \quad (3.19)$$

Аргументом перигея называется угол ω между направлениями на восходящий узел и на перигей, отсчитываемый по направлению движения спутника:

$$\omega = \arctg \frac{\lambda_z C}{C_x \lambda_y - C_y \lambda_x}. \quad (3.20)$$

Для долготы и аргумента перигея справедливо: $0 \leq \Omega \leq 2\pi$, $0 \leq \omega \leq 2\pi$.

Элементы третьей группы задают положение спутника на орбите. Оно устанавливается с помощью момента прохождения перигея t_π или любой из аномалий (обычно истинной или средней) с указанием эпохи t . *Истинной аномалией* v (см. рис. 3.2 или 3.3) называется угол между направлениями на перигей и на спутник, отсчитываемый в сторону движения спутника:

$$\operatorname{tg} v = \frac{C \mathbf{r} \dot{\mathbf{r}}}{x \lambda_x + y \lambda_y + z \lambda_z}. \quad (3.21)$$

Средняя аномалия M представляет собой угол от направления на перигей до направления на некоторое фиктивное положение спутника, движущегося равномерно по орбите:

$$M = n(t - t_\pi). \quad (3.22)$$

Уравнение для средней аномалии иногда называют динамическим интегралом, в котором содержится шестая независимая постоянная интегрирования – момент прохождения перигея t_π .

Для связи истинной и средней аномалии вводится *эксцентрическая аномалия* E . Чтобы ее показать, вокруг орбитального эллипса описывается окружность с центром в точке C – геометрическом центре эллипса, с радиусом, равным его большой полуоси a (см. рис. 3.3). Через положение спутника – точку m – проводится перпендикуляр к большой полуоси mm_0 до пересечения с окружностью в точке m' . Соединяются точки C и m' . Угол E , отсчитываемый при центре эллипса от направления на перигей до направления на точку m' , называется *эксцентрической аномалией*. Истинная и эксцентрическая аномалии связаны соотношением:

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{v}{2}, \quad (3.23)$$

а средняя и эксцентрическая аномалии связаны уравнением Кеплера:

$$M = E - e \sin E. \quad (3.24)$$

Часто используется угол от направления на восходящий узел до направления на спутник, называемый *аргументом широты* u :

$$\operatorname{tg} u = \frac{zC}{yC_x - xC_y}. \quad (3.25)$$

Аргумент широты, истинная аномалия и аргумент перигея связаны соотношением:

$$u = \omega + v. \quad (3.26)$$

Существует множество других систем элементов. Приведенные здесь параметры $a, e, i, \Omega, \omega, t_\pi$ называют Кеплеровыми элементами орбиты.

Законы движения спутника вокруг центрального тела были получены И. Кеплером в начале XVII в. Выведенные вначале для вращающихся вокруг Солнца планет, они оказались пригодными для всех других тел, поскольку в их основе лежит закон всемирного тяготения.

1-й закон Кеплера. Движение спутника вокруг притягивающего тела всегда происходит по коническому сечению (окружности, эллипсу, параболе, гиперболе, прямой), в одном из фокусов которого находится притягивающий центр. Закон выражается с помощью уравнения орбиты, имеющего вид:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos v}. \quad (3.27)$$

В зависимости от величины эксцентриситета, различают орбиты в виде окружности ($e = 0$), эллипса ($0 < e < 1$), параболы ($e = 1$), гиперболы ($e > 1$) и прямой ($e = \infty$). В дальнейшем мы будем рассматривать только эллиптические орбиты.

Для описания 2-го закона Кеплера потребуется ввести понятие *секториальной скорости* \dot{S} . Это площадь, описываемая радиусом-вектором спутника за единицу времени. Она связана со скалярной константой площадей C :

$$\dot{S} = \frac{C}{2}. \quad (3.28)$$

Площадь, описываемую радиусом-вектором спутника за промежуток времени $t - t_0$, можно получить в виде определенного интеграла:

$$S = \int_{t_0}^t \frac{C}{2} dt = \frac{C}{2} (t - t_0), \quad (3.29)$$

что является математической записью 2-го закона Кеплера: за равные промежутки времени радиус-вектор спутника описывает равные площади (рис. 3.4). Вследствие этого, линейная скорость движения спутника по орбите в перигее V_π больше, чем скорость в апогее V_α .

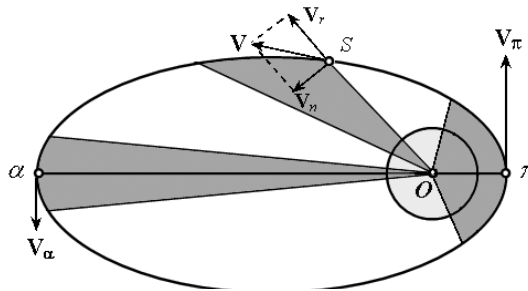


Рис. 3.4. Скорости спутника и 2-й закон Кеплера: выделенные площади орбиты описываются радиусом-вектором за равные промежутки времени

3-й закон Кеплера формулируется следующим образом: квадраты периодов обращения спутников пропорциональны кубам больших полуосей. Математическое выражение для него получается из формулы (3.16). Если у центрального тела (Земли) имеется два спутника, соответственно, с периодами P_1 и P_2 и с большими полуосями a_1 и a_2 , то для квадратов их периодов можно записать:

$$P_1^2 = \frac{(2\pi)^2 a_1^3}{\mu}; \quad P_2^2 = \frac{(2\pi)^2 a_2^3}{\mu},$$

а отношение этих выражений дает формулу 3-го закона Кеплера:

$$\frac{P_1^2}{P_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3}. \quad (3.30)$$

3.1.3. Вычисление положения и скорости спутника по Кеплеровым элементам орбиты

Если известны шесть элементов орбиты $a, e, i, \Omega, \omega, t_\pi$, то координаты спутника на момент времени t вычисляются в следующем порядке.

1. Вычисляется среднее движение по формуле (3.17).

2. Находится средняя аномалия спутника на момент t :

$$M = n(t - t_\pi). \quad (3.31)$$

3. Осуществляется переход от средней аномалии к эксцентрической аномалии:

$$E = M + e \sin E. \quad (3.32)$$

Для этого часто используется метод приближений. В нулевом приближении $E^{(0)} = M$, в последующих приближениях $E^{(i)} = M + e \sin E^{(i-1)}$. Процесс выполняется до тех пор, пока $|E^{(i)} - E^{(i-1)}| \geq \varepsilon$, где ε – точность решения уравнения Кеплера.

4. Вычисляется истинная аномалия спутника по эксцентрической аномалии:

$$\operatorname{tg} \frac{v}{2} = \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \operatorname{tg} \frac{E}{2}. \quad (3.33)$$

5. Находится радиус-вектор спутника по любой из формул:

$$r = \frac{p}{1 + e \cos v}; \quad r = a(1 - e \cos E). \quad (3.34)$$

6. Вычисляется аргумент широты по формуле (3.26).

7. Находятся компоненты вектора положения спутника в инерциальной системе отсчета:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \mathbf{R}_3(-\Omega) \mathbf{R}_1(-i) \begin{bmatrix} r \cos u \\ r \sin u \\ 0 \end{bmatrix} = r \begin{bmatrix} \cos u \cos \Omega - \sin u \sin \Omega \cos i \\ \sin \Omega \cos u + \sin u \cos \Omega \cos i \\ \sin u \sin i \end{bmatrix}. \quad (3.35)$$

Вектор скорости спутника \mathbf{V} , направленный по касательной к орбите, по правилу параллелограмма раскладывается на две составляющих (рис. 3.4): вектор радиальной скорости \mathbf{V}_r , направленный вдоль радиуса-вектора спутника, и вектор трансверсальной скорости \mathbf{V}_n , направленный в плоскости орбиты перпендикулярно к радиусу-вектору. Модули этих скоростей находятся по формулам:

$$V_r = \sqrt{\frac{\mu}{p}} e \sin v; \quad V_n = \sqrt{\frac{\mu}{p}} (1 + e \cos v). \quad (3.36)$$

Тогда вектор скорости определяется как [Баранов и др., 1986; Изотов и др., 1974; Балк, 1965]

$$\begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} = \mathbf{R}_3(-\Omega) \cdot \mathbf{R}_1(-i) \cdot \begin{bmatrix} V_r \cos u - V_n \sin u \\ V_r \sin u + V_n \cos u \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (3.37)$$

3.2. Возмущенное движение ИСЗ

3.2.1. Дифференциальные уравнения возмущенного движения

В свободном полете на ИСЗ, помимо центральной силы тяготения, действуют также силы, обусловленные [Баранов и др., 1986; Балк, 1965]:

- нецентральной полем тяготения, вызванным несферичностью Земли и неправильным распределением масс внутри нее;
- влиянием гравитационных полей Солнца, Луны, планет и других небесных тел;
- сопротивлением атмосферы;
- давлением прямой и отраженной солнечной радиации;
- лунно-солнечными приливами;
- релятивистскими эффектами и др.

У спутников, имеющих на борту запасы топлива, ускорения могут возникать из-за утечки газов из топливных контейнеров.

Все эти силы называются *возмущающими силами* $F_{\text{возм.}}$, движение спутника в поле сил – *возмущенным движением*, а вызываемые этими силами ускорения $\ddot{\mathbf{r}}_{\text{возм.}}$ в движении спутника – *возмущающими ускорениями*. В соответствии со вторым законом динамики,

$$\ddot{\mathbf{r}}_{\text{возм.}} = \mathbf{F}_{\text{возм.}} / m, \quad (3.38)$$

где m – масса спутника. Здесь $\mathbf{F}_{\text{возм.}}$ и $\ddot{\mathbf{r}}_{\text{возм.}}$ являются суммами векторов, соответствующих различным возмущающим силам. Дифференциальное уравнение возмущенного движения может быть получено из (3.6), если в нем учесть вектор возмущающего ускорения $\ddot{\mathbf{r}}_{\text{возм.}} = (\ddot{x}_{\text{возм.}}, \ddot{y}_{\text{возм.}}, \ddot{z}_{\text{возм.}})^T$:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu \mathbf{r}}{r^3} + \ddot{\mathbf{r}}_{\text{возм.}}, \quad (3.39)$$

или

$$\left. \begin{aligned} \ddot{x} &= -\frac{\mu x}{r^3} + \ddot{x}_{\text{возм.}} \\ \ddot{y} &= -\frac{\mu y}{r^3} + \ddot{y}_{\text{возм.}} \\ \ddot{z} &= -\frac{\mu z}{r^3} + \ddot{z}_{\text{возм.}} \end{aligned} \right\}. \quad (3.40)$$

Решение уравнений (3.39) или (3.40) в квадратурах для реальных условий возможно лишь для некоторых частных случаев. При этом используются различные модели движения, позволяющие добиваться решения с достаточной точностью. Замена реальных сил на модельные силы, позволяющие интегрировать, приводит к понятию промежуточной орбиты. Частным видом промежуточной орбиты является Кеплерова орбита. При изучении возмущенного движения используется *принцип Лагранжа*, согласно которому возмущенное движение спутника происходит по орбите, элементы которой изменяются со временем. Это означает, что в каждый момент времени возмущенная орбита совпадает с некоторой орбитой, имеющей с ней общие радиус-вектор спутника \mathbf{r} и вектор скорости \mathbf{V} . Такие орбиты называют

оскулирующими (соприкасающимися) орбитами, а элементы орбит – оскулирующими элементами.

Вектор возмущающего ускорения может быть представлен в виде суммы векторов ускорений от сил, имеющих потенциал U и не имеющих его:

$$\ddot{\mathbf{r}}_{\text{возм.}} = \ddot{\mathbf{r}}'_{\text{возм.}} + \frac{\partial U}{\partial \mathbf{r}}. \quad (3.41)$$

Функция U называется возмущающим потенциалом или пертурбационной (возмущающей) функцией. Вектор $\ddot{\mathbf{r}}'_{\text{возм.}}$ является вектором возмущающего ускорения от непотенциальных (или поверхностных) сил. Тогда уравнение (3.39) можно записать в виде:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{\mu \mathbf{r}}{r^3} + \frac{\partial U}{\partial \mathbf{r}} + \ddot{\mathbf{r}}'_{\text{возм.}}. \quad (3.42)$$

Одна из форм уравнений возмущенного движения в оскулирующих элементах (уравнения Ньютона – Лагранжа) представляется в виде системы с независимой переменной u [Изотов и др., 1974]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\Omega}{du} &= \frac{r^3 \Gamma}{\mu p} \sin u \cos e dW; \\ \frac{di}{du} &= \frac{r^3 \Gamma}{\mu p} \cos u W; \\ \frac{dp}{du} &= \frac{2r^3 \Gamma}{\mu} T; \\ \frac{d\omega}{du} &= \frac{r^2 \Gamma}{\mu e} \left[\cos v S + \left(1 + \frac{r}{p}\right) e \sin v T - \frac{er}{p} \text{ctg} i \sin u W \right]; \\ \frac{de}{du} &= \frac{r^2 \Gamma}{\mu e} \left[\sin v S + \cos v \left(1 + \frac{r}{p}\right) T + \frac{er}{p} W \right]; \\ \frac{dt_{\pi}}{du} &= \frac{r^4 \Gamma}{e \sqrt{\mu^3} p} \left[\sin v N - \cos v \underline{S} + \frac{p}{r} NT \right], \end{aligned} \right\} \quad (3.43)$$

где

$$\Gamma = \left(1 - \frac{r^3}{\mu p} \text{ctg} i \sin u W \right)^{-1}; \quad (3.44)$$

$$N = \frac{2p^2}{r^2} \int_0^v \frac{\cos v dv}{(1 + e \cos v)^3}. \quad (3.45)$$

Через S , T , W в системе (3.43) обозначены проекции вектора возмущающего ускорения на оси вращающейся вместе со спутником системы координат (рис. 3.5), в которой ось S направлена по радиусу-вектору, ось T – по трансверсали, и ось W – по нормали к плоскости орбиты (по бинормали к орбите). Ускорения S , T , W можно получить либо преобразованием вектора возмущающих ускорений $\ddot{\mathbf{r}}_{\text{возм.}} = (\ddot{x}_{\text{возм.}}, \ddot{y}_{\text{возм.}}, \ddot{z}_{\text{возм.}})^T$ с помощью матриц вращения:

$$\begin{bmatrix} S \\ T \\ W \end{bmatrix} = \mathbf{R}_3(u) \mathbf{R}_1(i) \mathbf{R}_3(\Omega) \begin{bmatrix} \ddot{x}_{\text{возм.}} \\ \ddot{y}_{\text{возм.}} \\ \ddot{z}_{\text{возм.}} \end{bmatrix}, \quad (3.46)$$

либо через пертурбационную функцию U :

$$S = \frac{\partial U}{\partial r}, \quad T = \frac{\partial U}{r \partial u}, \quad W = \frac{\partial U}{r \sin u \partial i}. \quad (3.47)$$

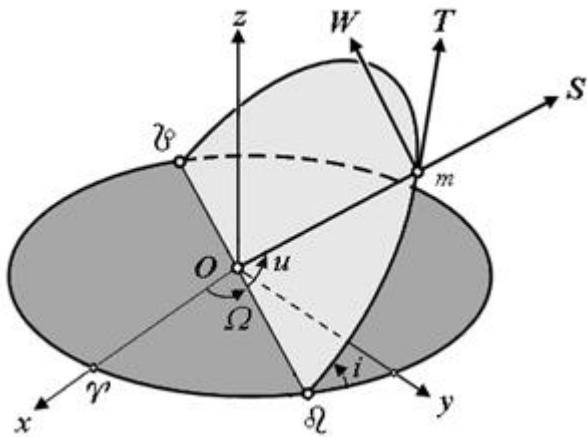


Рис. 3.5. Система осей S, T, W

Если известны элементы орбиты на некоторый начальный момент t_0 , которые называют начальными условиями (НУ), и имеется модель возмущающих сил, то после определения возмущающих ускорений и подстановки их в уравнения (3.43), последние можно решить аналитическим или численным методом. В аналитическом методе решение получается в виде формул, позволяющих найти параметры движения в виде элементов орбиты или координат и скоростей КА на любой момент времени t . В численных методах решение отыскивается в виде таблицы значений параметров движения [Урмаев, 1981].

3.2.2. Основные виды возмущений

Как было показано в предыдущем разделе, на спутники радионавигационных систем действуют несколько видов возмущений гравитационной и негравитационной природы. Из-за того, что спутники вращаются на высоте примерно 20 000 км, влиянием отраженной солнечной радиации и сопротивлением воздуха можно пренебрегать. С другой стороны, возникают свои специфические трудности. Например, неправильная форма и, следовательно, различия в поперечных сечениях спутников, усложняют моделирование давления прямой солнечной радиации. Разнообразные материалы, использовавшиеся для изготовления спутников, имеют различные характеристики поглощения тепла, что приводит к дополнительным сложностям при учете возмущающих ускорений.

Чтобы продемонстрировать влияние возмущающих ускорений, приведем пример, предполагающий, что на спутник действует постоянное ускорение $d\ddot{r}_{\text{возм.}} = 10^{-9} \text{ мс}^{-2}$. Связанное с ним смещение dr в положении спутника после двойного интегрирования по времени t получается как $dr = (t^2/2)d\ddot{r}_{\text{возм.}}$. Подставляя величину $t = 12$ часов, получаем смещение спутника СРНС после одного оборота, которое равно $dr \approx 1$ м. Это можно рассматривать как типичное значение смещений [Hofmann-Wellenhof et al., 2001].

Возмущающий гравитационный потенциал Земли. Гравитационный потенциал Земли U на внешнюю точку можно представить в виде

$$U = \frac{\mu}{r} + R_{\oplus}, \quad (3.48)$$

где $\mu = GM_{\oplus}$ – геоцентрическая гравитационная постоянная; r – геоцентрическое расстояние для внешней точки; R_{\oplus} – возмущающая часть геопотенциала. Первый член в правой части (3.48) определяет невозмущенное движение (потенциал шара или точки), второй член определяет возмущения в движении спутника.

Возмущающий потенциал обычно задается в виде разложения в ряд по сферическим функциям:

$$R_{\oplus} = \frac{\mu}{r} \sum_{n=2}^{\infty} \sum_{m=0}^n \left(\frac{a_E}{r} \right)^n [C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda] P_{nm}(\sin\varphi), \quad (3.49)$$

где a_E – большая полуось Земли; r – геоцентрическое расстояние спутника; φ , λ – его широта и долгота. Величины C_{nm} ; S_{nm} – безразмерные коэффициенты, характеризующие внешнее гравитационное поле Земли. Наконец, $P_{nm}(\sin\varphi)$ – функции Лежандра (сферические функции), которые делятся на два типа: при $m = 0$ – полиномы Лежандра, а при $0 < m \leq n$ – присоединенные функции Лежандра. Целые числа n и m являются степенью и порядком разложения.

Полиномы Лежандра определяются на основании формулы Родрига:

$$P_{n0}(\sin\varphi) = \frac{1}{2^n n!} \frac{d^n (\sin^2(\varphi) - 1)^n}{d(\sin\varphi)^n}, \quad (3.50)$$

для них справедливо рекуррентное соотношение

$$P_{n+1,0}(\sin\varphi) = \frac{2n+1}{n+1} \sin\varphi P_{n0}(\sin\varphi) - \frac{n}{n+1} P_{n-1,0}(\sin\varphi). \quad (3.51)$$

Приведем выражения для первых двух полиномов:

$$P_{10} = \sin\varphi, \quad P_{20} = \frac{1}{2}(3\sin^2\varphi - 1). \quad (3.52)$$

Выражение для присоединенных функций Лежандра имеет вид:

$$P_{nm}(\sin\varphi) = (1 - \sin^2\varphi)^{m/2} \frac{d^m P_{n0}(\sin\varphi)}{d(\sin\varphi)^m}. \quad (3.53)$$

Сферические функции подразделяются на зональные, секториальные и тессеральные (мозаичные) в зависимости от линий на сфере, которыми разграничены области с различными знаками гармоник (рис. 3.6).

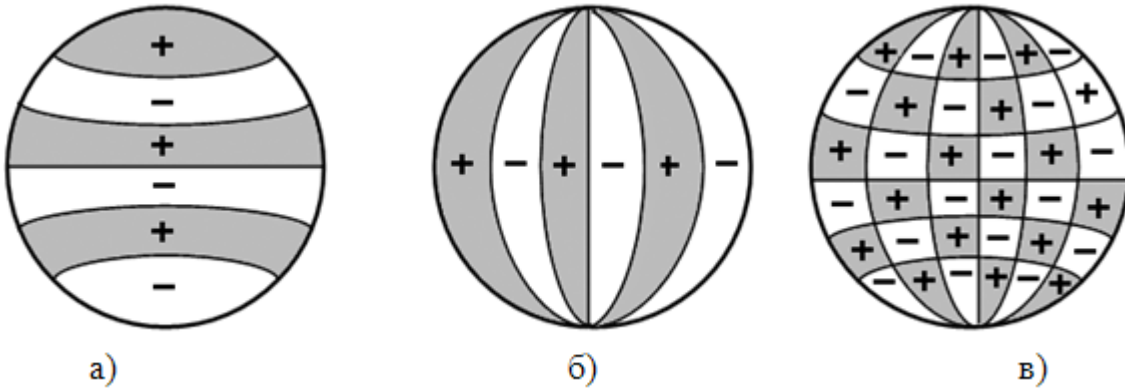


Рис. 3.6. Области положительных и отрицательных значений:

а) у зональных; б) у секториальных; в) у тессеральных гармоник потенциала

Коэффициенты гармонического разложения C_{nm} , S_{nm} известны по различным моделям геопотенциала. Наибольшее влияние на движение спутников оказывает связанный с экваториальным сжатием Земли коэффициент второй зональной гармоники $C_{20} \approx -0.00010827$. Максимальное значение возмущающего ускорения от сжатия равно $\ddot{r}_{C_{20}} \approx 5 \cdot 10^{-5} \text{ см} \cdot \text{с}^{-2}$. Остальные коэффициенты гармоник геопотенциала в тысячи раз меньше, и соответственно меньше оказываемое ими влияние.

Возмущающая функция от сжатия Земли записывается в виде:

$$U_{20} = \mu C_{20} \frac{a_E^2}{2r^3} (3 \sin^2 \varphi - 1). \quad (3.54)$$

Возмущающие ускорения S, T, W представляются выражениями:

$$\begin{aligned} S &= -\frac{3C_{20}\mu a_E^2}{2r^4} (3 \sin^2 u \sin^2 i - 1); \\ T &= \frac{3C_{20}\mu a_E^2}{2r^4} \sin u \cos u \sin^2 i; \\ W &= \frac{3C_{20}\mu a_E^2}{2r^4} \sin 2u \sin^2 i. \end{aligned} \quad (3.55)$$

После подстановки S, T, W в уравнения (3.43) и интегрирования в 1-м приближении при условии, что $\Gamma=1$, и все элементы постоянны, за исключением рассматриваемого, в трех элементах получаем возмущения, связанные со временем или аргументом широты u :

$$\delta\Omega = \frac{3}{2} C_{20} \cos i \left(\frac{a_E}{p} \right)^2 \left\{ u - \frac{1}{2} \sin 2u + e[\dots] \right\}; \quad (3.56)$$

$$\delta p = -\frac{3C_{20}a_E^2 \sin^2 i}{2p} \left\{ \cos 2u + e[\cos(u + \omega) + \frac{1}{3} \cos(3u - \omega)] + \dots \right\}; \quad (3.57)$$

$$\delta i = -\frac{3C_{20} \sin 2i}{8} \left(\frac{a_E}{p} \right)^2 \left\{ \cos 2u + e[\cos(u + \omega) + \frac{1}{3} \cos(3u - \omega)] + \dots \right\}; \quad (3.58)$$

$$\delta e = -\frac{3C_{20}}{2} \left(\frac{a_E}{p} \right)^2 \left\{ -\left(1 + \frac{e^2}{4}\right) \left(\frac{3}{2} \sin^2 i - 1\right) \cos(u - \omega) + \dots \right\}; \quad (3.59)$$

$$\delta\omega = -\frac{3C_{20}}{2} \left(\frac{a_E}{p}\right)^2 \left[\left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i\right) u + \dots \right]; \quad (3.60)$$

$$\delta M_0 = -\frac{3C_{20}}{4} \left(\frac{a_E}{p}\right)^2 \frac{(3 \cos^2 i - 1)u}{(1-e^2)^{3/2}} + \dots \quad (3.61)$$

В формулах (3.56), (3.60) и (3.61) имеются возмущения, линейно связанные с аргументом широты u . Такие возмущения называют вековыми, а указанные три элемента (долготу, аргумент перигея и среднюю аномалию) в теории возмущений называют *угловыми элементами*. Возмущения, вызванные сжатием Земли, приводят к вращению плоскости орбиты вокруг оси вращения Земли (прецессия орбиты) и вращению орбитального эллипса в плоскости орбиты. В *позиционных элементах*, к которым относят наклонение, эксцентриситет и фокальный параметр, имеются только короткопериодические возмущения от сжатия [Тихонравов и др., 1967].

В первые годы работы GPS в модели Земли набор коэффициентов до 8-го порядка и степени считался достаточным для спутников GPS на дугах в несколько оборотов. В связи с ревизией системы отсчета WGS-84(G873) при определении точных орбит рекомендована для использования гравитационная модель Земли 1996 г. (EGM96) с набором коэффициентов до 70-го порядка и степени [NIMA, 2000].

Притяжение Луны и Солнца. При учете возмущений от Луны и Солнца считают, что спутник не оказывает гравитационного воздействия на другие небесные тела, то есть имеет нулевую массу. Отдельно рассматривают две системы трех материальных точек: спутник – Земля – Луна и спутник – Земля – Солнце. В каждой системе движение спутника определяется из решения *ограниченной задачи трех тел*. Возмущающие функции R_i в такой задаче определяют возмущения нулевой массы (спутника) и имеют вид:

$$R_i = \mu_i \left(\frac{1}{\Delta_i} - \frac{r}{r_i^2} \cos \Psi_i \right). \quad (3.62)$$

Здесь индекс i принимает значение 1 для Луны и 2 – для Солнца. Величина μ_i является гравитационным параметром соответствующего небесного тела; r – геоцентрическое расстояние до спутника; r_i – геоцентрическое расстояние до Солнца или Луны; Δ_i – расстояние между спутником и небесным телом. Величина Ψ_i является углом между геоцентрическими направлениями на спутник и на небесное тело. Характер действия этих факторов аналогичен действию геопотенциала. Они вызывают вековые возмущения в угловых элементах и долгопериодические во всех элементах, кроме большой полуоси, короткопериодические возмущения имеются во всех элементах. Величины возмущающих ускорений для СРНС равны $2 \cdot 10^{-6} \text{ мс}^{-2}$ для Солнца и $5 \cdot 10^{-6} \text{ мс}^{-2}$ для Луны [Hofmann-Wellenhof et al., 2001].

Давление солнечной радиации. Ускорение, испытываемое спутником под влиянием давления прямой солнечной радиации, выражается формулой:

$$\Phi = \chi \frac{\bar{S}}{m} \frac{S_s(1+k)}{c} \cos \alpha \left(\frac{r_s}{\Delta} \right)^2, \quad (3.63)$$

где \bar{S} – площадь поперечного сечения спутника в направлении на Солнце; m – масса спутника; S_S – среднее значение солнечной постоянной; c – скорость света; k – коэффициент отражения поверхности спутника; α – угол падения солнечных лучей на его поверхность. Величина χ называется *теневой функцией*: $\chi = 1$, если спутник освещен, $\chi = 0$, когда спутник в тени, $0 < \chi < 1$, когда спутник находится в полутени. Моделирование этих возмущений чрезвычайно трудное, поскольку солнечная радиация изменяется непредсказуемо в течение года, а коэффициент отражения не одинаков для разных участков поверхности спутника. Хотя масса спутника на орбите обычно хорошо известна, неправильная форма спутника не позволяет точно определять отношение массы к площади. Другая проблема – это моделирование полутени Земли и назначение теневой функции в зоне перехода от освещенности к тени.

3.3. Обеспечение эфемеридами спутников СРНС

Как известно, под эфемеридами подразумевается таблица, дающая координаты небесного тела на ряд указанных моментов времени внутри указанного периода. Геодезисты и астрономы используют эфемериды для определения положений небесных тел и при проведении астрономических наблюдений для определения положений. Эфемериды спутников (GPS, ГЛОНАСС и др.) используются подобным образом, когда созвездия спутников рассматривают как искусственные звёзды. Обычно эфемериды спутников СРНС содержат не только позиционную информацию, но также данные о часах спутников. Эфемериды спутников СРНС доступны в трех формах: данные альманаха, эфемериды, транслируемые со спутника (бортовые эфемериды), и точные эфемериды. Различие между ними – как по точности (табл. 3.1), так и по форме. Кроме того, применяется различное представление для бортовых эфемерид в системах GPS и ГЛОНАСС.

Таблица 3.1. Погрешности эфемерид системы GPS

Вид эфемерид	Погрешности	Примечание
Альманах	Несколько километров	Точность зависит от возраста данных
Бортовые	1-3 м	Возможно даже лучше
Точные	0.05-0.2 м	Точность зависит от времени задержки в получении данных

3.3.1. Альманах и бортовые эфемериды спутников системы GPS

Данные альманаха. Назначение данных альманаха – обеспечение пользователя менее точными данными, чтобы облегчить приемнику поиск спутников или для решения задач планирования, таких, как составление графиков видимости. Данные альманаха обновляются каждые шесть суток и транслируются как часть навигационного сообщения спутника. Сообщение альманаха преимущественно содержит орбитальные параметры и поправки часов спутников (табл. 3.2). Все углы выражаются в полуокружностях

(полуциклах). Параметр l_0 является разностью между долготой восходящего узла (от точки \mathcal{V}) в эпоху t_a и Гринвичским звездным временем в момент t_0 , начинающимся в текущую неделю GPS. Приведение Кеплеровых элементов на эпоху наблюдений t производится по формулам:

$$\begin{aligned} M &= M_0 + n(t - t_a); \\ i &= 54^\circ + \delta i; \\ l &= l_0 + \dot{\Omega}(t - t_a) - \omega_\oplus(t - t_0), \end{aligned} \quad (3.64)$$

где $\omega_\oplus = 7292115.1467 \cdot 10^{-11}$ радиан/с является угловой (без округления) скоростью вращения Земли. Три других Кеплеровых элемента a , e , ω остаются без изменений. Заметим, что в формуле для l в системе уравнений (3.64) второй член в правой части содержит обратное движение узла, а третий член выражает изменение в звездном времени от эпохи t_0 . Значение поправки часов спутника дается формулой

$$dt^i = a_0 + a_1(t - t_a). \quad (3.65)$$

Таблица 3.2. Данные альманаха

Параметр	Пояснение
ID	Номер спутника PRN
WEEK	Текущая неделя GPS
t_a	Опорная эпоха в секундах в текущую неделю
\sqrt{a}	Квадратный корень из большой полуоси в метрах ⁻²
e	Эксцентриситет
M_0	Средняя аномалия в опорную эпоху
ω	Аргумент перигея
δi	Отклонение наклона от 0.3 полуокружности (от 54°)
l_0	Долгота узла в эпоху недели
$\dot{\Omega}$	Дрейф долготы узла за секунду
a_0	Поправка часов спутника в эпоху t_a в секундах
a_1	Ход (дрейф) часов спутника

Данные альманаха доступны также от нескольких информационных служб, например, NIS (см. раздел 4.5). Данные представляются в форматах YUMA или SEM [Hofmann-Wellenhof et al., 2001].

Бортовые эфемериды. Передаваемые по радио эфемериды основаны на наблюдениях станций слежения Контрольного сегмента GPS. Самые последние из этих данных используются для вычисления опорных орбит спутников. Дополнительные наблюдательные данные проходят через фильтр Калмана, используются для улучшения орбит, а обновленные данные применяются для экстраполяции (прогноза). За вычисление эфемерид и их засылку на спутники ответственна Главная станция контроля. Бортовые эфемериды ежедневно засылаются на спутники через станции Контрольного сегмента для их последующей ретрансляции спутниками. Точность бортовых эфемерид примерно 2.6 м в положении и 7 нс в показаниях часов. Эфемериды

обновляются (преимущественно) каждый час и должны использоваться только в течение описываемого периода примерно в четыре часа, к которому они относятся.

Бортовые эфемериды спутников GPS содержат информацию в виде Кеплеровых элементов орбиты в системе отсчёта WGS-84 (табл. 3.3). Они состоят из позиционной информации на одно опорное время (эпоху) и параметров, связанных с предсказанной скоростью их изменения.

Таблица 3.3. Бортовые эфемериды спутников GPS

Параметр	Пояснение
ID	Номер спутника PRN
WE ЕК	Текущая неделя GPS
t_{oc}	Опорная эпоха эфемерид (секунды недели GPS)
\sqrt{a}	Квадратный корень из большой полуоси в метрах ⁻²
e	Эксцентриситет
M_0	Средняя аномалия в опорную эпоху
ω_0	Аргумент перигея
i_0	Наклонение орбиты
l_0	Долгота узла в эпоху недели
Δn	Отклонение среднего движения n от расчетного
\dot{i}	Скорость изменения наклонения
$\dot{\Omega}$	Скорость изменения долготы узла из-за прецессии орбиты
$C_{uc},$ C_{us}	Поправочные коэффициенты (в аргумент перигея)
$C_{rc},$ C_{rs}	Поправочные коэффициенты (в геоцентрическое расстояние)
$C_{ic},$ C_{is}	Поправочные коэффициенты (в наклонение)
t_c	Опорная эпоха часов спутника
a_0	Поправка часов спутника в эпоху t_a в секундах
a_1	Ход (дрейф) часов спутника
a_2	Дрейф частоты часов спутника

Параметры C_{uc} , C_{us} , C_{rc} , C_{rs} , C_{ic} , C_{is} являются амплитудными коэффициентами косинусной и синусной гармоник для поправок к аргументу широты, радиусу-вектору и к наклонению. С их помощью учитываются возмущения из-за несферической природы Земли, влияния приливов и давления солнечной радиации.

Для вычисления координат фазового центра передающей антенны используются постоянные:

$$\mu = 3.986005 \cdot 10^{34} \text{ м}^3 \text{ с}^{-2} \text{ – гравитационный параметр Земли;}$$

$$\omega_{\oplus} = 7.292115147 \cdot 10^{-5} \text{ рад/с – угловая скорость вращения Земли.}$$

Вычисление координат спутника на эпоху t производится в следующем порядке. Находятся большая полуось и среднее движение:

$$a = (\sqrt{a})^2; \quad n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}; \quad n = n_0 + \Delta n. \quad (3.66)$$

Затем вычисляется промежуток времени от опорной эпохи эфемерид t_e , и определяется средняя аномалия на эпоху t :

$$M = M_0 + \left[\sqrt{\frac{\mu}{a^3}} + \Delta n \right] \cdot (t - t_{oc}). \quad (3.67)$$

Через уравнение Кеплера находится эксцентрическая аномалия E (может использоваться метод приближений):

$$E = M + e \sin E, \quad (3.68)$$

от которой осуществляется переход к истинной аномалии v :

$$\cos v = \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E}; \quad \sin v = \frac{\sqrt{1 - e^2} \sin E}{1 - e \cos E}; \quad v = \arctg\left(\frac{\sin v}{\cos v}\right). \quad (3.69)$$

Далее находится невозмущенный аргумент широты Φ :

$$\Phi = v + \omega, \quad (3.70)$$

с которым вычисляются возмущения в аргументе широты δu , радиус-векторе δr и наклонении δi :

$$\begin{aligned} \delta u &= C_{us} \sin 2\Phi + C_{uc} \cos 2\Phi; \\ \delta r &= C_{rs} \sin 2\Phi + C_{rc} \cos 2\Phi; \\ \delta i &= C_{is} \sin 2\Phi + C_{ic} \cos 2\Phi, \end{aligned} \quad (3.71)$$

и находятся возмущенные параметры движения – аргумент широты u , радиус-вектор r и наклонение i :

$$u = \Phi + \delta u; \quad r = a(1 - e \cos E) + \delta r; \quad i = i_0 + \delta i + i(t - t_{oc}). \quad (3.72)$$

Далее находятся орбитальные координаты спутника (ось x' направлена в восходящий узел, ось y' – в плоскости орбиты в точку с аргументом широты 90° , ось z' – по нормали к орбите):

$$x' = r \cos u; \quad y' = r \sin u; \quad z' = 0, \quad (3.73)$$

и определяется исправленная долгота восходящего узла орбиты, отсчитываемая от меридиана Гринвича:

$$\Omega = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_{\oplus})(t - t_{oc}) - \dot{\Omega}_{\oplus} t_{oc}. \quad (3.74)$$

Наконец, находятся координаты спутника в системе WGS-84:

$$\left. \begin{aligned} X &= x' \cos \Omega - y' \cos i \sin \Omega \\ Y &= x' \sin \Omega + y' \cos i \cos \Omega \\ Z &= y' \sin i \end{aligned} \right\}. \quad (3.75)$$

Блок с параметрами часов из подкадра 1 дает возможность вычислить поправку часов на эпоху наблюдений t по формуле (2.63) [ICD, 2003].

3.3.2. Вычисление координат спутников системы ГЛОНАСС

Для спутников системы ГЛОНАСС используются два алгоритма расчета эфемерид: по неоперативным данным (альманаху системы) и по оперативным данным. В первом случае используется Кеплерово представление орбиты с учетом вековых и периодических возмущений от второй зональной гармоники

геопотенциала. При использовании оперативной информации применяется метод численного интегрирования [Глобальная навигационная ..., 2002; Болдин и др., 1999]. Кратко представим второй метод расчета.

Навигационное сообщение спутника n системы ГЛОНАСС содержит составляющие векторов положения X_n, Y_n, Z_n , скорости $\dot{X}_n, \dot{Y}_n, \dot{Z}_n$ и ускорения $\ddot{X}_n, \ddot{Y}_n, \ddot{Z}_n$ от гравитационных полей Луны и Солнца на момент t_b по московскому декретному времени. Пересчет эфемерид с момента времени t_b на момент t_i при условии, что $|\tau_i| = |t_i - t_b| \leq 15$ мин производится численным интегрированием дифференциальных уравнений движения КА, в правых частях которых учитываются ускорения от гравитационного поля шаровой Земли, от второй зональной гармоники геопотенциала C_{20} , а также гравитационные возмущения от Луны и Солнца. Уравнения движения в общеземной системе ПЗ-90 имеют вид [Глобальная навигационная ..., 2002]:

$$\left. \begin{aligned} dX/dt &= V_X, \\ dY/dt &= V_Y, \\ dZ/dt &= V_Z, \\ dV_X/dt &= -\frac{\mu X}{r^3} + \frac{3C_{20}\mu a_E^2 X}{2r^5} \left(1 - \frac{5Z^2}{r^2}\right) + \omega_E^2 X + 2\omega_E V_Y + \ddot{X}, \\ dV_Y/dt &= -\frac{\mu Y}{r^3} + \frac{3C_{20}\mu a_E^2 Y}{2r^5} \left(1 - \frac{5Z^2}{r^2}\right) + \omega_E^2 Y + 2\omega_E V_X + \ddot{Y}, \\ dV_Z/dt &= -\frac{\mu Z}{r^3} + \frac{3C_{20}\mu a_E^2 Z}{2r^5} \left(3 - \frac{5Z^2}{r^2}\right) + \ddot{Z}. \end{aligned} \right\} (3.76)$$

Значения параметров $a_E, C_{20}, \mu, \omega_E$ для системы координат ПЗ-90 приведены в табл. 2.1.

Начальными условиями для интегрирования приведенных уравнений движения являются координаты и составляющие вектора скорости. Ускорения от лунно-солнечных гравитационных возмущений на интервале интегрирования в ± 15 мин являются постоянными величинами.

Интегрирование производится классическим одношаговым методом Рунге – Кутты четвертого порядка. При использовании этого метода для решения дифференциального уравнения первого порядка вида $dY/dX = f(x, y)$ при начальном условии $y(x_0) = y_0$ расчеты производятся по следующему правилу:

$$y_{n+1} = y_n + (K_0 + 2K_1 + 2K_2 + K_3)/6, \quad (3.77)$$

где

$$\begin{aligned} K_0 &= \tau_i \cdot f(x_n, y_n); \quad K_1 = \tau_i \cdot f\left(x_n + \frac{1}{2}\tau_i, y_n + \frac{1}{2}K_0\right); \\ K_2 &= \tau_i \cdot f\left(x_n + \frac{1}{2}\tau_i, y_n + \frac{1}{2}K_1\right); \quad K_3 = \tau_i \cdot f\left(x_n + \tau_i, y_n + K_2\right). \end{aligned} \quad (3.78)$$

См. также [Набрнич, 1999].

3.3.3. Точные орбиты

Точные орбиты (точные эфемериды) содержат координаты каждого спутника в системе отсчета ITRF вместе с поправками часов спутников. Эта

информация даётся для каждого спутника на регулярные эпохи с интервалом 15 минут. Точные эфемериды являются продуктом пост-обработки. Они представляются МГС и другими службами примерно через две недели после наблюдений и имеют объявленную точность меньше 5 см в положении и 0.1 нс по времени. В настоящее время МГС предлагает также быстрые и ультрабыстрые точные эфемериды.

Быстрые орбиты содержат ту же информацию, что и точные орбиты, но вычисляются по меньшему набору данных. Быстрые орбиты обычно доступны на следующий день и имеют заявленную точность 5 см и 0.2 нс.

Ультрабыстрые орбиты являются продуктом реального времени и публикуются дважды в каждые сутки. Термин «в реальном времени» означает, что их можно использовать так же, как бортовые эфемериды для применения в реальном времени. Их заявленная точность около 25 см и 5 нс. С увеличением числа станций, поставляющих свои данные ежечасно, точность этих эфемерид будет всё более повышаться.

Зачем нужны точные эфемериды? Чтобы ответить на этот вопрос, необходимо знать соотношение между точностью орбиты и точностью базовой линии. Средняя квадратическая ошибка положения спутника на орбите (ошибка эфемерид) M_E будет вызывать в базовой линии длиной D ошибку M_D в соответствии с формулой:

$$M_D = \frac{D \cdot M_E}{H}, \quad (3.79)$$

где H – высота орбиты. Из этой формулы следует, что если наблюдается базовая линия длиной 10 км, и обработка производится с бортовыми эфемеридами (точность 2.6 м), то можно ожидать, что это приведет к ошибке в базовой линии

$$M_D = \frac{10 \text{ км}}{20000 \text{ км}} \cdot 2.6 \text{ м} = 1.3 \text{ мм}.$$

Поэтому, если длина базовой линии будет 100 км, то ошибка может возрасти до 13 мм. Следовательно, когда наблюдаются короткие базовые линии (менее 100 км), то использование бортовых эфемерид будет соответствовать точности определения базовой линии.

Возможность производить высокоточные бортовые орбиты сегодня (точность 2.6 м) по сравнению с недавним прошлым (точность 20 м) делает использование точных орбит менее важным. В то время (20 лет назад) ошибка в 20 м приводила к ошибке в 1 см на линии в 10 км.

Когда же используются точные орбиты, если даже в 100-километровой базовой линии ошибка из-за эфемерид будет около 13 мм?

Прежде всего, эти ошибки предполагают, что решение будет фиксированным (см. главу 11, т. 2). Когда базовая линия имеет длину 50 и более километров, то получать фиксированное решение с бортовыми эфемеридами становится значительно труднее. Использование точных эфемерид повышает возможность получать фиксированное решение на длинных базовых линиях.

Известно, что высота в спутниковых методах определяется грубее, чем плановое положение. Использование точных эфемерид позволяет получать более высокую точность по высоте.

Использование точных эфемерид может помочь зафиксировать базовую линию, которая не удалась при обработке с бортовыми эфемеридами. Нужно помнить, что бортовые эфемериды – это *предсказание, прогноз*, где будут спутники в заданное время. Если происходит что-то непредвиденное, что влияет на траекторию спутника, то бортовые эфемериды не способны это учесть.

При использовании данных активных сетей типа CORS длины базовых линий могут быть 100 км и более. В США соответствующие точные орбиты можно получать одновременно с данными CORS через страницу NGS User Friendly CORS и использовать их для обработки сеанса.

Орбиты можно получить непосредственно с сайта МГС www.igsb.jpl.nasa.gov. Поскольку орбиты МГС вычисляются по данным, собранным со всех станций мировой сети, то они являются наилучшими из доступных орбит.

Точные орбиты доступны в двух различных форматах: SP3 (ASCII) и EF18 (бинарный). Большинство программ обработки поддерживают один или оба этих формата. В Интернете, кроме того, доступны утилиты, которые преобразуют форматы, а также объединяют файлы орбит.

Имя файла имеет вид:

ZZZ nnnnх. ааа, где ZZZ – название организации (NGS, IGS и т. д.),
nnnn – номер недели GPS (например 0745),
х – день недели (0 – воскресенье, 6 – суббота),
ааа – тип файла (sp3 или e18) [Martin, 2003б].

Точные эфемериды состоят из положений спутников и их скоростей через равно отстоящие эпохи. Обычный интервал данных 15 минут. NGS начала распределение точных GPS орбиты с 1985 г. в ASCII форматах SP1 и SP2 и их бинарных аналогах ECF1 и ECF2. Позднее ECF2 был модифицирован в формат EF13. Форматы SP1 и ECF1 содержат данные по положению и скорости, а SP2 и ECF2 – только позиционные данные. Это сокращает объем хранимых данных почти вдвое, поскольку скорости можно вычислить через положения. В 1989 г. NGS решила добавить к орбитальной информации поправки часов спутников. Более того, второе поколение форматов может содержать до 85 спутников (GPS и других) вместо 35 спутников для форматов первого поколения. Соответствующий ASCII формат обозначается как SP3, а его бинарный аналог – ECF3 или (в модифицированной версии) – EF18.

Векторы положения и скорости между заданными эпохами получаются путем интерполяции, основанной на использовании полиномиальных базовых функций. Обширные исследования Б. Ремонди показали, что для спутников GPS для получения точности около 10^{-8} достаточно 30-минутных интервалов между эпохами и интерполяторов 9-го порядка. В другом исследовании Б. Ремонди, где использовался интерполятор 17-го порядка, продемонстрировано, что миллиметровый уровень точности (10^{-10}) можно достичь на 40-минутных

интервалах [Hofmann-Wellenhof et al., 2001]. Обзор методов интерполяции точных эфемерид дан в работе [Schenewerk, 2003].

Для пользователей коммерческих программ для обработки GPS/ГЛОНАСС наблюдений важно подбирать файлы точных эфемерид таким образом, чтобы измерения располагались внутри интервалов этих файлов и не оказывались на краях или, тем более, за их пределами. Это может приводить к существенной потере точности интерполирования.

4. СТРУКТУРА СРНС

4.1. Общие сведения об СРНС

Американская и российская спутниковые радионавигационные системы GPS (NAVSTAR) и ГЛОНАСС пришли на смену навигационным системам первого поколения TRANSIT и «Цикада».

Названия систем расшифровываются следующим образом:

– GPS – Global Positioning System – Глобальная система позиционирования;

– ГЛОНАСС – ГЛОбальная НАвигационная Спутниковая Система.

Другое название системы GPS – NAVSTAR, акроним от Navigation Satellite Timing and Ranging, то есть Определение времени и расстояний по навигационным спутникам.

Система GPS состоит из трех сегментов: Космического сегмента, Контрольного сегмента и Сегмента пользователей. Космический сегмент представлен спутниками и космодромом, с которого они запускаются, а Контрольный сегмент имеет дело с управлением операциями спутников. Работой обоих этих сегментов управляет Министерство обороны США. За использование системы гражданскими потребителями несет ответственность Министерство транспорта США. Пользовательский сегмент охватывает деятельность, связанную с разработкой военного и гражданского пользовательского оборудования (то есть приемников). Разработка приемников и служб в гражданском секторе, в основном, принадлежит рыночным структурам [ICD-GPS-200C, 1993].

Российская система состоит из подсистемы космических аппаратов (ПКА), подсистемы контроля и управления (ПКУ) и подсистемы аппаратуры пользователей (ПАП) [Глобальная навигационная ..., 2002]. Иногда в литературе термин «подсистема» заменяется на термины «сегмент» или «сектор». Система ГЛОНАСС находится под управлением Министерства Обороны РФ (Ракетные войска специального назначения, РВСН). В феврале 1999 г. распоряжением президента РФ системе ГЛОНАСС придан статус системы двойного назначения (военного и гражданского). Вопросами гражданского применения системы ведаёт Российское авиационно-космическое агентство, а координацией вопросов развития и использования занимается Межведомственная комиссия «Интернавигация» и межведомственная оперативная группа, образованная по Постановлению Правительства РФ. Основным разработчиком по системе в целом и по космическому сегменту является НПО прикладной механики им. академика М.Ф. Решетнева (г. Красноярск). Разработчиком и изготовителем спутников системы ГЛОНАСС является Производственное объединение «Полет» (ПО «Полет», г. Омск).

Основным разработчиком радиотехнических комплексов является РНИИ КП, а ответственным за создание временного комплекса, системы синхронизации и навигационной аппаратуры потребителей (НАП) назначен Российский институт радионавигации и времени (РИРВ) [Болдин и др., 1999; Соловьев, 2000].

4.2. Система GPS NAVSTAR

4.2.1. Космический сегмент GPS

В космический сегмент GPS входят созвездие спутников (орбитальная группировка) и космодром, с которого они запускаются. Основные функции спутников:

- прием и хранение данных, передаваемых контрольным сегментом;
- поддержание точного времени посредством нескольких бортовых атомных стандартов частоты;
- передача информации и сигналов пользователю на одном или на двух частотных L-диапазонах.

Орбитальная группировка GPS состоит из 24 спутников на почти круговых орбитах с радиусом 26 560 км, периодом около 12 часов и почти постоянными трассами. Спутники размещаются на шести орбитальных плоскостях с наклоном 55°, на четырех рабочих точках (слотах), неравномерно распределенных на каждой орбите (рис. 4.1). Идентификация спутников может производиться по номеру запуска в системе GPS (SVN номер), по номеру псевдошумовой последовательности PRN, по номеру в каталоге NASA, по международному номеру, а также по положению в созвездии. В последнем случае используется двухсимвольный код: буква (от А до F) означает орбитальную плоскость, а цифра – номер спутника на плоскости (от 1 до 4 в полном созвездии). В каждой орбитальной плоскости имеются запасные слоты, для которых припасены обозначения А5, В5 и т. д. (рис. 4.2). В системе может находиться на орбитах созвездие до 30 спутников.

Начальный пакет из 10 прототипов экспериментальных спутников, названных Блок I, был запущен между 1978 и 1985 гг. и использовался для демонстрации возможностей GPS. За прототипами последовали модели, названные Блок II и Блок IIА (А – от «advanced», «усовершенствованный»). Первый спутник из этой серии был запущен в феврале 1989 г. (рис. 4.3). В последующие шесть лет система была доведена до 24 спутников Блоков II/IIА и в апреле 1995 г. была объявлена полностью действующей. Следующее поколение спутников, названных Блок IIR (R – от «replenishment», «пополнение»), будет поддерживать созвездие, по крайней мере, до 2005 г.

Новое поколение спутников GPS названы Блок IIF (F – от «follow on», «продолжение»). Первые шесть из них планировалось запустить в 2003 г. Министерство обороны США подписало в 1996 г. контракт с Rockwell International (сейчас часть компании Boeing) на шесть спутников Блока IIF с возможностью приобретения до 27 штук и более. В начале 2000 г. было объявлено об изменении курса. Оказалось, что МО США планирует приобрести только 12 спутников IIF. Решение было мотивировано изменениями в требованиях в соответствии с планом модернизации GPS, в котором объявлялось о двух новых сигналах, изменениях в военных сигналах и способности посылать в нужный район сигнал повышенной мощности. Эти изменения должны потребовать существенных модификаций в проекте Блока

ПФ. Министерство обороны начинает процесс ликвидации прежних обязательств, накапливая новое поколение спутников, называемое GPS III.



Рис. 4.1. Орбитальная группировка GPS NAVSTAR
22 февраля 2004 г. 17:04 UTC

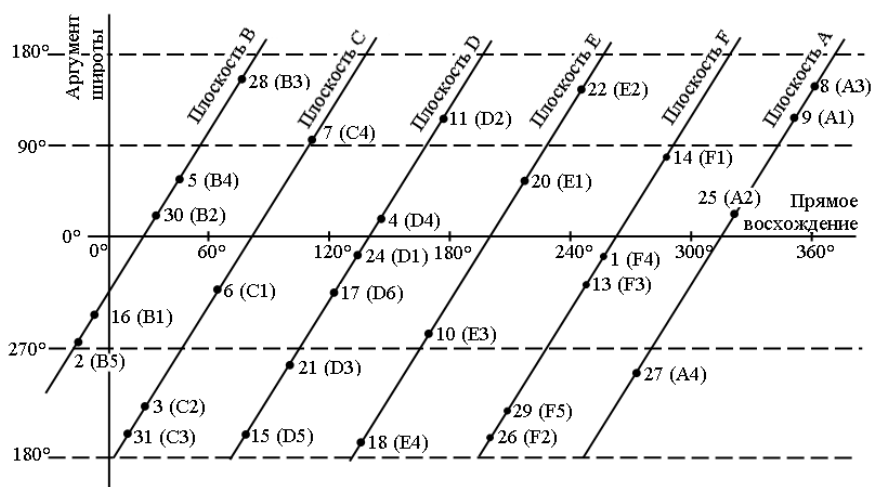


Рис. 4.2. Схема расположения спутников GPS на орбитальных плоскостях

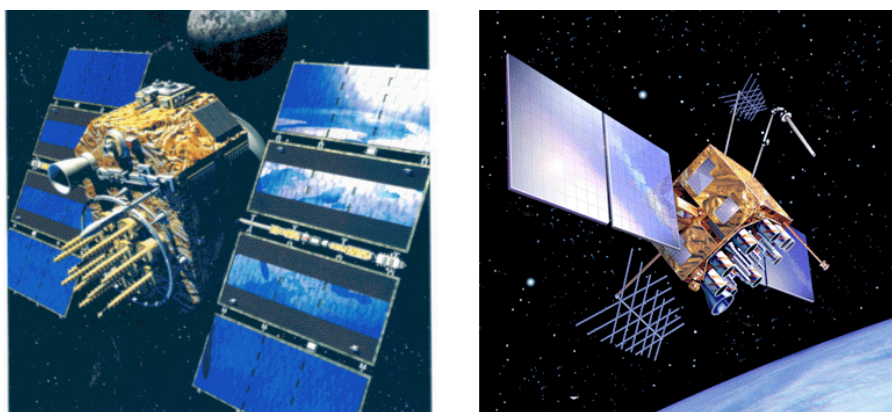


Рис. 4.3. Спутники GPS Блока IIА (слева) и Блока IIR (<http://www.craumer.com>)

Каждый новый блок спутников GPS проектировался с более высокими возможностями, большим сроком функционирования и, стоит отметить, с более низкой стоимостью (табл. 4.1 [Misra and Enge, 2001]).

Таблица 4.1. Информация о спутниках GPS

	Блок II/A	Блок IIR	Блок IIF
Количество	28	21	12
Первый запуск	1989	1997	2005
Масса (кг)	900	1100	1700
Мощность от солнечных батарей (W)	1100	1700	2900
Срок функционирования (лет)	7.5 *	10 *	15 *
Стоимость за единицу	\$43M	\$30M	\$28M *

* Проектные данные.

Проектное созвездие спутников GPS состояло из 24 спутников. С 1995 г. число активных спутников превышало эту цифру. При необходимости спутники могут на короткое, заранее объявленное время убираться с линии. Внезапные выходы из строя могут уменьшать группировку, но спутники GPS – достаточно надежные, и срок их жизни значительно превышает расчетный. Из 10 спутников Блока II/A (срок жизни 7.5 лет), запущенных в 1989-1990 гг., все, за исключением одного, были в работе на начало 2000 г. Спутники являются носителями радиопередатчиков с антеннами, атомных часов, компьютеров и разнообразного вспомогательного оборудования (солнечных батарей, системы стабилизации, реактивных двигателей для корректировки орбиты и т. п.).

По состоянию на 22 февраля 2004 г. (информация сайта <http://www.navcen.uscg.gov>), рабочее созвездие включало 28 спутников из блоков II, II/A и IIR. На рис. 4.2 показана схема расположения спутников на орбитальных плоскостях, составленная на основании альманаха системы.

Орбитальные параметры. В настоящее время наклонение орбит всех спутников GPS равно 55° , хотя у спутников Блока I оно было выбрано 63° . Эксцентриситеты орбит находятся в пределах $0.001 \div 0.02$, то есть практически круговые. Большая высота над поверхностью Земли – 20 150 км – сводит до минимума влияние трудно прогнозируемого сопротивления атмосферы и допускает при расчете эфемерид использовать более простые модели гравитационного поля Земли, чем для низкоорбитальных спутников. Большая высота над поверхностью Земли обеспечивает также большие размеры зоны видимости, как с Земли, так и со спутника (табл. 4.2). Продолжительность пребывания одного спутника в зоне видимости при его зенитном прохождении и при углах отсечки по высоте $h_{min} = 15^\circ$ равна примерно 4 часам.

Таблица 4.2. Параметры движения спутников GPS

Параметр	Значение
Большая полуось орбиты, a	26560 км
Наклонение орбиты i	55° *
Средняя высота над земной поверхностью, $H = a - R$	20182 км
Среднее движение $n = \sqrt{\mu/a^3}$	$30^\circ/\text{час}$
Период обращения, $P = 2\pi/n$	11:57:58
Скорость полета по орбите $V = \sqrt{\mu/a}$	3.874 км/с
Радиус зоны видимости со спутника при $h_{min} = 15^\circ$	13.4°
Радиус зоны видимости β со станции при $h_{min} = 15^\circ$	61.6°
Максимальное пребывание в зоне видимости при $h_{min} = 15^\circ \Delta t$	4.1 часа
Прецессия орбиты за сутки $\delta\Omega = 3\pi C_{20} \cos i (a_E/a)^2 N$ **	-0.0386°

* У спутников Блока I наклонение было 63° .

** N – число витков за сутки; a_E – экваториальный радиус Земли; C_{20} – коэффициент второй зональной гармоники разложения геопотенциала в ряд по сферическим функциям; a – большая полуось орбиты.

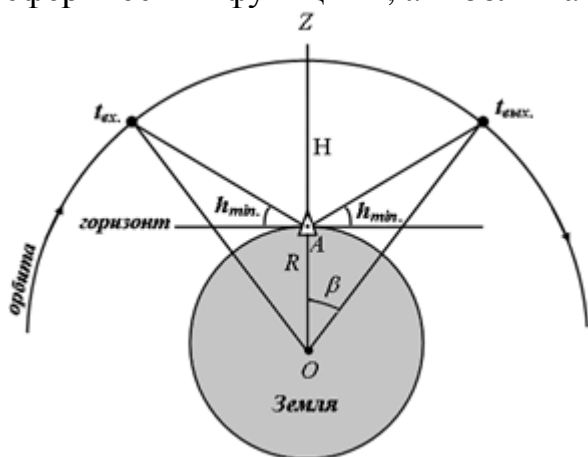


Рис. 4.4. Зона видимости с пункта

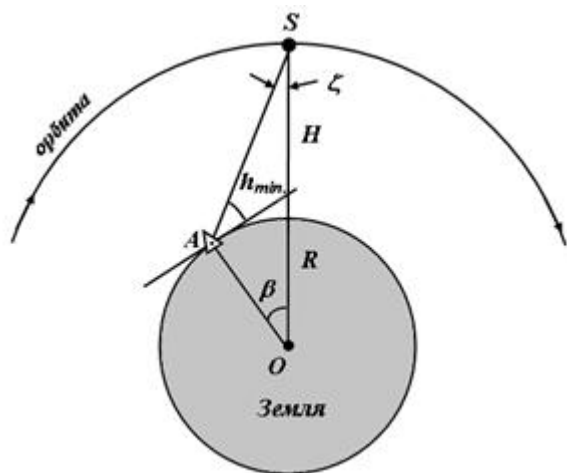


Рис. 4.5. Зона видимости со спутника

где R – радиус Земли, a – радиус (большая полуось) орбиты, а h_{min} – угол отсечки по высоте или *маска высоты*. Величина угла β и среднее движение спутника n определяют продолжительность Δt пребывания спутника в зоне видимости. В случае зенитного прохождения спутника

$$\Delta t = \frac{2\beta}{n}. \quad (4.2)$$

Угол ζ , который определяет сферический радиус наблюдаемой со спутника части земной поверхности, называют *зоной видимости со спутника* (рис. 4.5):

$$\sin \zeta = \frac{R \cos h_{min}}{a}. \quad (4.3)$$

Прецессия орбиты для спутников GPS за сутки, вычисляемая как

$$\delta\Omega = 3\pi C_{20} \cos i \left(\frac{a_E}{a} \right)^2 N \quad (4.4)$$

равна -0.0386° , а период дрейфа орбиты P_Ω (период, за который линия узлов в пространстве поворачивается на 360°)

$$P_\Omega = \frac{360^\circ}{\delta\Omega} \quad (4.5)$$

составляет около 9 300 суток, или 25 лет. Изменение географической долготы восходящего узла за сутки определяет смещение трассы спутника на земной поверхности. Оно складывается из годового и суточного вращений Земли и прецессии орбиты спутника. Влияние годового вращения Земли за сутки составляет 0.986° . Суточное вращение Земли дает вклад, равный $\omega_E \cdot (P \cdot N - 24^h) \cdot (1 + \mu)$, где ω_E – угловая скорость вращения Земли; μ – коэффициент перехода от звездного времени к среднему солнечному времени. Для спутников GPS этот член дает -1.015° , а сумма трех членов оказывается равной примерно -0.067° . Поэтому считается, что смещение трассы у спутников GPS незначительное, и, следовательно, спутники проходят на следующие сутки на 4 минуты раньше почти по тому же месту небесной сферы.

При полном созвездии почти все пользователи при беспрепятственном обзоре неба имеют для наблюдений минимум четыре спутника на высоте более 15° . Более вероятно, что пользователь будет видеть 6-8 спутников.

4.2.2. Контрольный сегмент GPS

Сердцем Контрольного сегмента является Главная станция управления, находящаяся на военно-воздушной базе Шривер (часто называемой Фалкон), около г. Колорадо Спрингс (шт. Колорадо, США). Главная станция управляет системой и обеспечивает командные и контрольные функции. Главными функциями Контрольного сегмента являются:

- отслеживание орбит спутников;
- отслеживание и поддержка рабочего состояния спутников;
- формирование системного времени GPS Time;
- расчет эфемерид спутников и параметров часов;
- обновление спутниковых навигационных сообщений;

– осуществление небольших маневров спутников для поддержания орбит (по мере необходимости).

Сигналы спутников непрерывно отслеживаются со станций слежения, широко распространенных на земном шаре по долготе: о. Вознесения, о. Диего Гарсия, атолл Кваджалейн, Гавайи и Колорадо Спрингс (рис. 4.6). С 2001 г. к этому списку нужно добавить м. Канаверал. Оборудование контрольных станций состоит преимущественно из GPS приемников с цезиевыми стандартами частоты, метеорологическими инструментами и связным оборудованием для передачи измерений на Главную станцию управления через наземные и спутниковые линии связи.

Наземные антенны для связи со спутниками через радиосвязь S-диапазона размещаются рядом со станциями слежения на о. Вознесения, м. Канаверал, о. Диего Гарсия и на атолле Кваджалейн. Эти 10-метровые параболические антенны дистанционно управляются с Главной станции управления, чтобы получать телеметрические данные со спутников о состоянии их подсистем, для засылки команд и загрузки данных для навигационных сообщений, затем транслируемых спутниками. Автоматическая станция слежения контрольной сети ВВС в Шривере также может работать как наземная GPS антенна для выдачи команд и проведения контроля.



Рис. 4.6. Расположение станций контрольного сегмента GPS

Данные со станций слежения используются для определения и предсказания орбит спутников и поправок их часов. Время GPS Time определяется по набору атомных часов на спутниках и на станциях слежения. Синхронизация часов спутников выполняется посредством оценивания смещения шкалы, частоты и дрейфа частоты генератора каждого спутника по отношению к шкале времени GPS Time и передачей параметров модели в навигационном сообщении спутника. Эфемериды и параметры часов, транслируемые спутниками, вычисляются на Главной станции управления и загружаются на спутники через наземные антенны.

Транслируемое спутниками навигационное сообщение обычно загружается минимум один раз в сутки. Возможность измерять дальности между спутниками Блоков ИР и ИФ позволит спутникам автоматически обновлять их навигационные сообщения и работать продолжительное время без контакта с Контрольным сегментом (спутники Блока ПА могут работать без контакта с Контрольным сегментом до 180 суток, уточняя свои орбиты на основе измерений «спутник – спутник»). Когда действует функция *Autonav*, Контрольный сегмент продолжает отслеживать сигналы, выявляя недопустимые условия для параметров навигационного сообщения и составляя расписание для новых загрузок, если они потребуются [Misra and Enge, 2001].

Важная функция Контрольного сегмента – поддержка системы отсчета WGS-84. Эта система отсчета доступна пользователям GPS через спутниковые эфемериды, вычисленные по данным, собранным на станциях мониторинга. Если какая-либо организация пожелает вычислить свои спутниковые орбиты (например, из пост-обработки данных наблюдений GPS, собранных со своей собственной наземной сети приемников), то полученная система отсчета будет определяться системой координат станции наблюдения в этой системе. Это может быть и не WGS-84, но обычно очень близкая к ней система отсчета.

4.2.3. Сигналы GPS

Сигналы, передаваемые спутниками GPS, – исключительно сложные. Система GPS предназначена работать с однонаправленными измерениями (только прием); обслуживать неограниченное количество как военных, так и гражданских пользователей, обеспечивать точные, однозначные измерения дальностей в реальном времени; обеспечивать точные измерения доплеровского сдвига; обеспечивать точные измерения фазы несущей; обеспечивать передачу сообщения; обеспечивать исправление ионосферной задержки; допускать одновременные измерения от многих спутников; иметь защиту от интерференции и иметь допустимую многопутность. Чтобы отвечать этим требованиям, сигналы GPS содержат несколько компонент. Официальное описание сигналов содержится в Интерфейсном контрольном документе ICD-GPS-200 (<http://www.navcen.uscg.mil>).

Электромагнитная волна в общем случае может быть охарактеризована четырьмя параметрами: амплитудой, частотой, фазой и поляризацией. Если один из этих параметров изменяется некоторым контролируемым способом или модулируется, тогда электромагнитная волна может нести информацию. Широко применяется амплитудная модуляция, например, для передач на длинных, коротких и средних волнах и для многих способов космической связи; частотная модуляция применяется для высокоточных передач на очень высоких частотах; фазовая модуляция обычно используется для передачи данных. Модулирующий сигнал может либо непрерывно изменяться (аналоговая форма), либо иметь фиксированное число уровней (цифровая форма), в случае бинарной модуляции – два уровня.

Несущие частоты. Каждый спутник GPS непрерывно ведет передачи на двух несущих частотах L-диапазона, обозначаемых как L1 и L2 (символ L

означает «link», «связь»). L-диапазон охватывает частоты между 1 и 2 ГГц и является частью УВЧ диапазона. Центры частот L1 и L2 равны:

- для L1 $f_{L1} = 1575.42$ МГц,
- для L2 $f_{L2} = 1227.60$ МГц.

Частота L1 (длина волны $\lambda_{L1} \approx 19$ см) получается путем умножения частоты задающего генератора на 154 и модулируется C/A- и P-кодами, частота L2 (длина волны $\lambda_{L2} \approx 24$ см), получается умножением частоты задающего генератора на 120 и модулируется P-кодом (рис. 4.7). Обе несущие частоты дополнительно модулируются навигационным сообщением. Наличие P-кодов на двух частотах позволяет уверенно оценить ионосферную поправку и повысить точность.

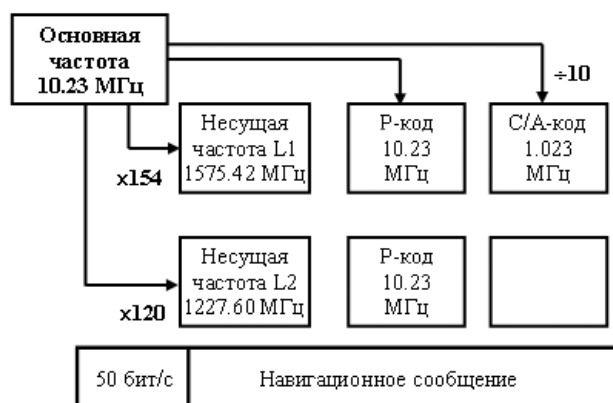


Рис. 4.7. Структура сигнала спутника NAVSTAR

Высокие несущие частоты используются по ряду причин. Сигналы GPS состоят из нескольких компонент. Для передачи этих составляющих необходима полоса пропускания примерно в 20 МГц. Но эта полоса пропускания, к примеру, равна всему диапазону спектра очень высоких частот (ОВЧ). Такая высокая, сравнительно нешумная часть радиоспектра необходима для сигналов типа GPS. Кроме того, сигналы GPS должны обеспечивать средство для определения не только высокоточных положений в реальном времени, но также и скоростей. Скорости определяются по измерениям небольшого сдвига в частоте принятых сигналов из-за эффекта Доплера. Чтобы достигнуть сантиметрового уровня точности в скорости, необходимы сигналы с сантиметровой длиной волны (*микроволны*). На микроволновых частотах сигналы являются высоконаправленными и, следовательно, они легко блокируются, а также отражаются твердыми телами и водной поверхностью. Через облака или дым микроволны проходят легко, но они могут блокироваться плотной или влажной листвой.

Дальномерные коды. Используемые в GPS коды представляют собой бинарные коды, то есть последовательность из единиц и нулей (двухуровневый сигнал). Они имеют характеристики случайного естественного шума, но в отличие от последнего, легко контролируются и воспроизводятся средствами электроники. Использование математического алгоритма или особого оборудования, называемого *tapped feedback registers* – *ленточными регистрами*

с обратной связью, позволяет генерировать последовательности, которые не повторяются после некоторого выбранного интервала времени. Поэтому их называют псевдо-случайным шумом (Pseudo Random Noise, PRN). Каждому спутнику NAVSTAR соответствует своя уникальная последовательность PRN, по которой спутник отождествляется аппаратурой пользователя, даже когда на его антенну одновременно приходят сигналы от нескольких спутников – известная техника связи множественного доступа с разделением по кодам (CDMA).

Точно такие же кодовые последовательности независимо воспроизводятся в GPS приемнике. Посредством совмещения ответной последовательности с принятой последовательностью и, зная момент времени, когда сигнал был передан спутником, можно вычислить время прохождения, и, следовательно, дальность $\rho = c\tau$ (c – скорость света).

PRN-коды GPS имеют дополнительные полезные свойства. Когда приемник обрабатывает сигналы от одного спутника, важно, чтобы не мешали сигналы, принятые одновременно от других спутников. PRN-коды GPS специально были выбраны так, чтобы они были устойчивыми к взаимной интерференции. Кроме того, использование PRN-кодов дает в результате сигнал, который имеет определенную степень невосприимчивости к непреднамеренному или обдуманному подавлению другими радиосигналами.

C/A-код. Каждый спутник передает два различных PRN-кода: C/A- (coarse/acquisition – «грубое приобретение») и P- (precise – «точный» или «protected» – защищенный) коды. Оба кода формируются от генератора 10.23 МГц, C/A-код – с делением частоты на 10, P-код – без изменения частоты. C/A-код является последовательностью из 1 023 бинарных цифр или *чипов*, которые повторяются каждую миллисекунду. Это означает, что чипы генерируются со скоростью 1 023 000 в секунду, и что чип имеет продолжительность примерно в 1 микросекунду. Каждый чип, находясь на несущей волне, проходит через пространство со скоростью света. Поэтому можно преобразовать интервал времени в единицы расстояния, умножив его на эту скорость. Одна микросекунда соответствует примерно 300 метрам. Это есть *длина волны* C/A-кода. Считается, что точность измерения расстояния равняется примерно 1% от длины волны, поэтому точность измерения расстояний по C/A-коду равняется примерно трем метрам.

Из-за того, что C/A-код повторяется каждую миллисекунду, GPS приемник может быстро захватывать сигнал и начинать совмещать принятый код с тем, который он генерирует. Однако по этой же причине измерения дальности имеют неоднозначность, кратную 300 км (рис. 4.8).

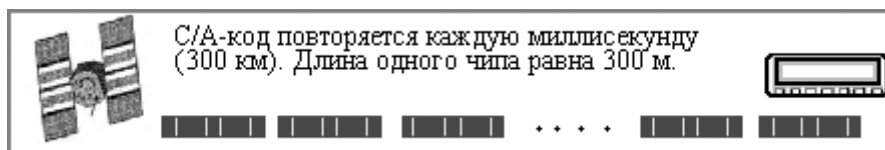


Рис. 4.8. C/A-код укладывается в расстояние между приемником и спутником не менее 67 раз

Каждому спутнику назначается свой уникальный C/A-код. Всего для спутников отводится 32 кодовых последовательности. Еще 4 дополнительных C/A-кода предназначены для других пользователей, например, для наземных передатчиков.

Р-код. Более высокая точность достигается при более короткой длине волны. Длина волны чипа Р-кода всего 30 м (рис. 4.9), то есть 1/10 от длины волны чипа C/A-кода. Р-код – чрезвычайно длинная последовательность. Узор чипов не повторяется, пока не пройдет 266 суток (38 недель) или около $2.35 \cdot 10^{14}$ чипов. Каждому спутнику назначается уникальный однонедельный сегмент этого кода, который повторно инициализируется в полночь с субботы на воскресенье каждую неделю.

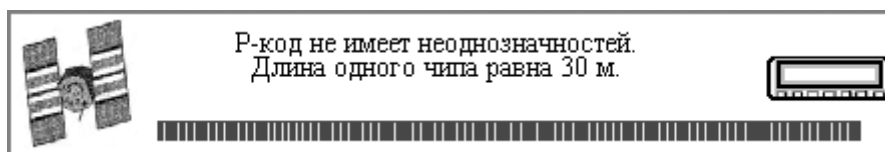


Рис. 4.9. Расстояние, измеренное по Р-коду, не имеет неоднозначности

Чтобы ограничить доступ неавторизованным пользователям, с 31 января 1994 г. спутники передают зашифрованную версию Р-кода, называемую Y-кодом. Этот код получается наложением на Р-код секретного W-кода сложением по модулю 2 (рис. 4.10). Частота W-кода составляет около 500 КГц, то есть на один чип W-кода приходится 20 чипов Р-кода. Как видно, в Y-коде одни сегменты полностью соответствуют Р-коду (там, где сложение происходило с нулем W-кода), другие же сегменты представляют обратный код (полученный сложением с единицей W-кода).

Процесс шифрования Р-кода известен под названием Anti-spoofing (AS).

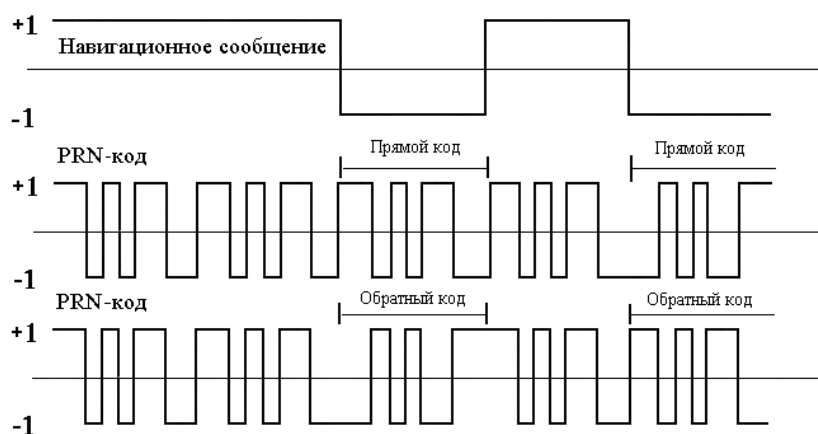


Рис. 4.10. Сложение по модулю 2

Службы стандартного и точного позиционирования. В настоящее время C/A-кодом модулируется несущая L1, в то время как зашифрованный Р-код передается и на L1, и на L2. Это значит, что пользователи с двухчастотными приемниками могут исправлять измеренные дальности за влияние ионосферы. Пользователи с одночастотными приемниками должны прибегать к моделям ионосферы, которые обычно охватывают только часть эффекта. Такой подход к

более низкой точности C/A-кода обеспечивается в GPS Службой стандартного позиционирования (SPS), этот уровень доступен гражданским пользователям. Служба точного позиционирования (PPS) обеспечивает доступ и к C/A-коду, и к зашифрованному P-коду, и предназначается (преимущественно) для военных пользователей. Служба SPS предполагала намеренное понижение точности, называемое Selective Availability (SA). Режим SA воздействует через зашумление часов спутника (так называемый «дельта-процесс») и понижение точности транслируемых эфемерид («эпсилон-процесс»). Зашумление часов сказывалось на всех измерениях псевдодальностей и фаз. Были возможны различные уровни режима SA, в SPS им обычно обеспечивалась точность планового положения в 100 м при вероятности 95%. С 4 часов по всемирному времени 2 мая 2000 г. по Указу президента США режим селективного доступа был отменен. После этого точность SPS повысилась до 15 м [Shaw et al., 2000].

Навигационное сообщение представляет собой поток данных, передаваемых каждым спутником на частотах L1 и L2 со скоростью 50 бит в секунду, то есть один бит на каждые 20 повторений C/A-кода. Структура навигационного сообщения показана на рис. 4.11. Полное навигационное сообщение состоит из 25 кадров, каждый из которых содержит 1 500 бит. Каждый кадр разделен на 5 подкадров по 300 бит, а каждый подкадр содержит 10 слов по 30 бит. Передача одного кадра производится за 30 с, а полное сообщение передается за 12.5 минуты. Подкадры 1, 2 и 3 передаются в каждом кадре, то есть они повторяются каждые 30 с. Содержание подкадров 4 и 5 изменяется в каждом кадре и повторяется через 25 кадров, образующих *суперкадр*. Версии подкадров 4 и 5 называются страницами, таким образом, в навигационном сообщении имеется 25 страниц с подкадрами 4 и 5, и каждая из них повторяется через 750 секунд или 12.5 минуты.

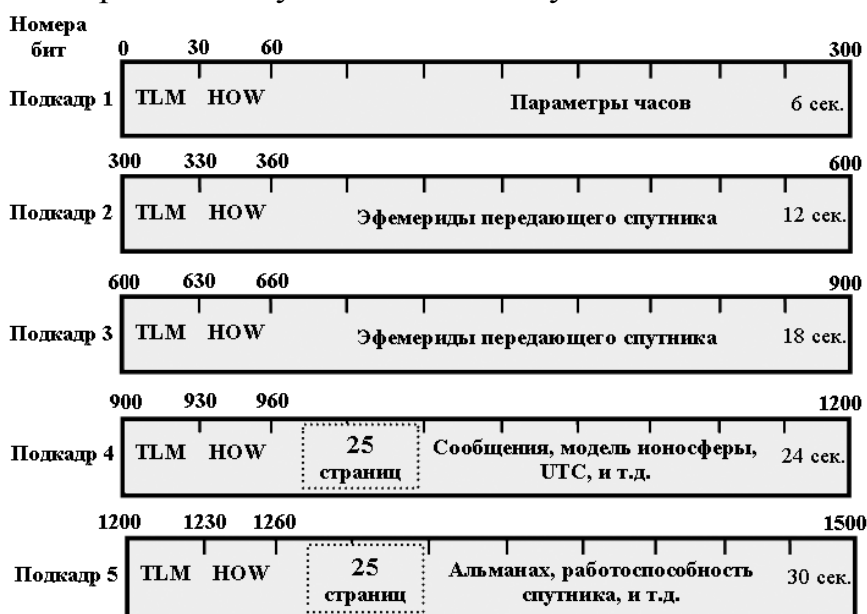


Рис. 4.11. Структура навигационного сообщения [Leick, 1995]

Навигационное сообщение накладывается на несущие L1 и L2 вместе с дальномерными кодами. Каждый спутник транслирует сообщение, которое

состоит из орбитальной информации (*эфемерид*), используемой при вычислении положения, поправки его часов относительно времени GPST, и информации о работоспособности («здоровье») спутника и ожидаемой точности измерений дальности. Сообщение также содержит *альманах*, в котором даются с пониженной точностью орбиты других спутников, данные об их часах, работоспособности спутников и другая информация. Эти данные используются приемником для того, чтобы определить, где находится каждый спутник, и произвести быстрый захват сигналов спутников, находящихся над горизонтом, но еще не отслеживаемых. Как только один спутник начинает отслеживаться, и его сообщение декодировано, получение сигналов от других спутников происходит очень быстро.

Каждый подкадр начинается со слов TLM и HOW. *Телеметрическое слово* TLM (telemetry word) содержит преамбулу из 8 битов, 16 резервных битов и 6 битов паритета. С его помощью обеспечивается синхронизация и некоторая диагностическая информация. Слово HOW (hand-over word), называемое иногда «словом передачи», представляет собой ключ для распознавания спутника и идентификации поступающей информации, а также для формирования показаний счета времени. Для приемников, которые отслеживают P-код, очень важна та часть информации в слове HOW, которая сообщает ему, откуда начинать поиск P-кода. Как упоминалось ранее, сегмент P-кода, назначаемый каждому спутнику, имеет продолжительность 7 суток. GPS приемник с изначально не синхронизированными часами должен вести поиск через генерированную им последовательность P-кода, чтобы совместить ее с входящим сигналом. Поиск только одной секунды кода занял бы много часов, поэтому приемнику нужна некоторая помощь. Эту помощь он получает именно из слова HOW.

Потоки чипов C/A-кода и зашифрованного P-кода отдельно объединяются с битами сообщения, используя *сложение по модулю 2* (см. рис. 4.10). Если чип кода и бит сообщения имеют одно и то же значение (оба 0 или оба 1), то результат будет 0. Если значения чипа и бита сообщения различные, в результате будет 1. Затем несущие модулируются кодом и сложным сигналом сообщения. Это проще делается на канале L2, поскольку на нем передается только зашифрованный P-код. Но канал L1 должен нести и зашифрованный P-код, и C/A-код. Это достигается методом, известным как *квадратура фазы*. Сигнал зашифрованного P-кода накладывается на несущую L1 тем же способом, что и на несущую L2. Чтобы получить сигнал C/A-кода на несущей L1, подается немодулированная несущая, которая сдвигается по фазе на 90° . Квадратурный компонент несущей смешивается с сигналом C/A-кода и затем объединяется с зашифрованным P-кодом модулированного синфазного компонента, после чего он может передаваться антенной космического аппарата.

Бинарная парафазная модуляция. Как упоминалось выше, волны несущей можно модулировать несколькими способами. Для сигналов GPS используется способ фазовой модуляции. Из-за того, что PRN коды и навигационное сообщение являются бинарными потоками, должно быть два

состояния фазовой модуляции. Этими двумя состояниями являются нормальное состояние, представляющее бинарный ноль, и состояние зеркального изображения, представляющее бинарную единицу. Нормальное состояние покидает несущую неизменным. Состояние зеркального изображения приводит к умножению немодулированной несущей на -1. Поэтому каждый переход кода с 0 на 1 (нормального изображения на зеркальное изображение) или с 1 на 0 (зеркального изображения на нормальное изображение) вызывает переброс фазы или сдвиг фазы на 180° (рис. 4.12). Эта техника известна как *бинарная парафазная модуляция*.



Рис. 4.12. Бинарная парафазная модуляция несущей частоты

Часы спутников GPS и время. Счет времени и частота для несущих, коды PRN и навигационное сообщение когерентно формируются из частоты атомного генератора, расположенного на борту спутника и работающего на частоте 10.23 МГц (и компенсируемого за самый большой релятивистский частотный сдвиг). Каждый спутник имеет на борту 4 генератора (два цезиевых и два рубидиевых на спутниках блока II), каждый из которых подчиняется командам от Главной станции управления GPS. Долговременная нестабильность бортовых генераторов частоты составляет несколько единиц 10^{-13} и даже 10^{-14} в течение суток. Будущие водородные мазеры будут иметь стабильность на уровне 10^{-14} – 10^{-15} на интервале в одни сутки.

Сигналы времени, передаваемые спутниками GPS, до 1990 г. синхронизировались с атомными часами Главной станции контроля в Колорадо в пределах 1 мкс, формируя шкалу времени GPS Time (GPST). Однако в настоящее время GPST выводится из обработки объединенных часов, состоящих из часов всех станций мониторинга и часов действующих спутников. Время GPST было совмещено со всемирным координированным временем UTC в 0^h 6 января 1980 г., но в отличие от UTC, оно не учитывает величину скачков секунд. Поэтому расхождение между шкалами GPST и UTC постоянно увеличивается в соответствии со скачками секунд, добавляемыми к шкале UTC.

Наибольшей единицей времени в GPST является неделя GPS, содержащая 604 800 секунд. Отдельная эпоха идентифицируется по времени GPST как число, которое прошло от предыдущей полуночи с субботы на воскресенье. Такая мера времени является, конечно, неоднозначной, поскольку необходимо указать, к какой неделе относится эпоха. Счет недель GPS начат с 0^h от 6 января 1980 г. и нумеруется последовательно. Таким образом, указание эпохи по GPST состоит из номера недели GPS и номера секунды в этой неделе.

Атомные стандарты частоты на спутниках подвержены эффектам специальной теории относительности (из-за скорости спутника) и общей теории относительности (из-за разности гравитационных потенциалов на орбите спутника и на земной поверхности). Большая часть этих эффектов является общей для всех спутников и не зависит от эксцентриситета орбиты. Соответствующее относительное смещение частоты составляет $\Delta f/f = -4.4647 \cdot 10^{-10}$. Это смещение соответствует увеличению во времени на 38.3 мкс за сутки (часы на орбите идут быстрее), а изменение в основной частоте 10.23 МГц составляет $\Delta f = 0.0045674$ Гц. Поэтому на заводе перед запуском спутника его основная частота настраивается на величину 10.22999999543 МГц. Вторая часть релятивистского эффекта пропорциональна эксцентриситету орбиты спутника. Для круговых орбит она равна нулю. Для спутников GPS с эксцентриситетом около 0.02 влияние может достигать 45 нс, что соответствует ошибке в расстоянии в 14 м. Однако этот эффект можно учесть, используя несложное выражение, представляющее влияние в виде функции большой полуоси, эксцентриситета и эксцентрической аномалии (см. раздел 2.4). При относительном позиционировании влияние релятивистских эффектов практически полностью исключается [Leick, 1995].

Поляризация. Сигналы, передаваемые спутниками GPS, имеют правостороннюю круговую поляризацию (right hand circular polarization, RHCP). Круговая поляризация используется повсеместно для сигналов, передаваемых с космических аппаратов, чтобы бороться с проблемой затухания, связанным с Фарадеевым вращением плоскости поляризации из-за магнитного поля Земли. Для сигнала с RHCP для обеспечения максимальной силы сигнала в приемнике необходимо использовать антенну с RHCP. При отражении сигнала поляризация с правосторонней меняется на левостороннюю.

4.2.4. Объединение передаваемой информации

Сложный сигнал GPS, передаваемый спутником, состоит, таким образом, из несущих колебаний, модулированных псевдошумовыми дальномерными C/A- и P(Y)-кодами, а также навигационным сообщением. Объединение всех этих компонент проиллюстрировано на рис. 4.13. Как уже упоминалось, сигнал L1 модулируется и C/A-кодом, и P-кодом таким образом, чтобы два кода не интерферировали друг с другом. Это достигается модуляцией одного кода синфазно, а другого – в квадратуре, то есть они смещены относительно друг друга на 90°.

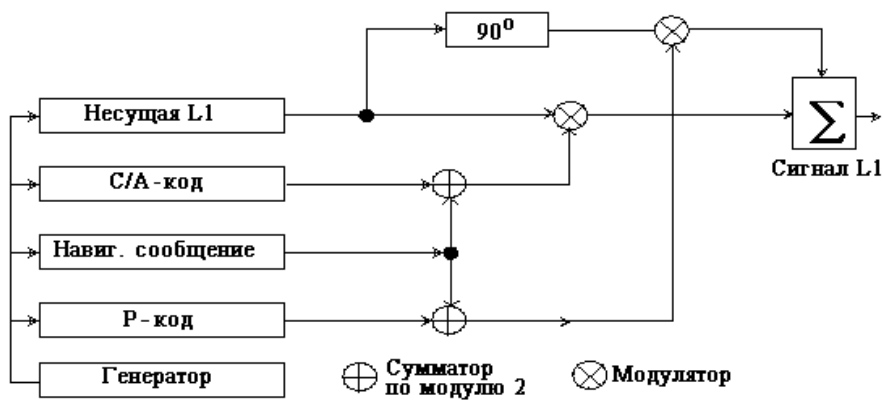


Рис. 4.13. Объединение компонент сигналов GPS на частоте L1

Сложный сигнал передается массивом имеющих лучевую форму антенн, расположенных со стороны надира спутника. Уровни мощности передаваемых сигналов равны +23.8 дБВ и +19.7 дБВ для сигнала зашифрованного P-кода соответственно на L1 и L2 и +28.8 дБВ для сигнала C/A-кода на L1 [Teunissen et al., 1998]. Массив излучает для пользователей на земной поверхности или вблизи нее с почти одинаковой мощностью, по крайней мере, -163 дБВ и -166 дБВ соответственно для сигналов зашифрованного P-кода на L1 и L2 и -160 дБВ – для сигналов C/A-кода L1. Действительные уровни принятых сигналов могут быть больше, чем эти значения, по множеству причин, включая изменения выходной мощности передатчика спутника. Ожидается, что максимальные уровни принятых сигналов не превысят -155.5 и -158.0 дБВ соответственно для сигналов зашифрованного P-кода на L1 и L2 и -153.0 дБВ – для C/A-кода L1.

Представив, что GPS – дальномерная система, мы могли бы считать, что спутники просто передают сообщение в кодированной форме. Биты сообщения замаскированы чипами PRN-кода. Эффект от этой маскировки увеличивает ширину пропускания сигнала. Вместо того, чтобы занимать только часть от одного килогерца, сигнал расширяется до 20 МГц. Внутри GPS приемника операция совмещения кода сужает сигнал, позволяя делать восстановление сообщения. Ясно, что это можно сделать, если приемник знает правильные коды. Операция сужения, наоборот, растягивает любой мешающий сигнал, значительно уменьшая его влияние. В этом состоит общепринятая техника, особенно в военной области, для обеспечения безопасности и борьбы с интерференцией, известная как *связь с прямым последовательным широким спектром*. Сигналы широкого спектра имеют дополнительное свойство ограничения интерференции (помех) от сигналов, отраженных ближайшими объектами (*многопутность*).

Сигнал L1, переданный спутником GPS, можно представить в форме уравнения как

$$S_{L1_i}(t) = A_p P_i(t) W_i(t) D_i(t) \cos(\omega_1 t + \phi_{n,L1,i}) + A_c C_i(t) D_i(t) \sin(\omega_1 t + \phi_{n,L1,i}), \quad (4.6)$$

где A_p и A_c – амплитуды, соответственно, для компонент зашифрованного P-кода и C/A-кода;

$P_i(t)$ – представляет P-код спутника i ;

$W_i(t)$ – представляет код шифрования, $Y_i(t) = P_i(t)W_i(t)$;

$C_i(t)$ – представляет C/A-код спутника i ;

$D_i(t)$ – представляет данные, передаваемые спутником i в транслируемом (навигационном) сообщении;

ω_i – частота L1;

$\phi_{n,L1,i}$ – является малым шумом фазы и компоненты дрейфа генератора.

Подобным образом можно представить сигнал L2, передаваемый спутником i , как

$$S_{L2,i} = B_p P_i(t) W_i(t) D_i(t) \cos(\omega_2 t + \phi_{n,L2,i}), \quad (4.7)$$

где B_p – амплитуда сигнала L2 [Tennissen et al., 1998].

4.2.5. Модернизация GPS

После полного развертывания системы GPS в США, которое было выполнено в 1995 г., федеральная политика и планирование для GPS и направления по ее улучшению были определены в Президентской директиве 1996 г. (Presidential Decision Directive NSTC-6). Считается, что Постановление Президента США обеспечило стратегическое видение в управлении и использовании GPS для военных, гражданских, коммерческих и научных интересов, как национальных, так и международных. Президентское постановление отводит определенные роли и обязательства Министерству обороны, Министерству транспорта и Государственному департаменту. В дальнейшем это позволило Министерству обороны и Министерству транспорта под председательством Межведомственного исполнительного совета GPS (Interagency GPS Executive Board, IGEB) управлять GPS и усиливать программы правительства США.

Первая встреча Совета IGEB состоялась в 1997 г. Главным предметом обсуждения на этой встрече был вопрос о потребности в дополнительных гражданских сигналах GPS, для улучшения обслуживающего обеспечения обширного массива гражданских и коммерческих пользователей. В результате, IGEB согласился в течение года идентифицировать вторую гражданскую частоту. В объединении с попыткой, уже осуществленной внутри Военно-Воздушных сил, включить и гражданские, и военные требования в обновленный документ по операционным требованиям к GPS, эти действия послужили основанием для текущей программы модернизации GPS. Она касается совершенствования в обслуживании как военных, так и гражданских пользователей.

В 1998 г. вице-президент США Гор объявил, что на частоте 1227.6 МГц, известной как L2, будет передаваться второй гражданский сигнал. В настоящее время на этой частоте модулируется только P(Y)-код, используемый американскими военными и другими зарегистрированными пользователями. Вице-президент также заявил, что в 2005 г. начнет передаваться третий гражданский сигнал, специально разработанный для безопасного обслуживания. Частота третьего гражданского сигнала, теперь известного как L5, была отобрана в январе 1999 г. Сигнал L5 будет осуществляться на частоте

1176.45 МГц в блоке спектра, который предназначен для воздушной радионавигационной службы ARNS. Окончательные изменения структуры GPS сигнала показаны на рис. 4.14.

Первый существенный шаг в модернизации GPS для гражданских пользователей произошел, когда 2 мая 2000 г. по постановлению Президента США Клинтона был выключен режим селективного доступа (SA). Самый большой вклад в ошибки GPS позиционирования (при отсутствии режима зашумления SA) дают задержки сигнала, вызванные атмосферой Земли. Так как военные в настоящее время имеют полный доступ к двум сигналам и частотам через PPS, то они могут исправлять погрешности за ионосферу формированием линейной комбинации L1 и L2 измерений псевдодальности с математической оценкой и устранением почти всех ионосферных влияний из измерений L1. Чтобы компенсировать ошибки от ионосферы в гражданском применении, некоторые изготовители приемников разработали новые методы для использования компонентов зашифрованного сигнала Y-кода. Однако, для эффективного функционирования, эти так называемые полубескодовые приемники требуют на частоте L2 значительно более высокого отношения уровня сигнала к уровню шума (SNR), чем у двухчастотного военного приемника в условиях PPS. Более высокое отношение SNR может быть достигнуто при стационарном позиционировании, но многие ситуации препятствуют эффективному использованию этих методов. Например, когда приемник находится в движении, или присутствуют ионосферные разряды, приемник может терять способность следить за входящими сигналами, и ему потребуется несколько минут, чтобы восстанавливать сигнал. Точно такая же ситуация возникает, когда приемник должен видеть спутники через листву или в присутствии многопутности сигналов. Доступ гражданских пользователей к дополнительным кодовым сигналам будет давать возможность улучшить точность через ионосферную коррекцию для динамического использования даже в тяжелых условиях с интерференцией и многопутностью.

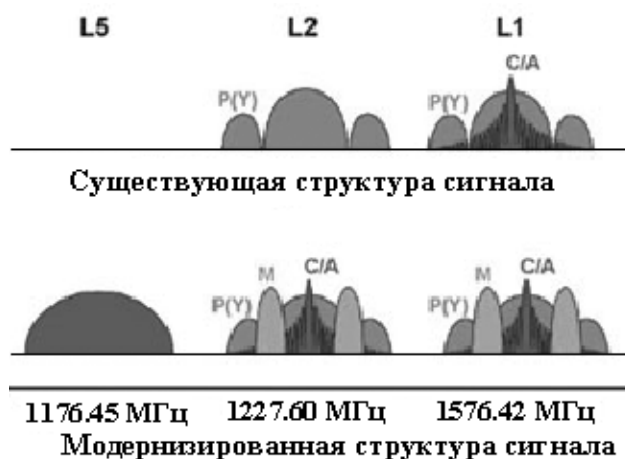


Рис. 4.14. Современная и модернизированная структура сигнала GPS [Shaw et al., 2000]

Третий гражданский сигнал должен передаваться спутниками Блока ПФ и Блока III на частоте 1176.45 МГц (длина волны около 25.5 см), обозначаемой как L5. Сигнал L5 был специально разработан для улучшения характеристик текущего сигнала C/A-кода на L1. Мощность L5 будет увеличена на 6 dB по сравнению с мощностью текущего сигнала L1 (2154 dBW по сравнению с 2160 dBW). Свободная от данных составляющая нового сигнала также обеспечивает более надежное отслеживание фазы несущей, что желательно для многих применений. Ширина диапазона радиопередачи минимум в 20 МГц и более высокая скорость квантования будут обеспечивать большую точность при наличии многопутности. Наконец, более длинный код, чем C/A-код на L1 и L2, приведет к уменьшению самоинтерференции системы, вызванной кросс-корреляцией CDMA.

Если ионосферные погрешности будут устранены с помощью наблюдений на двух частотах, то главными источниками ошибок при GPS позиционировании останутся ошибки эфемерид и часов. С текущим GPS созвездием ошибки часов и погрешности эфемерид будут приблизительно 1.8 и 1.4 м (1σ), что соответствует эквивалентной пользовательской ошибке в дальности (UERE) для объединенной погрешности в 2.3 м (1σ). Новый метод, называемый применением инициативы улучшенной точности (АП), как ожидается, приведет к уменьшению погрешностей GPS часов и эфемерид в UERE приблизительно до 1.25 м.

Для автономных оперативных GPS пользователей добавление второго и третьего гражданского сигнала будет обеспечивать избыточность в сигналах, повышать доступность и целостность сигнала (своевременное обнаружение «нездорового» сигнала), снижать перерывы в обслуживании и повышать сопротивление радиочастотным помехам.

Два новых дополнительных кодовых гражданских сигнала (C/A-код на частоте L2 и новый сигнал на частоте L5) помогут достичь высокой точности (рис. 4.15) в кинематических измерениях в реальном времени на коротких и длинных расстояниях. Такая точность необходима при посадке самолетов, управлении механизмами, производстве съемок, в картографировании, сельском хозяйстве, научных исследованиях Земли.

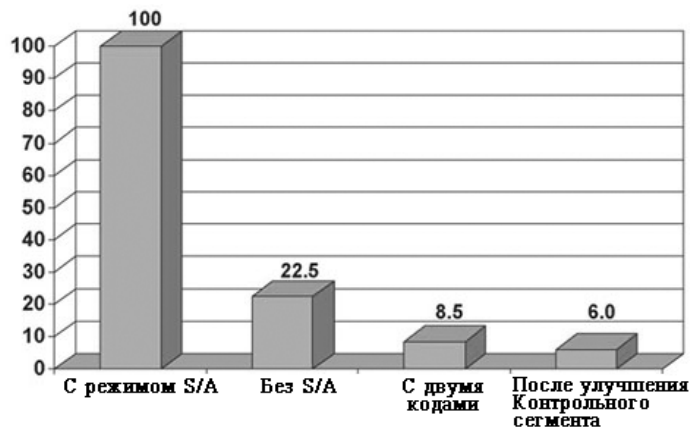


Рис. 4.15. Уменьшение погрешности в плане (в метрах) при абсолютном GPS позиционировании при вероятности 95%

Существенным компонентом полной программы модернизации является обновление сегмента управления. Эти усовершенствования включают:

- обновление станций слежения GPS и их наземных антенн новыми цифровыми приемниками и компьютерами;
- замена существующих компьютеров Главной станции управления сетью с распределенной архитектурой;
- применение инициативы улучшения точности (Accuracy Improvement Initiative, АИ), объединение со спутниковой контрольной сетью ВВС, использование полных возможностей спутников Блока ИР;
- завершение полностью способной к работе дополнительной Главной контрольной станции (Alternate Master Control Station, АМС) на базе ВВС в Ванденберге;
- добавление команд для спутников Блока ИР и функциональных возможностей управления.

Текущая модернизация по орбитальной группировке GPS должна быть выполнена приблизительно к 2010 г. (с использованием 12 спутников GPS Блок ИР). Для удовлетворения военных и гражданских требований до 2030 г., совет IGEB принял рекомендации Министерства обороны США по разработке нового поколения спутников (GPS III) и связанной с ним опорной наземной сети для использования после 2010 г.

4.3. Структура российской системы ГЛОНАСС

4.3.1. Космический сегмент ГЛОНАСС

Российская сетевая среднеорбитальная СРНС ГЛОНАСС предназначена для непрерывного и высокоточного определения пространственного положения, времени, а также скорости для различных видов потребителей в любой точке Земли и околоземного пространства.

Спутники системы ГЛОНАСС непрерывно излучают навигационные сигналы двух типов: навигационный сигнал стандартной точности (СТ) в диапазоне L1 (1,6 ГГц) и навигационный сигнал высокой точности (ВТ) в диапазонах L1 и L2 (1,2 ГГц). Информация, предоставляемая навигационным сигналом СТ, доступна всем потребителям на постоянной и глобальной основе и обеспечивает, при использовании приемников ГЛОНАСС, возможность определения:

- горизонтальных координат с точностью 50-70 м (вероятность 99,7%);
- вертикальных координат с точностью 70 м (вероятность 99,7%);
- компонент вектора скорости с точностью 15 см/с (вероятность 99,7%);
- точного времени с точностью 0,7 мкс (вероятность 99,7 %).

Эти точности можно значительно улучшить, если использовать дифференциальный метод навигации и/или дополнительные специальные методы измерений. Сигнал ВТ предназначен, в основном, для потребителей МО РФ, и его несанкционированное использование не рекомендуется. Вопрос о предоставлении сигнала ВТ гражданским потребителям находится в стадии рассмотрения.

Орбитальная группировка ГЛОНАСС. Развертывание орбитальной группировки ГЛОНАСС началось с запуска первого спутника СРНС «Космос 1413» 12 октября 1982 г. В соответствии с указом Президента РФ, официальное использование ГЛОНАСС началось с промежуточного созвездия спутников с 24 сентября 1993 г., а штатная эксплуатация системы началась с конца 1995 г., когда орбитальная группировка объединила 24 рабочих спутника. На начало 2003 г. уже был запущен 91 НКА (рис. 4.16, а). Число рабочих спутников, находящихся на орбитах, по данным бюллетеня КНИЦ МО РФ на 19.02.2004 г. было равно 11, данные о них приводятся в Интернете (http://www.rssi.ru/SFCSIC/nagu_w.txt).

Орбиты. Спутники системы (21 рабочий и 3 запасных) равномерно располагаются в трех орбитальных плоскостях, отстоящих по долготе на 120° (рис. 4.16, б). В каждой плоскости размещается по 8 спутников со смещением по аргументу широты на 45° . Спутники в плоскости $i + 1$ смещены на 15° по аргументу широты по сравнению со спутниками плоскости i . Максимальные уходы спутников относительно расчетного положения в орбитальной плоскости не превышают 5° на интервале 5 лет. Радиус круговых орбит – 25 510 км, что соответствует периоду обращения 11 ч 15 мин 44 с, и составляет 8/17 от звездных суток. Спутники ГЛОНАСС совершают ровно 17 оборотов за каждые 8 звездных суток, поэтому после 8 звездных суток спутник будет вновь появляться в том же положении на небе для наблюдателя на земной поверхности. Из-за того, что на каждой плоскости находится 8 спутников, равномерно распределенных по орбите, наблюдатель на Земле будет видеть один из этих спутников на небе в одно и то же время звездных суток. По времени UTC это соответствует прохождению на 4 мин раньше на следующие сутки, то есть, как и в системе GPS. Но в американской системе это явление относится к одному и тому же спутнику, а в российской системе – к разным спутникам.

Наклонение орбиты составляет $64,8^\circ + 0,3^\circ$, эксцентриситет $0 + 0.01$, то есть орбита близка к круговой. Прецессия орбиты составляет $-0.0339^\circ/\text{сут}$. При наличии в группировке 21 рабочего спутника обеспечивается возможность координатно-временных измерений в любой точке земной поверхности по 4 и более спутникам. Остальные спутники обеспечивают «горячий» резерв и высокую устойчивость системы. Созвездие из 24 спутников гарантирует, что, по крайней мере, 5 спутников будут видны одновременно на 99% земной поверхности.

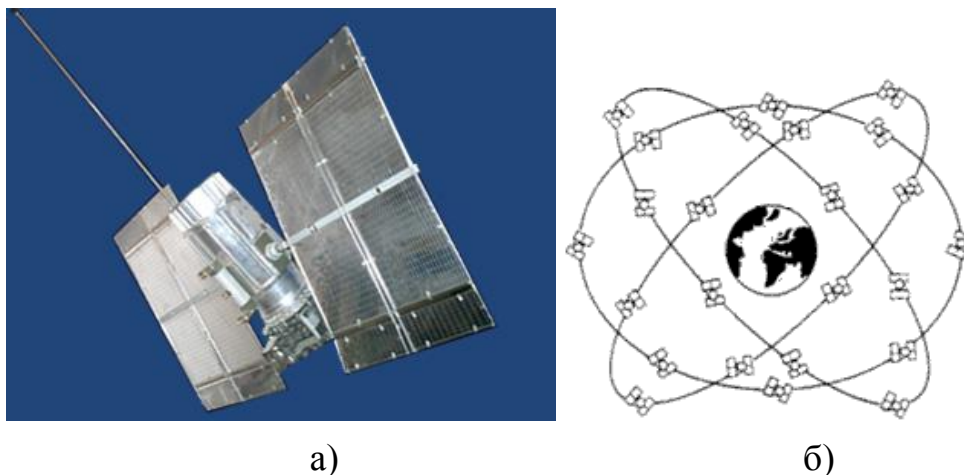


Рис. 4.16. Система ГЛОНАСС:

а) спутник «Ураган» системы ГЛОНАСС (масса около 1 300 кг, диаметр 2.35 м, длина с развернутой штангой магнитометра 7.84 м, ширина с развернутыми солнечными батареями 7.23 м) (<http://www.glonass-center.ru>); б) созвездие спутников ГЛОНАСС

Выведение спутников ГЛОНАСС на орбиту производится с космодрома Байконур с помощью ракеты-носителя «Протон». Обычно одним носителем одновременно выводятся три спутника ГЛОНАСС в одну из рабочих позиций (слотов). Один аппарат остается на месте, а два другие разводятся в соседние рабочие точки. Перевод каждого спутника в заданную точку орбитальной плоскости производится с помощью собственной двигательной установки.

Точность выведения спутника на заданную орбиту составляет: по периоду обращения – 0.5 с, по аргументу широты – 1° , по эксцентриситету – 0.01, по наклонению – 0.3° [Болдин и др., 1999].

Спутник системы ГЛОНАСС (собственное название «Ураган» или «Космос» с соответствующим номером, рис. 4.16, а) состоит из герметического цилиндрического контейнера, в котором размещаются служебные системы и специальная аппаратура, рамы антенно-фидерных устройств, панелей солнечных батарей с приводами, приборов системы ориентации, двигательной установки и системы терморегулирования. На спутнике также установлены оптические уголковые отражатели, предназначенные для калибровки радиосигналов измерительной системы с помощью измерений расстояний до спутника лазерными дальномерами, а также для уточнения параметров модели движения спутника. Уголковые отражатели оформлены в виде блока, постоянно направленного на центр Земли. Их площадь равна 0.25 м².

Навигационный комплекс спутника обеспечивает его функционирование как элемента системы ГЛОНАСС. В состав комплекса входят: синхронизатор, формирователь навигационных радиосигналов, бортовой компьютер, приемник навигационной информации и передатчик навигационных радиосигналов. *Синхронизатор* обеспечивает выдачу высокостабильных синхрочастот на бортовую аппаратуру, формирование, хранение, коррекцию и выдачу бортовой шкалы времени (БШВ). *Формирователь навигационных радиосигналов* обеспечивает формирование псевдослучайных фазоманипулированных

навигационных радиосигналов, содержащих дальномерный код и навигационное сообщение. *Комплекс управления* обеспечивает управление системами спутника и контролирует правильность их функционирования. *Командно-измерительная система* обеспечивает измерение дальности в запросном режиме, контроль бортовой шкалы времени, управление системой по разовым командам и временным программам, запись навигационной информации в бортовой навигационный комплекс и передачу телеметрии. *Блок управления* обеспечивает распределение питания на системы и приборы спутника, логическую обработку, размножение и усиление разовых команд. *Система ориентации и стабилизации* обеспечивает успокоение спутника после отделения от ракеты-носителя, начальную ориентацию солнечных батарей на Солнце и продольной оси спутника на Землю, затем ориентацию продольной оси спутника на центр Земли и нацеливание солнечных батарей на Солнце, а также стабилизацию спутника в процессе коррекции орбиты. Погрешность ориентации на центр Земли не хуже 3° , а отклонение нормали к поверхности солнечной батареи от направления на Солнце – не более 5° . *Система коррекции* обеспечивает приведение спутника в заданное положение в плоскости орбиты и его удержание в данных пределах по аргументу широты. *Система терморегулирования* обеспечивает необходимый тепловой режим спутника. *Система электроснабжения* включает солнечные батареи, аккумуляторные батареи, блок автоматики и стабилизации напряжения. Начальная мощность солнечных батарей – 1 600 Вт, площадь – 17.5 м^2 . При прохождении спутником теневых участков Земли и Луны питание бортовых систем осуществляется за счет аккумуляторных батарей. Их разрядная емкость составляет 70 ампер-часов.

Таким образом, на спутник ГЛОНАСС возложено выполнение следующих функций:

- излучение высокостабильных радионавигационных сигналов;
- прием, хранение и передача цифровой навигационной информации;
- формирование, оцифровка и передача сигналов точного времени;
- ретрансляция или излучение сигналов для проведения траекторных измерений для контроля орбиты и определения поправок к бортовой шкале времени;
- прием и обработка разовых команд;
- прием, запоминание и выполнение временных программ управления режимами функционирования спутника на орбите;
- формирование телеметрической информации о состоянии бортовой аппаратуры и передача ее для обработки и анализа наземному комплексу управления;
- прием и выполнение кодов/команд коррекции и фазирования бортовой шкалы времени;
- формирование и передача «признака неисправности» при выходе важных контролируемых параметров за пределы нормы.

Управление спутниками ГЛОНАСС осуществляется в автоматизированном режиме.

Сигналы ГЛОНАСС. Каждый спутник системы ГЛОНАСС передает непрерывные навигационные сигналы на собственной несущей частоте в поддиапазонах L1 и L2 (1 600 и 1 250 МГц). Навигационный радиосигнал является многокомпонентным фазоманипулированным сигналом. Фазовая манипуляция несущей осуществляется на 180° с максимальной погрешностью не более 15° ($\pm 0,2$ радиана). Несущие модулируются двумя бинарными кодами: кодом стандартной точности (СТ-код) и кодом высокой точности (ВТ-код), а также данными навигационного сообщения. На частоте L1 передаются оба типа бинарных кодов, а на частоте L2 – только ВТ-код. СТ-код генерируется с частотой 0.511 МГц, он доступен гражданским пользователям для навигации стандартной точности. ВТ-код генерируется с частотой 5.11 МГц и служит для навигации высокой точности, этот код не рекомендуется для использования гражданскими пользователями без разрешения МО РФ. ВТ-код может изменяться космическими войсками РФ без предварительного уведомления. Режимы типа селективного доступа SA и шифрования AS, применяемые в GPS, для системы ГЛОНАСС не предусмотрены.

Каждый спутник ГЛОНАСС передает свои сигналы поддиапазонов L1 и L2 на несколько разных частотах. Приемник ГЛОНАСС может различать сигналы отдельных спутников в общем входящем сигнале от всех видимых спутников посредством назначения различных частот каналам слежения. Этот метод называется множественным доступом с разделением по частоте (FDMA). Номинальная частота для каждого спутника ГЛОНАСС назначается в соответствии с формулами:

$$f_{K1} = f_{01} + K \cdot \Delta f_1, \quad (4.8)$$

$$f_{K2} = f_{02} + K \cdot \Delta f_2,$$

где K – номера несущих частот навигационных радиосигналов, излучаемых НКА в частотных поддиапазонах L1 и L2, соответственно; $f_{01} = 1\,602$ МГц; $\Delta f_1 = 562,5$ кГц, для поддиапазона L1; $f_{02} = 1\,246$ МГц; $\Delta f_2 = 437,5$ кГц, для поддиапазона L2.

Распределение номинальных значений несущих частот f_{K1} и f_{K2} по номерам K приводится в Интерфейсном контрольном документе [Глобальная навигационная ..., 2002], а распределение номеров K между НКА отображается в альманахе системы (неоперативная информация в навигационном сообщении). Канал с номером 0 используется только для целей тестирования. Между несущими частотами сохраняется постоянное соотношение:

$$\frac{f_{(2)}^K}{f_{(1)}^K} = \frac{7}{9}. \quad (4.9)$$

Метод FDMA требует, чтобы в зоне видимости станции были спутники с различными частотами. Поскольку два спутника-антипода невозможно одновременно наблюдать с одной станции на земной поверхности, то такие спутники могут передавать свои сигналы на одинаковых частотах. Это делается для того, чтобы предупредить интерференцию между сигналами,

используемыми в ГЛОНАСС, радиоастрономии и мобильных спутниковых службах.

Фаза несущего колебания поддиапазона L1 в НКА ГЛОНАСС и фазы несущих колебаний поддиапазонов L1 и L2 в НКА ГЛОНАСС-М модулируется двоичной последовательностью, образованной суммированием по модулю 2 трех двоичных сигналов (рис. 4.17):

- псевдослучайного (ПС) дальномерного кода, передаваемого со скоростью 511 кбит/с;
- цифровой информации навигационного сообщения, передаваемого со скоростью 50 бит/с;
- вспомогательного колебания типа меандр, передаваемого со скоростью 100 бит/с.

Основой для формирования всех перечисленных компонентов сигнала является бортовой стандарт частоты. Псевдослучайный дальномерный код представляет собой последовательность максимальной длины регистра сдвига (M-последовательность) с периодом 1 мс и скоростью передачи символов 511 кбит/с.

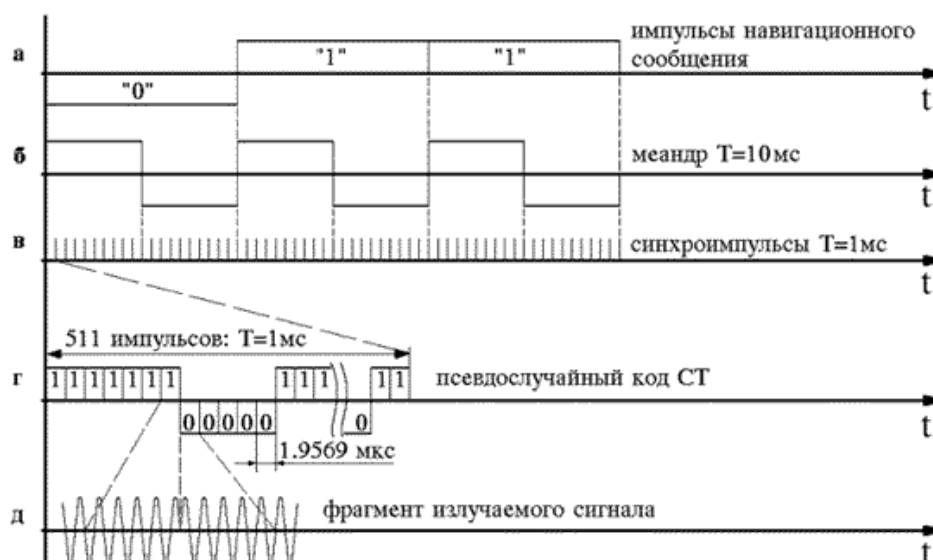


Рис. 4.17. Структура сигнала ГЛОНАСС

В системе ГЛОНАСС предусматривается поэтапная замена частотного диапазона таким образом, чтобы с 2005 г. все спутники системы использовали в качестве рабочих только каналы частот $K = -7 \dots +4$, а каналы $+5$ и $+6$ использовались как технологические в ограниченные периоды времени.

Учет релятивистских эффектов. Рабочие частоты поддиапазонов L1 и L2 для каждого космического аппарата когерентны и формируются от общего стандарта частоты. С точки зрения наблюдателя, находящегося на поверхности Земли, номинальное значение частоты этого стандарта равно 5,0 МГц. Для компенсации релятивистских эффектов формируемая бортовым стандартом частота, с точки зрения наблюдателя, находящегося на НКА, смещена относительно 5,0 МГц на относительную величину $\Delta f/f = -4,36 \cdot 10^{-10}$ или $\Delta f = -2,18 \cdot 10^{-3}$ Гц, то есть равна 4,99999999782 МГц (величины даны для

номинального значения высоты орбиты НКА, равного 19 100 км). Фактические значения несущих частот радиосигналов каждого НКА могут отличаться от номинальных значений f_k на относительную величину, не превышающую $\pm 2 \cdot 10^{-11}$.

Поляризация сигналов. Для уменьшения затухания сигналов спиральные элементы антенн на спутниках формируют радиосигнал с правосторонней круговой поляризацией. При этом коэффициент эллиптичности по полю не хуже 0.7 в секторе излучения $\pm 19^\circ$ относительно оси симметрии диаграммы направленности бортовой передающей антенны спутника. Эти параметры учитываются при конструировании приемных антенн потребителей СРНС и при учете поляризационных потерь сигналов в радиолинии.

Навигационное сообщение. Навигационное сообщение ГЛОНАСС создается ЦУС и затем передается на спутники Контрольными станциями (рис. 4.18).

Цифровая информация навигационного сообщения подразделяется на оперативную и неоперативную информацию. Оперативная информация относится к тому аппарату, с борта которого передается данный навигационный радиосигнал. Неоперативная информация (альманах системы) относится ко всем НКА, входящим в состав ПКА. Скорость передачи цифровой информации равна 50 бит/с.

Оперативная информация содержит:

- оцифровку меток времени НКА;
- сдвиг шкалы времени НКА относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС;
- относительное отличие несущей частоты излучаемого навигационного радиосигнала от номинального значения;
- эфемериды НКА и другие параметры.

Эфемериды спутников даются в виде векторов положений и скоростей в системе координат ПЗ-90 на эпохи t_b . Кроме того, даются составляющие ускорения КА в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b , обусловленные действием Луны и Солнца. Эти данные обновляются каждые 30 минут. Таким образом, эфемеридная информация в системах ГЛОНАСС и GPS дается в совершенно разных формах и в различных системах координат. Характеристики точности положений спутников даются в табл. 4.3.

Таблица 4.3. Точность положений спутников в системе ПЗ-90 [Глобальная навигационная ..., 2002]

Составляющая погрешности КА	СКО погрешности определения местоположения (м)	
	ГЛОНАСС	ГЛОНАСС-М
Вдоль орбиты m_T	20	7
По бинормали к орбите m_W	10	7
По радиус-вектору m_S	5	1,5

Следовательно, средняя квадратическая погрешность положения спутника на орбите

$$M_E = \sqrt{m_T^2 + m_S^2 + m_W^2} \quad (4.10)$$

для спутника ГЛОНАСС составляет 23 м, а для ГЛОНАСС-М – 10 м.

Неоперативная информация содержит альманах системы, включающий в себя:

- данные о состоянии всех НКА системы (альманах состояния);
- сдвиг шкалы времени каждого НКА относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС (альманах фаз);
- параметры орбит всех НКА системы (альманах орбит) в виде Кеплеровых элементов орбиты;
- сдвиг шкалы времени системы ГЛОНАСС относительно UTC(SU), а также другие параметры.

Передаваемая в навигационных сигналах цифровая информация формируется в виде строк, кадров и суперкадров. Кадр содержит 15 строк, передаваемых за 30 с, суперкадр состоит из 5 кадров. Таким образом, полная информация (в том числе альманах) передается за 2.5 мин.

Строка передается за 2 с и содержит 100 символов, из которых 85 первых символов представляют оперативную (для 1 – 4 строк) и неоперативную (для 5 – 15 строк) информацию, а 15 последних символов содержат метки времени. Строки с 6 по 15 содержат альманах системы.

Время системы ГЛОНАСС. Основой для формирования шкалы системного времени ГЛОНАСС является водородный стандарт частоты Центрального синхронизатора (ЦС) Наземного комплекса управления системы, суточная нестабильность которого составляет $(1 \div 5) \cdot 10^{-14}$. Все КА ГЛОНАСС оснащены высокостабильными стандартами частоты, суточная нестабильность которых составляет $5 \cdot 10^{-13}$ для КА ГЛОНАСС и $1 \cdot 10^{-13}$ для КА ГЛОНАСС-М. Точность взаимной синхронизации бортовых шкал времени спутников ГЛОНАСС составляет 20 нс (среднеквадратическое значение), а спутников ГЛОНАСС-М – 8 нс.

Расхождение между шкалой системного времени ГЛОНАСС и шкалой Госэталопа Координированного всемирного времени UTC(SU) не должно превышать 1 мс, а погрешность привязки шкалы системного времени ГЛОНАСС к шкале UTC(SU) не должна превышать 1 мкс.

Шкалы времени каждого КА ГЛОНАСС периодически сверяются со шкалой времени ЦС. Поправки к шкале времени каждого НКА относительно шкалы времени ЦС вычисляются в ПКУ ГЛОНАСС и дважды в сутки закладываются на борт каждого КА. На момент проведения измерений погрешность сверки шкалы времени НКА со шкалой времени ЦС не превышает 10 нс.

Шкала системного времени ГЛОНАСС корректируется одновременно с плановой коррекцией на целое число секунд шкалы Координированного всемирного времени UTC. Поэтому спутники ГЛОНАСС не содержат в навигационных сообщениях данных о коррекции UTC. В навигационном кадре

спутника ГЛОНАСС-М предусмотрено заблаговременное уведомление потребителей о факте, величине и знаке секундной коррекции UTC.

В результате периодического проведения плановой секундной коррекции, между системным временем ГЛОНАСС и UTC(SU) не существует сдвига на целое число секунд. Однако, между системным временем ГЛОНАСС и UTC(SU) существует постоянный сдвиг на целое число часов, обусловленный особенностями функционирования ПКУ:

$$t_c = \text{UTC(SU)} + 03 \text{ ч } 00 \text{ мин.} \quad (4.11)$$

Для вычисления эфемерид НКА на момент измерений навигационных параметров используются следующие соотношения для определения времени в шкале UTC(SU):

$$t_{\text{UTC(SU)} + 03 \text{ ч } 00 \text{ мин}} = t + t_c + t_n(t_b) - \gamma_n(t_b)(t - t_b), \quad (4.12)$$

где t – время излучения сигнала по бортовой шкале времени;

t_c – поправка к шкале времени системы ГЛОНАСС относительно UTC(SU);

$t_n(t_b)$ – сдвиг шкалы времени n -го спутника t_n относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС t_c , равный смещению по фазе ПСПД излучаемого навигационного радиосигнала n -го спутника относительно системного опорного сигнала на момент времени t_b , выраженный в единицах времени;

$\gamma_n(t_b)$ – относительное отклонение прогнозируемого значения несущей частоты излучаемого навигационного радиосигнала n -го спутника от номинального значения на момент времени t_b :

$$\gamma_n(t_b) = \frac{f_n(t_b) - f_{Hn}}{f_{Hn}}. \quad (4.13)$$

В формуле (4.13) $f_n(t_b)$ – прогнозируемое значение несущей частоты излучаемого навигационного радиосигнала n -го спутника с учетом гравитационного и релятивистского эффектов на момент времени t_b ;

f_{Hn} – номинальное значение несущей частоты навигационного радиосигнала n -го спутника;

t_b – порядковый номер временного интервала внутри текущих суток по шкале системного времени ГЛОНАСС, к середине которого относится передаваемая в кадре оперативная информация.

Спутники ГЛОНАСС-М передают коэффициенты $B1$ и $B2$ для перехода от шкалы времени UTC(SU) к шкале всемирного времени UT1:

$$\Delta \text{UT1} = \text{UT1} - \text{UTC(SU)}, \quad (4.14)$$

которая получается как

$$\Delta \text{UT1} = B1 + B2 \cdot (\text{NT} - \text{NA}), \quad (4.15)$$

где $B1$ – величина ΔUT1 на начало суток с номером NA , измеряется в секундах, а $B2$ – скорость изменения параметра ΔUT1 , измеряется в секундах за средние солнечные сутки (с/ссс).

Кроме того, спутники ГЛОНАСС-М передают поправку τ_{GPS} для перехода к шкале времени системы GPS. Ее среднеквадратическое значение составляет не более 30 нс [Глобальная навигационная ..., 2002].

Система координат. Передаваемые каждым КА ГЛОНАСС эфемериды дают положение фазового центра передающей антенны данного спутника в общеземной геоцентрической системе координат ПЗ-90. Начало системы координат расположено в центре масс Земли – ось Z направлена на Условный полюс Земли, как определено в рекомендации Международной службы вращения Земли (IERS), ось X направлена в точку пересечения плоскости экватора и нулевого меридиана, определенного Международным бюро времени (ВН), ось Y дополняет геоцентрическую прямоугольную систему координат до правой.

Геодезические координаты точки в системе координат ПЗ-90 относятся к эллипсоиду, значения большой полуоси и полярного сжатия которого даны в табл. 2.1 вместе с фундаментальными геодезическими константами.

4.3.2. Система контроля и управления ГЛОНАСС

Управление орбитальным сегментом ГЛОНАСС осуществляет **наземный комплекс управления (НКУ)**. Наземный сегмент системы ГЛОНАСС – ПКУ – предназначен для контроля правильности функционирования, непрерывного уточнения параметров орбит, управления и информационного обеспечения всех КА системы и состоит из следующих взаимосвязанных стационарных элементов (рис. 4.18, 4.19):

- центр управления системой (ЦУС г. Краснознаменск, Московская область);
- центральный синхронизатор (ЦС);
- сеть контрольных станций (КС), рассредоточенных по всей территории России;
- система контроля фаз (СКФ);
- кванто-оптические станции (КОС);
- аппаратура контроля навигационного поля (АКНП).

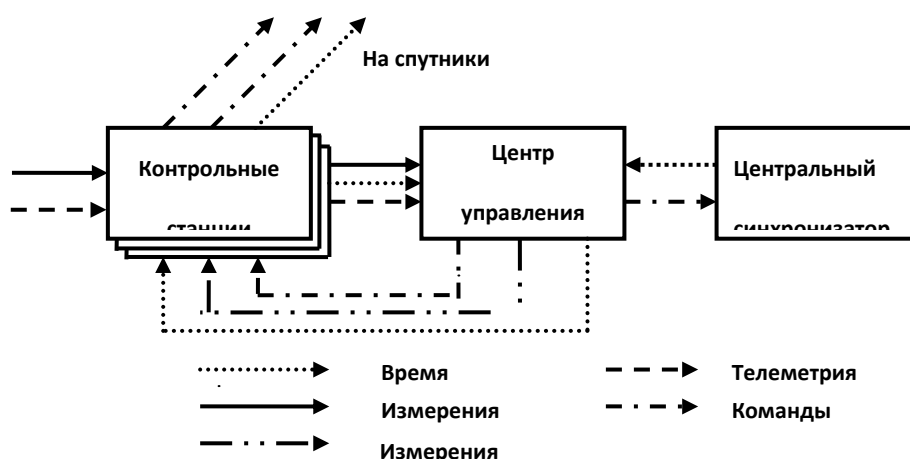


Рис. 4.18. Схема наземного сегмента с направлением движения потоков информации



Рис. 4.19. Наземный комплекс управления ГЛОНАСС

Наземный сегмент выполняет следующие функции:

- проведение траекторных измерений для определения и прогнозирования и непрерывного уточнения параметров орбит всех спутников;
- временные измерения для определения расхождения бортовых шкал времени всех спутников с системной шкалой времени системы, синхронизация бортовых шкал времени (БШВ) каждого КА с временной шкалой ЦС и службы единого времени (СЕВ) путем фазирования и коррекции БШВ;
- формирование массива служебной информации (навигационных сообщений), содержащего спрогнозированные эфемериды, альманах и поправки к БШВ каждого КА и другие данные, необходимые для формирования навигационных кадров;
- передача (закладка) массива служебной информации в память бортовой ЭВМ каждого КА и контроль за ее прохождением;
- контроль по телеметрическим каналам работы бортовых систем спутников и диагностика их состояния;
- контроль информации в навигационных сообщениях КА, прием сигнала вызова НКУ;
- управление полетом спутников и работой их бортовых систем путем выдачи команд управления и передачи на борт временных программ, контроль прохождения этих данных;
- контроль характеристик навигационного поля;
- определение сдвига фазы дальномерного навигационного сигнала КА по отношению к фазе сигнала ЦС;
- планирование работы всех технических средств ПКУ, автоматизированная обработка и передача данных между элементами ПКУ [Владимиров, 1999].

Центральный синхронизатор формирует шкалу времени системы и опорные сигналы для беззапросных измерительных станций (БИС). Относительные среднеквадратические отклонения суточных значений водородного стандарта ЦС не превышают $3 \cdot 10^{-14}$.

Траекторные измерения осуществляются радиолокационными контрольными станциями запросным методом, в котором измеряются дальность до спутников и радиальная скорость. Дальномерный канал характеризуется точностью 2 – 3 м.

Кванто-оптические станции (КОС) предназначены для периодической калибровки радиотехнических каналов измерений дальности. Существует три отечественных лазерных станции: лазерная дальномерная система Гео-ИК, КОС «Эталон» и КОС «Майданак» (Узбекистан). Станции типа «Эталон» и «Майданак» могут использоваться для определения орбит спутников. Точность определения расстояний этими станциями составляет 1.5 – 2 см по расстоянию и 1 – 2" по направлению. Предельная яркость объектов для станции «Эталон» составляет 13-ю звездную величину, для станции «Майданак» – 16-ю звездную величину.

Система контроля фаз обеспечивает измерение фазового и частотного сдвига сигналов спутников относительно эталона ЦС. Эта информация необходима для синхронизации фаз навигационных сигналов, излучаемых всеми спутниками ГЛОНАСС. Измерение сдвига производится с помощью контрольного навигационного приемника СКФ, в котором принятые дальномерные сигналы сравниваются с опорными сигналами, созданными от высокостабильного эталона частоты ЦС. В результате сравнения измеряется псевдодальность $P(t) = \rho(t) + A(t)$, где $\rho(t)$ – геометрическая дальность между СКФ и спутником, а $A(t)$ – ошибка измерения, вызванная рассогласованием фаз между бортовым стандартом времени и частоты и ЦС. Величина $A(t)$ усредняется по результатам измерений на длительных интервалах времени, усредненное значение используется для коррекции шкалы времени и частоты бортового эталона. Сверка фаз производится один раз в сутки, а параметры для синхронизации бортовой шкалы времени обновляются два раза за сутки. Считается, что вклад этой ошибки в измерения расстояний составляет не более $5 \div 6$ м.

Аппаратура контроля навигационного поля. Этот компонент наземного комплекса управления представляет собой высокоточную аппаратуру потребителей, расположенную на контрольных станциях с хорошей геодезической привязкой. С его помощью обеспечивается непрерывный контроль точностных характеристик координатно-временного обеспечения, которые должны подтверждаться с вероятностью не хуже 0.997, а также характеристик целостности системы ГЛОНАСС на территории России. С этой целью производится диагностика работы основных бортовых систем спутников, контроль точности решения навигационной задачи и качества информации, содержащейся в навигационном сообщении.

Диагностику бортовых систем можно выполнять, например, по содержанию кадра навигационного сообщения, где отражаются результаты самоконтроля спутника. В случае обнаружения на спутнике неисправности, не позднее, чем через минуту, в навигационное сообщение автоматически вставляется соответствующее предупреждение, которое позволяет потребителям исключать неисправный спутник из наблюдений.

Проверка качества навигационного обеспечения выполняется в двух режимах: контроля навигационной системы и контроля навигационного поля. Первый режим предусматривает непрерывное сравнение измеренных значений псевдодальностей с их прогнозируемыми значениями для всех видимых спутников ГЛОНАСС. Отрицательный результат поверки автоматически сообщается в ЦУС с указанием причин, где принимаются необходимые меры по устранению неисправностей. Второй режим предусматривает решение навигационной задачи по каждому созвездию спутников над каждой контрольной станцией. Результаты навигационных определений передаются в ЦУС для оценки текущих характеристик навигационного обеспечения и для принятия соответствующего решения (передать на спутник команду о формировании признака его непригодности, провести работу по отысканию неисправностей, заложить на борт спутника обновленные навигационные данные и т. д.) [Салищев и др., 1996].

Указанных видов контроля при условии избыточности орбитальной группировки обычно достаточно для поддержания требуемых характеристик навигационного поля [Болдин и др., 1999].

4.3.3. Перспективы развития системы ГЛОНАСС

В настоящее время на базе системы ГЛОНАСС предполагается создание Единой глобальной системы координатно-временного обеспечения (ЕС КВО). Кроме спутниковой системы, ЕС КВО включает:

- Государственную систему Единого времени с эталонной базой страны;
- Государственную систему и службу определения параметров вращения Земли;
- систему наземной и заатмосферной оптической астрометрии;
- космическую геодезическую систему и др.

Считается, что возможности существенного повышения точности навигационных определений связаны с созданием глобальной системы отсчета, использующей самоопределяющиеся навигационно-геодезические КА без привлечения измерений с поверхности Земли.

При разработке направлений и путей совершенствования системы учитывается постоянный рост требований пользователей к точности навигационных определений и целостности системы. При этом под целостностью в данном случае понимается способность самой системы обеспечивать предупреждение пользователей о тех моментах времени, когда система не должна использоваться для навигационных определений. Одним из важнейших путей решения этой проблемы является интеграция двух спутниковых радионавигационных систем – ГЛОНАСС и GPS.

Можно выделить четыре основных направления модернизации СРНС ГЛОНАСС:

- улучшение совместимости с другими радиотехническими системами;
- повышение точности навигационных определений и улучшение сервиса, предоставляемого пользователям;

- повышение надежности и срока службы бортовой аппаратуры спутников и улучшение целостности системы;
- развитие дифференциальной подсистемы.
- На ближайшие годы планируется постепенное восстановление орбитальной группировки со следующим количеством рабочих спутников:

Год	2003	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010	2011
Число КА	11-12	15-18	17-20	20-24	23-25	24-25	24-25	24-25	24-25

С 2001 г. начались запуски спутников ГЛОНАСС-М, а с 2005 г. планируется вывод на орбиты космических аппаратов ГЛОНАСС-К.

Одним из элементов первого направления является уже упоминавшееся сокращение и смещение занимаемого диапазона частот. К настоящему времени находящиеся в эксплуатации КА уже полностью прекратили передачу радиосигналов в полосе 1610.6...1613.8 МГц диапазона L1 (номера частот $K = 16...20$), используемой при радиоастрономических исследованиях. В дальнейшем КА «Ураган», уже находящиеся на орбите, будут использовать номера частот $K = 0...12, 22...24$, а номера частот 13, 14 и 21 будут иметь ограниченное применение: после запуска КА на этапе ввода в эксплуатацию, а также при проведении профилактических работ. Номер $K = 0$ потребителями системы не используется и служит для проверки находящихся на орбите резервных спутников.

На втором этапе, с началом запуска модернизированных КА «Ураган-М», излучение сигналов с борта КА будет осуществляться только на несущих частотах с номерами $K = 0...12$. Наконец, на третьем этапе (ориентировочно с 2005 г.) КА «Ураган-М» будут использовать для излучения навигационных сигналов несущие частоты с $K = -7 ... 4$, а несущие частоты с номиналом 5 и 6 будут использоваться только как технологические.

С целью повышения точности навигационных определений потребителями на борту КА «Ураган-М» будет установлен новый цезиевый стандарт частоты. Кроме того, модернизированные КА будут излучать сигналы для гражданских пользователей в двух диапазонах волн L1 и L2, что позволит практически полностью исключить ионосферную погрешность измерений пользователям, оборудованным двухчастотными приемниками.

Совместное использование для навигации двух систем – ГЛОНАСС и GPS – дает пользователям дополнительные преимущества, главными из которых являются повышение достоверности навигационного определения за счет увеличения числа доступных КА в зоне радиовидимости потребителя. Целый ряд предпосылок существенно облегчает интеграцию двух систем, в частности, приводя лишь к незначительному усложнению и удорожанию комбинированных приемников ГЛОНАСС-GPS. К таким предпосылкам можно отнести:

- схожесть принципов синхронизации и измерения навигационных параметров;
- малое различие в используемых системах координат;
- близкий частотный диапазон;
- общность принципов баллистического построения;

– готовность правительств России и США предоставить системы для использования различными потребителями мирового сообщества.

Одно из направлений по расширению возможностей применения ГЛОНАСС – развитие дифференциальных подсистем СРНС. С их помощью потребитель одновременно с обработкой навигационных сигналов будет получать поправки к ним, характеризующие точность навигации в данном районе. Это позволяет снизить погрешности определения координат и высот до 5 м и точнее.

Дифференциальные подсистемы подразделяются на глобальные, широкозонные, региональные и локальные. В России наиболее активно развивается последний тип дифференциальных подсистем. К настоящему времени определились три основных класса локальных дифференциальных подсистем (ЛДПС) СРНС:

– морские – для обеспечения мореплавания в проливных зонах, узкостях и акваториях портов и гаваней в соответствии с требованиями Международной морской организации;

– авиационные – для обеспечения захода на посадку и посадки воздушных судов по категориям Международной организации гражданской авиации;

– локальные – для геодезических, землемерных и других работ.

– Предполагается, что сеть морских ЛДПС, работающих по сигналам систем ГЛОНАСС и GPS, будет охватывать все побережье России и акватории прилегающих морей [Владимиров, 1999].

4.4. Пользовательский сегмент СРНС

4.4.1. Состав пользовательского сегмента

Пользовательский сегмент спутниковых радионавигационных систем состоит из спутниковых приемников и сопутствующего оборудования. Аппаратура потребителей различается по архитектуре, назначению, точности, стоимости и другим параметрам. Иногда к пользовательскому сегменту относят сообщество пользователей системы и службы информационно-технического обслуживания пользователей.

Успех радионавигационных систем в их широкомасштабном использовании полностью заключается в революции, которую произвело внедрение интегральных схем. Это сделало приемники легкими, компактными и на порядок дешевле, чем это было возможно еще 20 лет назад. Первые GPS приемники, предназначенные для спутникового позиционирования, были введены в середине 1980-х гг. и стоили более \$100 000 (табл. 4.4). Сейчас приемники с намного более высокими возможностями стоят менее \$10 000. В конце 1980-х гг. только надеялись, что производители GPS приемников смогут производить их для массового рынка хотя бы за \$2 000. Однако ценовые барьеры упали довольно быстро. Уже в 1992 г. был изготовлен ручной GPS приемник, который стоил меньше \$1 000. В 1997 г. GPS индустрия взяла

ценовой барьер \$100, предложив карманный приемник на двух AA батарейках. В 2000 г. ручные часы с GPS приемником стоили всего \$500.

Таблица 4.4. Первые геодезические GPS приемники [King et al., 1987]

Название	Изготовитель, год	Наблюдения		Размеры, масса
		Фаза	Код	
Macrometer V-1000	«Макрометрикс» (Litton Aero Service), 1982	L1	бескодовый	69 × 53 × 64 см, 45 кг, антенна 91 × 91 × 16 см, 16 кг
TI-4100	«Тексас Инструментс», 1982	L1, L2	P	38 × 46 × 20 см, 25 кг, антенна 28 × 18 см, 2 кг

В настоящее время на рынке находятся сотни моделей приемников. Считается, что с 1997 г. ежегодно производится более миллиона приемников. По оценкам Министерства торговли США, объем продажи аппаратуры и услуг с GPS в 2003 г. превзойдет \$16 000 000 000. Спутниковые системы становятся частью нашей повседневной жизни и существенным элементом коммерческой и общественной инфраструктуры.

За последние 20 лет было произведено несколько поколений приемников, основанных на все более новых технологиях. Первая группа приемников была создана в конце 1970-х гг. для МО США, чтобы доказать, что GPS может работать. В начале 1980-х гг., когда созвездие GPS включало несколько спутников Блока I, еще не было причин производить большое количество приемников, кроме того, не была ясна политика государства в области использования GPS гражданскими пользователями. Но геодезисты уже видели возможности получения с помощью GPS сверхвысоких точностей. В 1982 г. на рынке появилось два приемника для точной геодезии: Macrometer V-1000, разработанный Ч. Кунселманом (Массачусетский институт технологий), и Texas Instruments TI 4100. Эти приемники, громоздкие по современным меркам, были революционными инструментами, которые продемонстрировали миллиметровый уровень точности при позиционировании по фазе несущей волны [Misra and Enge, 2001].

4.4.2. Категории пользователей

Считается, что термин «пользовательский сегмент» относится к концепции МО США по GPS как дополнение к национальной программе безопасности. Даже в течение раннего существования системы планировалось внедрить GPS приемник в каждый более или менее значительный элемент системы обороны. Предполагалось, что каждое воздушное или морское судно, каждое наземное средство передвижения и каждое воинское подразделение должны иметь соответствующий приемник для координации своей военной деятельности. Действительно, уже во время войны в Персидском заливе в 1991 г. приемники, как и предполагалось, были использованы во время боевых действий. Во время этой войны введенный ранее режим селективного доступа SA был выключен, чтобы войска могли более уверенно использовать гражданские приемники.

Особенно полезными для навигации в пустыне были признаны С/А-кодовые приемники.

Разрабатываются и другие военные применения GPS. Одним из примеров является приемник, к которому подсоединяются три (иногда четыре) антенны. Размещая такие антенны, например, на носу, корме и на бортах корабля, можно определять крен, тангаж и рысканье судна [Чмых, 1997; Hofmann-Wellenhof et al., 2001].

Вполне естественно, что поскольку и GPS, и ГЛОНАСС разрабатывались военными для координатно-временного обеспечения театров военных действий (в том числе для «звездных войн»), то именно им доступны все возможности навигационных систем. Отличительными особенностями аппаратуры военных потребителей (авторизованных или санкционированных пользователей) являются: прием и обработка радиосигналов повышенной точности (P(Y)-код для GPS и ВТ-код для ГЛОНАСС) на двух частотных поддиапазонах (L1 и L2) для получения высокой точности и при высокой защищенности от помех. Аппаратура военных потребителей допускает использование дополнительных мер защиты от помех, таких, как пространственная селекция адаптивными антенными решетками, оптимальное комплексирование с инерциальными и другими навигационными системами. Кроме того, их отличают повышенная надежность и малое время до первого отсчета. При этом такие характеристики, как масса и размеры, стоимость, хотя и остаются существенными, но не являются решающими [Шебшаевич и др., 1993].

Для гражданских пользователей наиболее важными являются именно масса и низкая стоимость. Навигационная аппаратура гражданских пользователей ведет прием и обработку радиосигналов пониженной точности (С/А-код в GPS и СТ-код в ГЛОНАСС) в одном частотном поддиапазоне.

Эволюция гражданского использования СРНС произошла за несколько лет и пошла по пути, который, вероятно, не предусматривали разработчики системы. Главное внимание в течение первых нескольких лет было приковано к навигационным приемникам. Революция GPS измерений в геодезии началась с приемника SERIES от Лаборатории реактивного движения и разработки «Макрометра» Ч. Кунселманом. Основная концепция использования интерферометрической, а не доплеровской модели решения означала, что GPS можно использовать для измерений не только длинных геодезических линий, но и самых коротких линий, существующих в наземных измерениях. Одна из важных проблем, успешно решенная конструкторами геодезической спутниковой аппаратуры, – преодоление режима Anti-Spoofing.

Сегодня спутниковые приемники обычно используются для проведения всех видов геодезических и топографических работ, обеспечивая высокую точность и производительность. Некоторые научные применения методов точного позиционирования (например, для метеорологии) оказались совершенно неожиданными.

Широкое применение в различных областях деятельности нашли и навигационные приемники. Негеодезическое гражданское использование GPS:

управление парками транспортных средств и средств служб спасения, отслеживание поездов, городских транспортных потоков и т. п. Довольно часто разработчики аппаратуры в попытках сделать ее более универсальной объединяют ее (комплексируют) с другими средствами навигации. Примером такого подхода является разработка швейцарскими учеными навигатора для слепых и спасателей, в котором GPS приемник работает вместе с инерциальной системой, цифровым компасом, барометром-высотомером и шагомером [Ladetto, Merminod, 2002].

4.4.3. Типы приемников по архитектуре

В литературе указываются три доступные на коммерческом рынке типа приемников с фундаментальными различиями в архитектуре:

- непрерывно наблюдающие приемники;
- медленные последовательные приемники;
- быстрые последовательные приемники.

Непрерывно наблюдающие приемники, называемые также *многоканальными*, отслеживают 4 или более космических аппаратов (КА) непрерывно, каждый канал наблюдает выделенный ему КА от начала до конца (рис. 4.20). Это дает непрерывный доступ к навигационному сообщению, принимаемому от каждого спутника. Непрерывные приемники более дорогие, чем два альтернативных типа, но они проще по концепции и могут успешно работать в высоко динамичных военных условиях.

Еще недавно число каналов в аппаратуре определялось, в первую очередь, динамическими характеристиками потребителя. Для объектов с высокой динамикой (самолеты, космические корабли и ракеты и т. п.) требовалось пять каналов. При этом четыре канала использовались для непрерывного слежения за спутниками для обеспечения непрерывного решения навигационной задачи, а пятый канал использовался для поиска новых спутников, синхронизации и считывания навигационного сообщения, поставляя, таким образом, в базу данных приемника непрерывную информацию. Шестиканальный приемник может считывать навигационное сообщение, наблюдать четыре спутника и удерживать в резерве пятый спутник на случай, если один из четырех будет утерян по какой-либо причине. В последние 10 лет и в навигационной, и в геодезической аппаратуре реализуется концепция наблюдений *all-in-view*, когда приемник наблюдает все навигационные спутники выше некоторого угла отсечки по высоте. Для приемников, работающих по одной СРНС, обычно достаточно 12 каналов, в двухсистемной аппаратуре, работающей по сигналам GPS и ГЛОНАСС, используется не менее 20 каналов для каждой частоты.

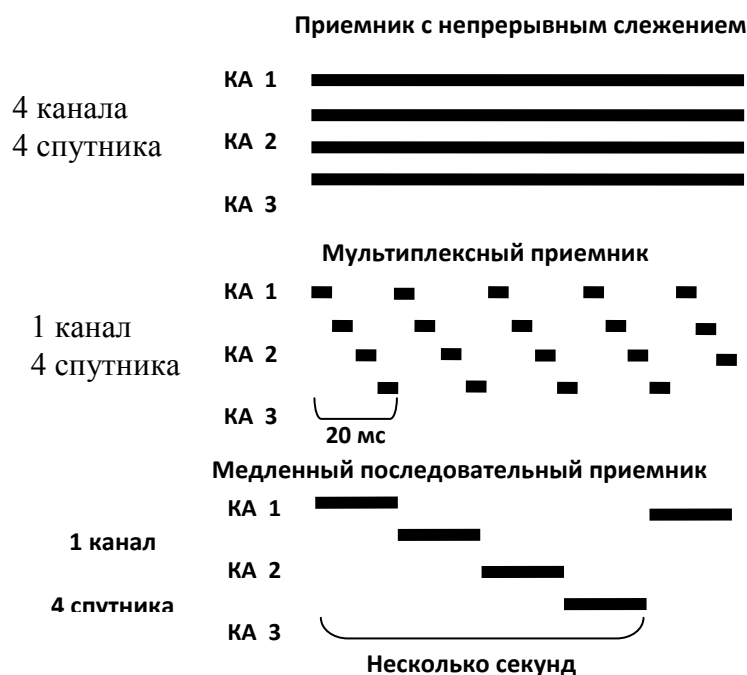


Рис. 4.20. Схемы слежения приемниками различного типа

Медленные последовательные приемники, называемые также *приемниками с распределением времени*, отслеживают спутники последовательно, задерживаясь на каждом на 1 – 2 с перед переходом на следующий спутник. Чтобы собрать по каждому спутнику, по меньшей мере, один 30-секундный кадр с потоком данных, он вынужден периодически прерывать последовательность обработки. Эти приемники относятся к наиболее дешевым из всех доступных приемников. Однако они обеспечивают наихудшее время до первой фиксации (TTFF) и не могут наблюдать спутники при движении с большими скоростями.

Быстрый последовательный приемник, называемый также *мультиплексным приемником*, отслеживает четыре или более спутников последовательно, но он задерживается на каждом спутнике на очень короткий интервал. Если такой приемник переключается между четырьмя спутниками, то он может на каждом из них задерживаться на $1/200$ с. Таким образом, он возвращается к каждому спутнику точно в момент захвата следующего бита в его потоке данных, идущих со скоростью 50 бит/с, и таким образом получает постоянный доступ ко всему потоку данных от каждого из четырех спутников. Мультиплексный приемник может наблюдать больше спутников, чем последовательный приемник. Однако его исполнение все же ниже, чем у непрерывного приемника, потому что он не может объединять все спутники из передаваемого широкого спектра энергии.

4.4.4. Типы приемников по методу действия

Хотя имеется большое разнообразие аппаратных средств GPS и ГЛОНАСС, главная система для их классификации основана на типах параметров наблюдений, которые измеряет приемник:

- гражданские навигационные приемники, использующие стандартный (С/А- или СТ-) код на частоте L1;
- кодовые приемники, со сглаживанием псевдодальности по фазе несущей;
- военные навигационные приемники, использующие P(Y)-код на обеих частотах;
- одночастотные (L1) фазовые приемники;
- двухчастотные фазовые приемники.

Кодовые приемники. Эти приемники определяют положение, обрабатывая информацию, содержащуюся в коде, который передается спутниками. Преимущество этого метода – в его низкой стоимости. Недостатком является сравнительно низкая точность – порядка 5 м или хуже. Применяемое в некоторых типах приемников сглаживание псевдодальностей по фазе несущей позволяет добиваться измерений с точностью порядка 0.5 м.

Фазовые приемники. Эти приемники определяют положение путем обработки измерений фазы несущей волны, наблюдаемой в течение некоторого времени. У них не нужно декодировать переданную информацию, за исключением данных о положениях спутников. Некоторые такие приемники не имеют возможности принимать коды вообще, в этом случае приемник должен предварительно загружаться данными из другого источника. Преимущество этого метода – его высокая точность. Такие приемники могут обеспечивать сантиметровый уровень точности даже в реальном времени, когда используются дифференциальные поправки. Их недостаток – более высокая стоимость, значительно более сложная обработка измерений, чем у кодовых приемников.

4.4.5. Типы приемников по их назначению

Ручные приемники общего назначения. Это наиболее простые и дешевые навигационные приемники. Они обеспечивают определение координат в абсолютном режиме, в реальном времени (рис. 4.21). Они могут быть одно- и многоканальными, одно- и двухчастотными, работающими по GPS, или ГЛОНАСС, или по обеим системам. Они обеспечивают данными не самой высокой точности, порядка 10-30 м.

Приемники общего назначения характеризуются малыми размерами и портативностью, питаются от батарей и имеют встроенный дисплей. Дисплей обычно на жидких кристаллах, имеет низкое потребление питания и может быть либо буквенно-цифровым, либо графическим. Некоторые из этих приемников могут иметь возможность выводить на дисплей дорожные, авиационные или морские карты. Антенна может быть внешней для установки на средстве передвижения. Навигационные приемники могут объединяться с мобильными телефонами, часами. Для усиления работоспособности и повышения точности приемников их комплексируют с инерциальными системами, баровысотомерами, магнитными цифровыми компасами и др.



а)

б)

в)

Рис. 4.21. Навигационные приемники:

а) общего назначения (etrexPIC фирмы Garmin); б) приемник с карманным персональным компьютером (DigiWalker 168, фирмы Naicom); в) наручные GPS часы (фирма Garmin)

Приемники для определения ориентировки. Эти приемники используются для определения трехмерного расположения объекта относительно Земли. Такие приемники используют несколько антенн, взаимное положение которых должно быть известно. Примером таких приемников может служить разработка приемоиндикатора МРК-11 НИИ Радиотехники Красноярского государственного технологического университета (рис. 4.22).



Рис. 4.22. Приемник МРК-11 с тремя антеннами для определения координат, скорости и ориентировки объекта в пространстве (http://www.ire.krgtu.ru/struct/lab/niirt/new_page_1.htm)

Авиационные приемники. Эти приемники оптимизированы для применения в авиационной навигации и могут выводить на дисплей навигационные карты. Их точность изменяется в зависимости от класса воздушных судов, на которых прибор планируется использовать. Приемники монтируются на приборной панели пассажирского судна и работают в комплексе с другими приборами, они способны использовать передачи локальной сети DGPS, повышающие точность навигации до уровня, когда судно может совершать посадку в автоматическом режиме. В США такие приемники должны иметь сертификат Федерального авиационного управления.

Приемники для навигации автомобилей, информационных систем дорожных средств и управления парками дорожных средств. Эти приемники

устанавливаются на автомашинах, грузовиках, поездах. Назначение приемников может изменяться в зависимости от применения, но характеристики их работы будут подобными. Приемники, используемые на автомашинах, обычно применяются для навигации шофером или для отсылки сообщения в службу спасения (при несчастном случае). GPS приемники, используемые в автобусах, грузовиках и на поездах, предназначаются, главным образом, для отслеживания диспетчерскими службами, а также для определения размера платы за пользование автодорогами.

Морские приемники. Эти приемники предназначены для навигации на море, у них есть возможность выводить на большой экран морские карты и соединяться с другим навигационным оборудованием.

OEM (Original Equipment Manufacturer – оригинальное оборудование изготовителя). Такие приемники предназначены для установки на другом оборудовании. Они поступают от изготовителя как стойка с клавиатурой или модуль без дисплея. Технические характеристики OEM приемников могут изменяться в широких пределах, в зависимости от рынка или оборудования.

К этой же категории аппаратуры можно отнести наборы чипов для спутниковой аппаратуры. Наличие на рынке деталей для спутниковых приемников позволяет любителям создавать свои конструкции аппаратуры.

Космические приемники. Эти приемники используются на спутниках как для навигации, так и для определения ориентировки. Они имеют защиту от излучений и имеют специальные программы, позволяющие им работать на высоких скоростях, вызванных орбитальным движением космического аппарата.

Приемники для составления карт и сбора данных о местности (топографические приемники). Навигационно-топографические приемники обычно имеют точность на уровне от 10 м до 1 дм при расстояниях до 50 – 500 км, что достигается дифференциальным режимом работы. Они могут быть кодовыми и кодо-фазовыми. Последние имеют более высокую точность, но ограничены по дальности.

Топографические приемники оптимальны для сбора данных и пересылки их во внешнюю базу данных. Они часто имеют умеренную точность автономных определений, с возможностью ее повышения дифференциальным методом. Их можно использовать вместе с компьютером для сбора и обработки данных. В такие компьютеры можно заранее загружать библиотеку с описанием особенностей объектов съемки (атрибутов и значений атрибутов), тогда оператору остается выбирать из библиотеки подходящий тип объекта, положение которого определяется. Такие приемники можно нести в руках, у них малые батареи, а антенна крепится к рюкзаку за спиной. Приемник может иметь различные типы сенсоров (определители уровня радиоактивности, кислотности почвы и т. п.).

Геодезические приемники. Такие приемники предназначены для высокоточных измерений (рис. 4.23). Геодезические приемники должны иметь антенны для установки на штативе и возможность переключать питание в процессе работы.



Рис. 4.23. Одночастотный (4600LS) и двухчастотный (5700) приемники фирмы Trimble Navigation Ltd. (США) (<http://www.trimble.com>)

Постоянно повышающаяся точность аппаратуры стирает грань между навигационно-топографической аппаратурой и чисто геодезической. Последняя может быть фазовой кодо-коррелированной (обычно называется просто «фазовой» аппаратурой) и фазовой бескодовой, работающей по принципу радиointерферометра (типа «Макрометров»). Фазовые приемники отличаются по числу каналов, они могут быть одно- и двухчастотными, а также работающими по одной или двум СРНС. Двухчастотные фазовые приемники наиболее полно обеспечивают все разнообразие возможностей спутниковой аппаратуры и дают наиболее точные результаты на расстояниях до нескольких тысяч километров. Наличие двух частот обеспечивает точный учет влияния ионосферы.

Приемники для определения и хранения времени позволяют определять время с точностью до наносекунды за счет сравнения собственной шкалы времени, основанной на работе сравнительно дешевых кварцевых или рубидиевых генераторов, со шкалой времени спутников, определяя временную задержку по точному позиционированию и орбите спутника.

Этот тип приемников предназначен для работы в качестве временной и частотной опоры. Положение в этих приемниках является вторичной информацией и часто игнорируется пользователем. Основная польза выведенных через GPS времени и частоты – долговременная стабильность и координация с мировым временем через временной стандарт GPS. Эти приемники часто используются в таких приложениях, как:

- калибровка инструментов в лабораториях тестирования;
- синхронизация телекоммуникационных цифровых сетей, сейсмографов для точного определения землетрясений;
- контроль времени астрономических наблюдений в обсерваториях;
- синхронизация записывающих устройств для регистрации ошибок в электрических сетях и др.

Поскольку эти приемники часто используются в критических условиях, время GPS приемников часто дополняется другими видами приемников, таких, как LORAN или WWV, или дополнительными высокоточными часами – цезиевыми атомными часами. Таким образом, если GPS приемник окажется неисправным, результат все же будет некоторое время гарантирован (<http://www.redsword.com/gps/apps/general/receivers.htm>).

Псевдоспутники. Псевдоспутник (иногда его называют *псевдолит*, от английского pseudo satellite – «псевдоспутник») в его самой простой форме является генератором и передатчиком сигналов GPS и/или ГЛОНАСС (рис. 4.24). Современные псевдоспутники снабжают несколькими дополнительными возможностями, повышающими их работоспособность, такими, как различные функции передающего сигнала, сообщения в пользовательском формате и т. д. Первые предложения по использованию псевдоспутников можно найти в конце 1970-х гг. Наземные передатчики сигналов GPS использовались для того, чтобы проверить GPS оборудование пользователя на испытательном полигоне армии США в Юма, Аризона. В середине 1980-х гг. RTCM комитет SC-104, разрабатывающий стандарты для дифференциальной службы Navstar GPS, назначил тип 8-го сообщения для альманаха, содержащего местоположение, информацию о кодах и «здоровье» псевдоспутника. Кроме того, коды PRN с номерами от 33 до 36 рекомендовали сохранить именно для псевдоспутников.



Рис. 4.24. Псевдоспутник IN500 фирмы IntegriNautics (www.integrinautics.com/technology/pseudolites.html)

Псевдоспутники были предложены как дополнительные GPS передатчики сигнала, а также как линия передачи поправок в псевдодальности для DGPS. Эта разработка была популярна в то время, когда созвездие GPS состояло из 18 спутников. В последние несколько лет разработки псевдоспутников были в значительной степени связаны с применением их в навигации для точной посадки самолетов. Однако их применение оправдано в районах с недостаточным обзором неба (мониторинг сооружений в городах, работы в карьерах, туннелях, навигация внутри помещений) (www.gmat.unsw.edu.au/snap/publications/choi_etal2000.pdf).

Имитаторы сигналов. Имитаторы сигналов спутниковых систем ГЛОНАСС/GPS представляют собой программно-аппаратный комплекс для проверки и настройки аппаратуры спутниковых навигационных систем, позволяющий проводить испытания навигационной аппаратуры, а также проверку и отладку алгоритмов работы изделий.

Имитатор обеспечивает формирование сигнала любого навигационного космического аппарата (НКА) систем ГЛОНАСС и GPS, перестройку сигнала по задержке и доплеровскому сдвигу частоты, закладку в сигнал цифровой служебной информации. Имитатор можно использовать как генератор помех для функциональной проверки навигационной аппаратуры при серийном

производстве и для отладки и совершенствования алгоритмов обработки сигналов (http://www.ire.krgtu.ru/struct/lab/niirt/new_page_1.htm).

4.5. Информационно-техническое дополнение для GPS и ГЛОНАСС

Обычно системы ГЛОНАСС и GPS рассматривают в виде трех подсистем – космического сегмента, сегмента управления и сегмента пользователей. Однако нельзя не говорить об еще одном наземном сегменте, который включает информационное обслуживание, международные организации и функциональное дополнение к системам, организационно с ними не связанные, но обеспечивающие получение более точных результатов измерений, чем штатными средствами.

4.5.1. Информационное обеспечение GPS и ГЛОНАСС

Для обеспечения информацией о состоянии GPS и ГЛОНАСС, а также данными для гражданских пользователей было организовано несколько правительственных и частных информационных служб. Обычно информация содержит сообщения о состоянии созвездий, расписания о перерывах в работе, а также советы пользователям. Орбитальные данные сообщаются в виде альманаха, пригодного для планирования доступности спутников, а точные эфемериды можно использовать для обработки наблюдений векторов базовых линий. Обеспечивается также общая информация с перечислением статей, документов и информации о встречах, симпозиумах и т. п.

Официальным источником для гражданской информации является Navigation Information Service (NIS) – Навигационная информационная служба, ранее – Информационный центр GPS. Эта служба создана Береговой охраной США (USCG), и она обеспечивает 24-часовое обслуживание через телефонную информационную службу. В США вызов по (703) 313 используется для входа в службу, продолжение 5900 служит для разговора, 5907 – для автоответчика о состоянии GPS, 5920 – для факса. Информация Навигационного центра USCG также распространяется через Интернет.

За пределами США информацию по GPS можно найти в ряде источников. Среди них – Группа Австралийской геодезии и информации о земле (AUSLIG), Канадский форум по космической геодезии (CANSPACE), Германская система информации по GPS и наблюдениям (GIBS), Российский координационный научно-информационный центр (КНИЦ). Реальные адреса информационных служб регулярно обновляются и публикуются, например, в ежемесячном журнале *GPS World* (<http://www/gpsy.com/gpsinfo>), [Hofmann-Wellenhof et al., 2001].

4.5.2. Международная служба вращения Земли и Госстандарт России

Основные задачи Международной службы вращения Земли (МСВЗ) – обеспечение мирового научного и технического сообщества параметрами ориентировки Земли (ПОЗ, Earth Orientation Parameters, EOP), а также реализация, использование и внедрение в практику идеальных международных земных (ITRS) и небесных (ICRS) систем отсчета. МСВЗ работает под эгидой Международной ассоциации геодезии (МАГ) и во взаимодействии с

Международным астрономическим союзом (МАС) [1996 IERS, 1997]. МСВЗ имеет Центры анализа для каждого из различных космических геодезических методов, включая РСДБ, лазерную локацию спутников (ЛЛС) и Луны (ЛЛЛ), Doris, Prage и GPS. Центральное бюро МСВЗ объединяет результаты, распространяет информацию о параметрах ориентировки Земли (ПОЗ), поддерживает небесную (ICRF) и земную (ITRF) системы отсчета.

В СССР и затем в России определение ПВЗ входит в задачи Госстандарта СССР (РФ), который выводит, прогнозирует и публикует свои значения ПВЗ, несколько отличающиеся от системы МСВЗ. Для вывода ПВЗ Госстандарт России использует радиодальномерные (фазовые) наблюдения спутников ГЛОНАСС, доплеровские наблюдения спутника «Гео-ИК» и данные астрооптических наблюдений обсерваторий России, Украины, Узбекистана, Болгарии, Польши, Чехии, Словакии и Югославии.

4.5.3. Международная GPS служба

Всесторонняя информация, включающая точные эфемериды, параметры часов спутников и другие данные, обеспечивается Информационной системой Центрального бюро (ИСЦБ) Международной GPS службы (МГС), находящейся при Лаборатории реактивного движения (JPL). Система ИСЦБ доступна через Интернет и предлагает данные через протокол FTP.

Международная GPS служба (МГС, первоначальное название – Международная служба GPS для геодинамики) является международной научной организацией, которая официально начала действовать с 1 января 1994 г. после нескольких лет исследований и опытно-поисковых работ. МГС собирает, архивирует и распределяет данные наблюдений ГЛОНАСС/GPS приемниками и использует их для расчета высокоточных эфемерид спутников СРНС, параметров вращения Земли (совместно с МСВЗ), координат и скоростей станций слежения МГС в системах ITRF. МГС также сообщает данные о часах станций слежения и спутников СРНС, а также информацию об ионосфере и тропосфере. МГС состоит из сети станций наблюдений (рис. 4.25), Центров данных, Центров анализа, Координатора анализа, Центрального бюро и Руководящего совета (рис. 4.26).

Точность продуктов МГС достаточна для поддержки текущих научных целей, включая реализацию систем координат ITRF, мониторинг вращения Земли и деформации ее твердой и жидкой компонент (табл. 4.5), причем эта точность постоянно повышается. Для сравнения отметим, что точность бортовых эфемерид спутников GPS составляет 2 м, а точность поправки часов – 7 нс. Погрешности точных орбит спутников ГЛОНАСС равны 0.3 м.

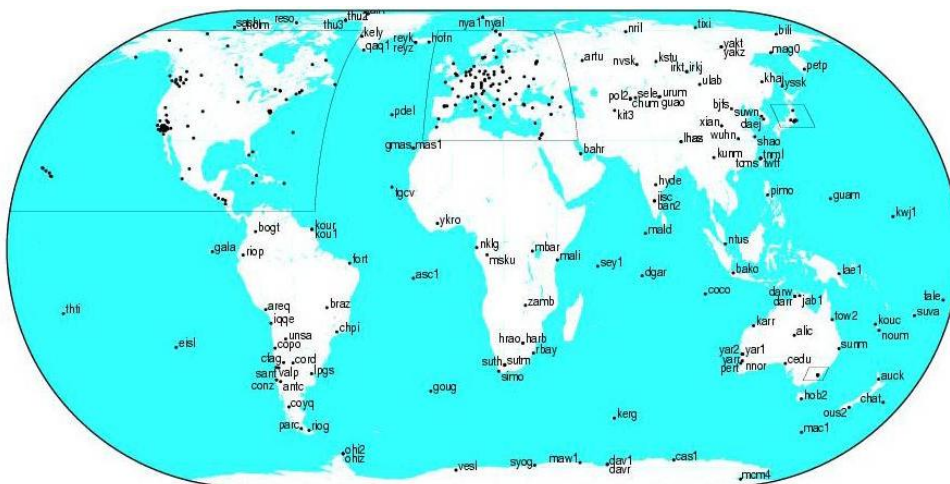


Рис. 4.25. Глобальная сеть слежения МГС



Рис. 4.26. Организация Международной GPS службы (<http://igsb.jpl.nasa.gov>)

Наблюдения на станциях МГС выполняются двухчастотными фазовыми приемниками с регистрацией P(Y)-кодовых псевдодальностей с интервалом 30 с. Сжатые и заархивированные результаты измерений хранятся в RINEX-формате (<http://igsb.jpl.nasa.gov>).

Таблица 4.5. Характеристики точности продуктов МГС

Вид информации	Быстрые (прогноз)	Быстрые (обработанные)	Срочные данные	Окончательные данные
Задержка в получении данных	Реальное время	3 часа	17 часов	13 суток
Эфемериды спутников GPS (см)	10	5	<5	<5
Поправки часов спутников GPS (нс)	5	0.2	0.1	<0.1
Координаты полюса (0.001")	0.3	0.1	<0.1	0.05
Продолжительность суток (мкс/сут)	0.06	0.03	0.03	<0.02
Координаты станций (в плане/по высоте, мм)	-	-	-	3/6
Скорости движения станций (в плане/по высоте, мм/год)	-	-	-	2/3
Тропосферная зенитная задержка (мм)	-	6	-	4

4.5.4. Информационная система данных о динамике земной коры (CDDIS)

Информационная система данных о динамике земной коры (CDDIS) поддерживает архивирование данных и деятельность по их распределению для сообщества космической геодезии и геодинамики. Главными целями системы являются хранение связанных с космической геодезией и геодинамикой продуктов данных в центральном банке данных, чтобы поддерживать информацию об архиве этих данных и распространять эти данные и информацию на постоянной основе исследователям NASA и сотрудничающих институтов. Управление (штаб) CDDIS и компьютерные средства размещаются в NASA GSFC в Гринбелте (шт. Мэриленд) и частично в Лаборатории физики Земли при Управлении наук о Земле.

Система CDDIS была изначально разработана для обеспечения центрального банка данных для Проекта NASA по динамике земной коры (CDP). Система продолжает поддерживать сообщество космической геодезии и геодинамики через Программу космической геодезии NASA, а также через Предприятие по земным наукам NASA. Система CDDIS была установлена в 1982 г. как специализированный банк данных для архивирования и распространения данных по космической геодезии. В настоящее время CDDIS архивирует и распространяет данные по GPS, лазерной локации спутников и Луны, РСДБ и по системе DORIS для расширяющегося пользовательского сообщества геофизиков.

Система CDDIS работает на специальном компьютере, расположенном в Годдардовском центре космических полетов (GSFC) в Гринбелте. Все исследователи из NASA, штаб и сотрудничающие институты имеют доступ к компьютерным средствам CDDIS через Интернет.

Система CDDIS с 1992 г. служит как глобальный центр данных для Международной GPS службы (МГС, IGS). Система поддерживает

Международную службу лазерной дальнометрии, Международную службу РСДБ для геодезии и астрометрии (IVS), пилотный эксперимент по системе DORIS, предшественник Международной службы DORIS (IDS), и Международную службу вращения Земли (IERS) в качестве глобального центра данных.

4.5.5. Активные контрольные станции, сети и дифференциальные подсистемы

Назначение контрольных активных станций – обеспечение необработанными фазовыми и кодовыми данными для их применения в построении геодезических сетей, геодинاميки, поддержке систем отсчета, приложениях для статических и кинематических измерений (с постобработкой), данными для съемок в реальном времени или поправками для навигации с DGPS или их комбинаций.

Активной сетью называют сеть непрерывно действующих станций GPS наблюдений, данные которых общедоступны по линиям связи. Такие сети работают на территории США и Канады, в некоторых странах Западной Европы. Отдельные станции начинают действовать в России.

Активные контрольные станции (АКС) могут действовать как отдельные станции или как часть сети. В сети обычно имеется вычислительный центр, который может быть совмещен с одной из контрольных станций. Некоторые функции АКС, такие, как архивирование и восстановление данных, могут быть централизованы в вычислительном центре. Другими задачами для вычислительного центра являются:

- регулярный контроль других АКС;
- мониторинг целостности сети (более мощный, чем мониторинг целостности на АКС);
- дополнительная обработка, дающая в результате дополнительные продукты (например, параметры атмосферы);
- действие операционной системы.

Главное преимущество сети АКС заключается в избыточности, улучшенной доступности и надежности АКС, а также в доступности центральной точки для пользователя. Недостатком сетевого подхода являются дополнительные линии связи между вычислительным центром и опорными станциями.

Примеры систем АКС можно найти на каждом континенте Земли, начиная с элементарных станций DGPS локальных или широкозонных систем, использующих для передачи поправок национальные радиотрансляционные сети или стационарные спутники.

Активная сеть США называется CORS (Continuously Operated Reference Stations – непрерывно действующие опорные станции). Станции CORS работают под эгидой трех ведомств: Национальной геодезической службы (NGS, NGS), Береговой охраны (USCG) и Инженерного армейского корпуса (USACE). Техническая политика осуществляется под руководством NGS. Началом работы CORS считают февраль 1994 г., когда начала наблюдения одна

станция с приемником фирмы Trimble Navigation. К началу 2003 г. сеть CORS насчитывала более 370 станций (<http://www.ngs.noaa.gov/CORS>). Среднее расстояние между станциями – около 200 км. В тектонически активных районах расстояния меньше.

НГС собирает и распределяет данные наблюдений GPS национальной сети постоянно действующих приемников, обеспечивает данными о GPS приемниках и их антеннах, преобразует все данные в RINEX-формат, обеспечивает, по возможности, метеоданными, также в SINEX-формате. Из-за того, что станции CORS отвечают строгим стандартам в отношении оборудования и методики наблюдений, получаемые данные позволяют определять координаты пунктов в любом месте США на сантиметровом уровне. Сеть CORS объявлена как безошибочная, то есть любой новый пункт, определяемый относительно CORS, будет иметь ошибку, связанную только с относительными измерениями между CORS и новым пунктом.

Результаты измерений доступны через Интернет в течение 31 дня, после чего они архивируются, однако, при необходимости они также доступны, но за плату.

Для использования данных CORS необходимо несколько утилит. Наблюдения станций CORS хранятся в виде часовых и суточных файлов с интервалами между эпохами в 5 или 30 с. Если данные пользователя превышают по времени соответствующий часовой файл, то к нему необходимо подсоединить другие часовые файлы. Если у пользователя интервал между эпохами был, например, 15 с, то либо в данных CORS, либо в данных пользователя необходимо удалить лишние измерения, в зависимости от того, с каким интервалом между эпохами оказался файл данных CORS.

В каталоге STATION_LOG имеются идентификаторы станций активной сети, информация об антеннах на каждой точке. Каталог COORD содержит данные о прямоугольных и геодезических координатах, а также об ортометрических высотах станций CORS в системах ITRF и NAD-83. Координаты в системе NAD-83 уравнены с ближайшими пунктами высокоточной спутниковой сети HARN. Результаты наблюдений хранятся в каталоге RINEX. Параллельно с данными наблюдений доступны также точные эфемериды.

При наличии активной сети сбор данных на пунктах может выполнять наблюдатель с одним приемником. Выполнив полевые измерения на своих пунктах, он после возвращения в свой офис по сети Интернет пересылает на свой компьютер данные измерений от ближайших станций CORS, файлы метеоданных, ионосферы, точных эфемерид, координаты опорных станций CORS и может выполнять всю обработку (даже одночастотного приемника) с контролем [<http://www.ngs.noaa.gov/CORS/cors-data.html>]. Активные сети успешно используются во многих областях деятельности (рис. 4.27).

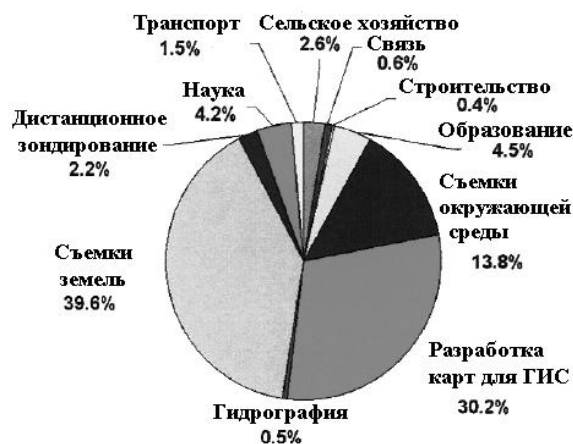


Рис. 4.27. Области применения активной сети CORS в США [Prusky, 2001]

В дополнение к Системе Национальной сети CORS в конце 1990-х гг. появилась сеть Кооперативных CORS, образованная неправительственными организациями.

Основное различие между Национальной и Кооперативной CORS лежит в области расписания работы, сроков контроля координат станций и ряда других положений. В настоящее время НГС ежедневно собирает данные с каждого пункта Национальной сети CORS и выполняет контроль их качества. Данные преобразуются в формат RINEX и выставляются в Интернете минимум на два года. Данные также архивируются для постоянного хранения. В программе Кооперативной CORS предусматривается обязанность участвующих организаций обрабатывать свои собственные данные хотя бы на семь суток. Поскольку НГС не будет представлять координаты для каждого пункта, то пользователи вынуждены использовать связи страницы НГС в Интернете напрямую с сайтами, где можно получать данные наблюдений и координаты.

Другим отличием являются операции по времени работы: программа Национальных CORS требует непрерывных операций её GPS приёмников по 24 часа в сутки и 7 суток в неделю. Кооперативным CORS нужно работать по 8 часов в сутки и 5 суток в неделю [Prusky, 2001].

Канадская активная сеть называется CACS (Canadian active control system – Канадская активная контрольная система). Система работает под совместным управлением Дивизиона геодезической службы Канады и Геологической службы Канады. Система состоит из непосещаемых станций слежения, называемых Active Control Points (ACP), – активными контрольными пунктами, которые непрерывно записывают измерения фазы и псевдодальностей для всех спутников GPS в пределах зоны видимости станции. Каждая станция ACP оборудована высокоточным двухчастотным приемником и атомным стандартом частоты. На всех станциях также записываются температура, давление и влажность. На начало 2004 г. работало более 40 станций (<http://www.geod.nrcan.gc.ca>).

Дифференциальные подсистемы. Спутниковые навигационные системы позволяют потребителю получить координаты с точностью порядка 5 – 15 м. Однако для многих задач, особенно для навигации в городах, требуется большая

точность. Один из методов повышения точности определения координат основан на применении известного в радионавигации принципа дифференциальных навигационных измерений. Дифференциальный режим DGPS/DGLONASS позволяет установить координаты с точностью до 3 м в динамической навигационной обстановке и до 1 м – в статических условиях. Режим DGPS реализуется с помощью контрольного приёмника, называемого опорной станцией и расположенного в пункте с известными координатами. Сравнивая известные координаты с измеренными, опорная станция вычисляет поправки, которые передаются потребителям по радиоканалу в заранее оговоренном формате. Аппаратура потребителя принимает от опорной станции дифференциальные поправки и учитывает их при определении своего положения. Результаты, полученные с помощью дифференциального метода, зависят от расстояния между объектом и опорной станцией. По экспериментальным данным, определяемый объект не должен удаляться далее 500 км от опорной станции.

В настоящее время существуют несколько широкозонных, региональных и локальных дифференциальных систем. В качестве широкозонных стоит отметить такие системы, как американская WAAS, европейская EGNOS и японская MSAS. Эти системы для передачи поправок потребителям используют геостационарные спутники.

Региональные системы предназначены для навигационного обеспечения отдельных участков земной поверхности. Обычно такие системы используются в крупных городах, на транспортных магистралях и судоходных реках, в портах и по берегу морей и океанов. Диаметр рабочей зоны региональной системы обычно составляет от 500 до 2 000 км. Она может иметь в своём составе одну или несколько опорных станций. Локальные системы имеют максимальный радиус действия от 50 до 220 км. Они включают обычно одну базовую станцию. Локальные системы обычно разделяют по способу их применения: морские, авиационные и геодезические локальные дифференциальные станции [Teunissen et al., 1998].

4.5.6. Связь СРНС с пользователями

Спутниковые радионавигационные системы GPS и ГЛОНАСС задумывались, в первую очередь, как военные системы, но используются они как системы двойного назначения, причем применение их в гражданских целях ведется значительно более интенсивно, чем в военных. Поэтому гражданские пользователи, являющиеся к тому же налогоплательщиками, на чьи деньги созданы СРНС, вправе оказывать определенное влияние на политику использования и разработки спутниковых систем. В США такие функции выполняет Гражданский комитет по взаимосвязи со службами GPS (Civil GPS Service Interface Committee, CGSIC).

Комитет CGSIC признается как общественный орган по взаимодействию между пользователями GPS и органами власти США. В его цели входит установление и выявление нужд гражданских пользователей GPS. Комитет разбит на три подкомитета: Международный подкомитет, Подкомитет по

определению времени и Подкомитет по США и окрестным территориям. CGSIC имеет четыре основные цели:

- обеспечить обмен технической информацией и сбор информации по нуждам гражданского сообщества пользователей GPS;
- выявлять требования к информации и методам распространения этой информации среди сообщества гражданских пользователей GPS;
- проводить изучение GPS информации по нуждам гражданских пользователей по запросам Министерства транспорта или комитета CGSIC;
- выявлять какие-либо выходы GPS технологий, которые могут решать важные проблемы, и представлять их в органы власти на рассмотрение.

Один из вопросов, которые решает CGSIC, связан с формированием созвездия GPS. Спутники работают на орбитах с превышением их срока жизни, ряд спутников находится на службе уже более 10 лет. Для налогоплательщиков это хорошая новость. Однако для пользователей GPS это означает, что нет необходимости для замены этих спутников новыми, которые принесут на орбиту новые технологии. Считается, что GPS – достаточно старая система, с технологиями 1970-х гг. Есть планы для модернизации GPS, которые принесут пользователям значительную пользу. Некоторые из них будут реализованы уже в первое десятилетие XXI в.

Другие важные проблемы – это построение национальной дифференциальной системы GPS (NDGPS), использование наблюдений GPS в прогнозах погоды, работа службы пользовательской обработки on line (On-line Positioning User Service, OPUS [Mader et al., 2003]) и др.

Комитет CGSIC встречается дважды в год, один раз в округе Вашингтон и один раз на конференции Института навигации (ION) по GPS, которая проходит в разных городах [Martin, 2003a].

5. СПУТНИКОВАЯ АППАРАТУРА

5.1. Спутниковые приемники

5.1.1. Общие сведения о приемниках

Каждый приемник, работающий по сигналам СНС, после его включения принимает сигналы навигационных спутников, обрабатывает их, производя необходимые измерения, расшифровывает навигационное сообщение и преобразует полученную информацию в значения координат, скорости движения и времени. Для вычисления пространственных координат и времени ему обычно достаточно четырех спутников.

Когда приемник выключается, он хранит координаты своей последней позиции в постоянной электронной памяти. Эти координаты становятся предварительным положением при следующем включении. В постоянной памяти хранится также последний альманах, определяющий орбиты, параметры часов и состояние всех функционирующих спутников. Эти данные используются при новом навигационном решении, чтобы определить, какие спутники находятся над горизонтом, и какие из них подходят для наиболее точного определения положения. Кварцевые часы приемника продолжают идти, даже когда он выключен, и обеспечивают ему необходимую оценку времени, когда он повторно активируется для получения нового решения.

Из-за того, что приемники и сопутствующее оборудование постоянно развиваются и совершенствуются, представляется нецелесообразным детально описывать какой-либо отдельный приемник. Более того, анализ структурных схем аппаратуры различных потребителей показывает почти полную их идентичность. Различие заключается в конструктивном исполнении, применении элементной базы, той или иной степени интеграции. Поэтому далее будут представлены упрощенные концепции общего устройства спутникового приемника. Более подробное описание можно найти в [Шебшаевич и др., 1993; Болдин и др., 1999; Teunissen et al., 1998; Misra and Enge, 2001; Rizos, 1999] и другой специальной литературе.

Несмотря на размеры, цену, назначение или сложность современного приемника, он может быть разделен на пять главных устройств (рис. 5.1): 1) антенна и связанная с ней электроника; 2) радиочастотный блок с контурами слежения; 3) навигационный микропроцессор; 4) блок питания; 5) блок команд и контрольного дисплея. Многие приемники также включают устройства для хранения данных и устройства ввода-вывода данных.

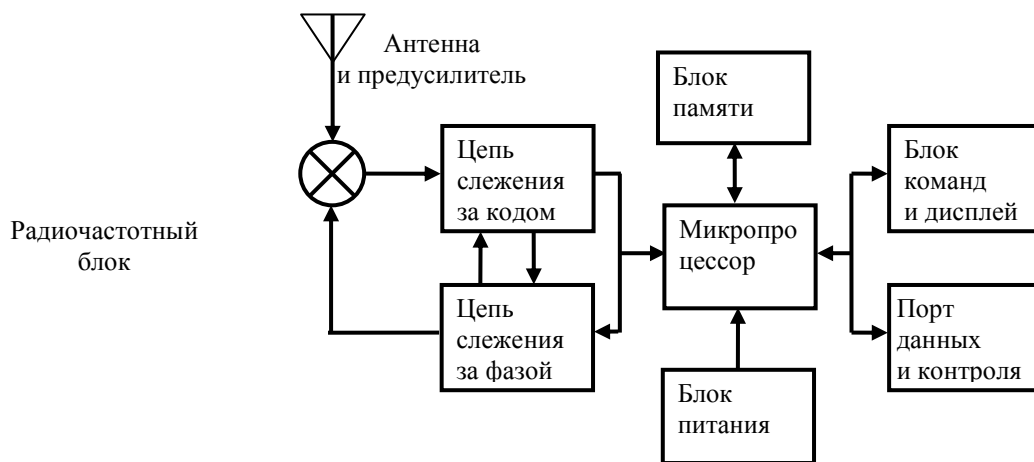


Рис. 5.1. Основные компоненты, общие для одноканальных GPS приемников

В комплект аппаратуры могут входить дополнительные устройства: накопители данных (контроллеры), радиомодемы, метеорологические системы, штативы, штанги, центриры, рулетки, кабели и т. п.

5.1.2. Антенны

Антенна GPS приемника предназначена для приема радиоволн с правосторонней круговой поляризацией на частотах L1 и/или L2 от выбранных спутников, находящихся выше горизонта. Антенна преобразует модулированные волны несущей частоты в электрический ток, содержащий стандартный и точный коды и модуляции потока данных навигационного сообщения. Сигналы L-диапазона, принятые антенной, направляются через малошумящий предусилитель, который увеличивает их мощность, облегчая обработку последующими электронными устройствами. Полосовые фильтры в блоке предусилителя пропускают полезные сигналы и подавляют посторонние сигналы. Иногда предусилитель размещается в корпусе антенны, для его питания используется коаксиальный кабель, соединяющий антенну с приемником. Такие антенны называются активными.

Антенны для геодезических GPS измерений должны быть прочными, простыми по конструкции, иметь стабильные электрические фазовые центры, быть устойчивыми к многопутности и иметь хорошие характеристики диаграммы направленности, одинаковые во всех направлениях верхней полусферы.

Очень важны размеры и форма антенны, так как от этих характеристик зависит способность антенны улавливать и передавать в приемник очень слабые сигналы. Антенна может работать только на одной частоте или на двух, пропуская сигналы в определенной полосе частот. Антенны для приема сигналов GPS и ГЛОНАСС должны быть с правосторонней круговой поляризацией. Разработаны разнообразные типы антенн. Они включают монополюсные и дипольные конфигурации, квадрифилярные (с намоткой в четыре нитки) спирали, спиральные завитки, щелевые и микрополосковые антенны.

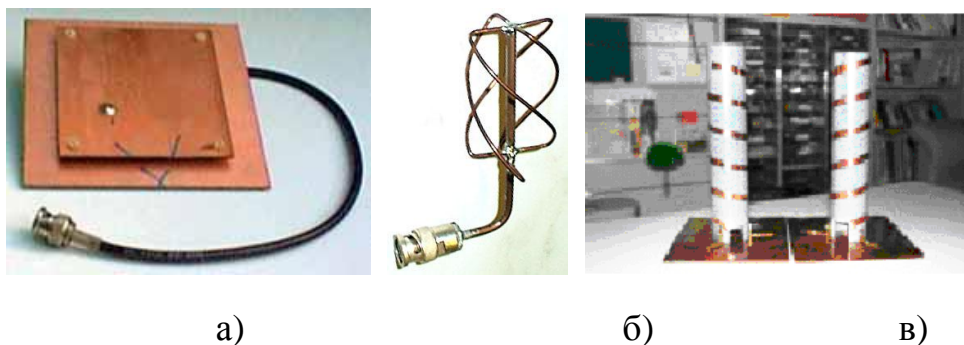


Рис. 5.2. Антенны:

а) микрополосковая; б) винтовая (геликальная); в) винтовые антенны с правосторонней и левосторонней поляризацией

Наиболее распространенными являются *микрополосковые антенны* из-за их жесткости, простоты конструкции, малой массы и размеров, простоты изготовления и дешевизны. Микрополосковая антенна состоит из двух проводящих слоев, разделенных диэлектриком. Нижний проводящий слой является заземленной плоскостью антенны (рис. 5.2, а). По форме антенны могут быть круговыми или прямоугольными, они похожи на небольшой покрытый медью участок печатной платы. Изготовленные из одного или более элементов, отделенных от основы диэлектрической подложкой, микрополосковые антенны относят к пятновым антеннам. Они могут быть одно- и двухчастотными, а их исключительно низкий профиль делает их идеальными для многих применений. Часто плоскость заземления таких антенн (ground plane) выполняется в виде плоской или изогнутой металлической пластины, играющей роль отсекающего сигналов, отраженных от земной или водной поверхности, расположенной ниже горизонта антенны. Размеры отсекающего часто значительно превышают размеры самой антенны. Микрополосковые антенны имеют диаграмму направленности, обеспечивающую всенаправленный прием сигналов с правосторонней поляризацией, что является дополнительным средством для борьбы с многопутностью сигналов, так как при отражении сигналов СРНС изменяется их поляризация.

Одной из очень распространенных форм микрополосковых антенн стали антенны типа choke ring – «заглушающее (дроссельное) кольцо» (рис. 5.3). Такие антенны особенно эффективны в борьбе с многопутностью сигналов.

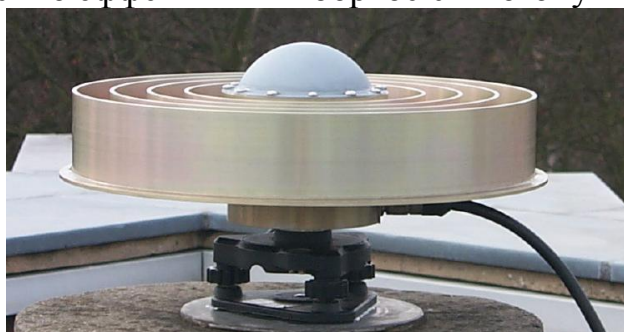


Рис. 5.3. Антенна Dorne Margolin Model T (AOAD/M-T) типа choke-ring (http://www.mitre.org/work/tech_papers/tech_papers_00/rao_microstrip/)

Заземленная плоскость кольцевой антенны состоит из нескольких тонких концентрических стенок или колец, расположенных на круглой основе вокруг центра антенны. Пространства между кольцами создают «кольцевые желоба». Принцип работы заземленной плоскости антенны заключается в следующем (рис. 5.4). Принимаемый антенной сигнал состоит из двух составляющих: *прямой* и *отраженной*. Желобки не оказывают влияния на прямой сигнал, за исключением некоторого уменьшения усиления сигнала на малых высотах; для больших высот заземленная плоскость работает как плоская экранирующая плоскость. Но желобки оказывают намного большее влияние на отраженный сигнал, идущий снизу. Электромагнитное поле отраженных сигналов в окрестностях плоскости заземления антенны можно рассматривать как сумму полей первичных и вторичных волн. Задача заземленной плоскости антенны состоит в фактическом гашении одного другим первичных и вторичных отраженных сигналов, в то время как прямой сигнал остается для антенны доминирующим сигналом. Если амплитуды первичных и вторичных волн одинаковые, а их фазы различаются на 180° , то две составляющие отраженных сигналов гасятся на выходе антенны, и многопутность подавляется. Таким образом, данная кольцевая антенна оказывает оптимальное влияние только на отдельную частоту, которая имеет резонансный режим. Для заземленной плоскости такой антенны полное подавление многопутности имеет место только на определенных углах высоты, на других высотах многопутность подавляется частично. Максимум подавления многопутности находится на высотах, близких к зениту, а минимум – вблизи горизонта. Антенны choke ring обычно проектируются для одной частоты. Если антенна запроектирована для поддиапазона L1, то она не оказывает влияния на поддиапазон L2, и наоборот, если антенна запроектирована для L2, то она оказывает малую пользу для L1. В последнее время появились двухчастотные антенны choke ring, которые позволяют делать отдельную оптимизацию для частот L1 и L2.

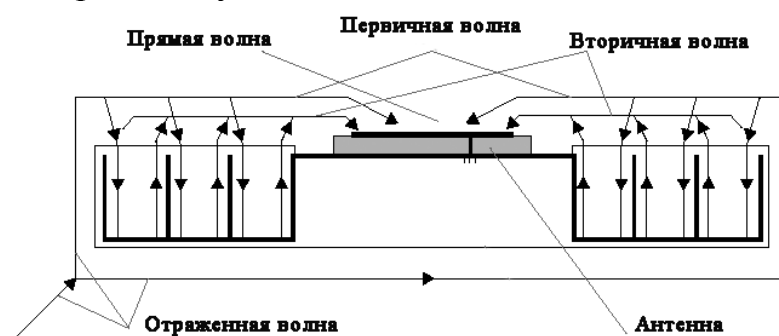


Рис. 5.4. Схема работы кольцевой заглушающей антенны choke ring (<http://www.javad.com/jns/gpstutorial/jpstutorial.pdf>)

Антеннами, не использующими отсекающей, являются различные виды *винтовых спиральных* антенн – винтовые (геликальные) (см. рис. 5.2, б, в), бифилярные, квадрифилярные и др. Винтовая антенна состоит из двух бифилярных спиральных петель, ортогонально ориентированных на общей оси. Как и предыдущие антенны, она также имеет всенаправленную

диаграмму и предназначена для приема сигналов с правосторонней круговой поляризацией. Этот тип антенн имеет большой коэффициент усиления сигналов на малых и средних высотах спутников, хотя влияние многопутности для них будет больше.

Обычно GPS антенны защищены от возможных повреждений пластиковым кожухом (куполом) из радиопрозрачной пластмассы, которая минимально ослабляет сигналы. Эти сигналы очень слабые; они имеют примерно ту же силу, что и сигналы от геостационарных TV спутников. Причина, по которой GPS приемнику не нужна антенна с размерами телевизионных тарелок, кроется в структуре сигнала GPS и способности приемника сужать ее. Способность извлекать сигнал GPS из общего фоновых шума эфира заложена в приемнике, а не в антенне. Тем не менее, антенна должна вообще объединяться с малошумящим предусилителем, который повышает уровень сигнала, прежде чем направить его в приемник.

Сигналы GPS подвергаются затуханию, когда проходят внутри приемника через многие устройства. Некоторые комбинации антенны и приемника достаточно чувствительны, чтобы работать с сигналами, принятыми внутри деревянных зданий, и на приборном щитке автомобиля, и в углублении окна самолета, но вообще рекомендуется, чтобы антенна устанавливалась на месте с полным обзором неба. Даже на открытом воздухе плотная листва, особенно когда она влажная, может настолько ослаблять сигналы GPS, что многие комбинации антенн и приемников имеют трудности в отслеживании.

Одна и та же антенна может обслуживать два или более приемников, если используется разветвитель (сплиттер). Разветвитель должен пропускать к предусилителю постоянный ток только от одного из всех приемников и должен обеспечить определенный уровень изоляции между портами приемников так, чтобы между ними не было никаких взаимных помех.

Линии передач. Сигналы, принятые антенной, поступают в приемник по коаксиальной линии передач (кабелю). При прохождении сигналы ослабляются, степень ослабления (внутренние потери) зависят от типа и длины используемого кабеля. Для длинных линий передач необходимы кабели с малыми потерями, иначе между антенной и кабелем нужно ставить дополнительный малошумящий предусилитель.

Сигналы, проходя от антенны к приемнику, испытывают небольшую задержку. Однако эта задержка является одинаковой для сигналов, принятых одновременно от разных спутников, и поэтому она действует как дополнительное смещение шкалы часов приемника [Teunissen et al., 1998; Langley, 1998a].

5.1.3. Радиочастотный блок

Работа радиочастотного блока в GPS/ГЛОНАСС приемнике состоит в переводе радиочастоты (РЧ), прибывающей на антенну, на более низкую частоту, называемую промежуточной частотой (ПЧ), которой легче управлять в других блоках приемника. Основными элементами радиочастотного блока

являются: генератор опорной частоты, умножители для получения более высоких частот, фильтры для подавления ненужных частот и смесители.

Промежуточная частота получается путем перемножения в смесителе входного сигнала с чистым синусоидальным сигналом, генерируемым составной частью приемника, известной как вспомогательный генератор (гетеродин). Большинство спутниковых приемников используют точные кварцевые генераторы, выполняющие роль регуляторов электронных часов. Некоторые геодезические приемники вместо локального генератора используют другие генераторы, такие, как атомные стандарты частоты (на парах рубидия, цезиевом луче или водородном лазере).

В смесителе производится перемножение двух поступающих колебаний y_1, y_2 с амплитудами a_1, a_2 и различными частотами f_1, f_2 . В упрощенном виде это дает:

$$\begin{aligned} y &= y_1 y_2 = a_1 \cos(f_1 t) a_2 \cos(f_2 t) = \\ &= \frac{a_1 a_2}{2} [\cos(f_1 - f_2)t + \cos(f_1 + f_2)t] \end{aligned} \quad (5.1)$$

В результате получается сложное колебание y из низкочастотной $f_1 - f_2$ и высокочастотной $f_1 + f_2$ составляющих. После прохождения низкочастотного фильтра высокочастотная составляющая подавляется. Оставшийся сигнал с низкой частотой обрабатывается. Разность частот $f_1 - f_2$ называется *частотой биений* или *промежуточной частотой* (ПЧ). Она легче обрабатывается, чем сигналы с высокой частотой. Сигналы ПЧ содержат все модуляции, которые присутствуют в передаваемом сигнале, изменяется только частота несущей. Большинство приемников используют несколько этапов, понижая частоту несущей по шагам. Конечный сигнал ПЧ становится рабочей частотой приемника в системах слежения за сигналом.

5.1.4. Системы слежения

Всенаправленная антенна GPS приемника принимает сигналы от всех спутников, находящихся выше горизонта антенны. Приемник должен уметь выделять сигналы каждого отдельного спутника, чтобы измерять кодовые псевдодальности и фазу несущей. Разделение достигается через использование в приемнике ряда сигнальных каналов. Сигналы от разных спутников легко различаются по передаваемым ими уникальному C/A- (стандартному) коду или части P-кода и закрепляются за отдельным каналом.

Канал в приемнике можно использовать одним из двух основных способов. Приемник может иметь выделенные каналы, на которых непрерывно наблюдаются отдельные спутники. Для определения трех координат пункта и поправки часов приемника необходимо минимум четыре таких канала на L1 для четырех спутников. Дополнительные каналы позволяют наблюдать больше спутников или проводить наблюдения на частоте L2, необходимые для определения ионосферной задержки, или делать обе операции.

По другой концепции, используется один или несколько последовательных каналов. Последовательный канал «слушает» отдельный спутник в течение некоторого периода времени, делая измерения сигнала этого спутника, а затем

переключается на другой спутник. Отдельный канал приемника должен следовать через четыре спутника, чтобы получить информацию для определения трехмерного положения. Однако перед получением первой фиксации приемник должен задерживаться на сигнале каждого спутника, по крайней мере, на 30 с, чтобы накопить данные из навигационного сообщения спутника. Время до первой фиксации и время между обновлениями положений можно снизить, если иметь два последовательных канала.

Частным случаем последовательных каналов является мультиплексный канал. С мультиплексным каналом приемник последовательно прослушивает все спутники в быстром темпе так, чтобы накопить все бортовые сообщения от отдельных спутников почти одновременно. Для мультиплексного приемника время для первой фиксации равно 30 с или менее, как и в приемнике с многими каналами.

Приемник с единственным каналом дешевле, но из-за его медлительности применение ограничивается малыми скоростями. Приемники с отдельными каналами имеют более высокую чувствительность, поскольку они могут делать измерения по сигналам более часто, но они имеют временные сдвиги между каналами, которые необходимо тщательно калибровать. Эта калибровка обычно делается микропроцессором приемника. Большинство геодезических приемников имеют от 8 до 12 отдельных каналов для каждой частоты и могут наблюдать сигналы практически всех спутников в зоне видимости.

Приемник использует свои каналы слежения для измерения псевдодальностей и для извлечения навигационного сообщения. Это делается с помощью *цепей слежения*. Цепь слежения представляет собой устройство, которое позволяет приемнику «настраиваться» или следить за сигналом, который изменяется либо по частоте, либо по времени. Оно представляет собой прибор с обратной связью, в котором входящий (внешний) сигнал сравнивается с локально созданным (внутренним) сигналом. Если сигналы не совпадают, то генерируется сигнал ошибки, который является разностью между ними. Этот сигнал используется для сдвига внутреннего сигнала для того, чтобы он совпал с внешним сигналом таким образом, чтобы ошибка уменьшилась до нуля или была минимизирована. Приемник GPS использует два вида цепей слежения: цепи для захвата задержки (для слежения по кодам) и цепи для слежения за несущей.

Цепь захвата задержки используется для совмещения псевдослучайного шума, который присутствует в сигнале, приходящем от спутника, с идентичным сигналом, который генерируется в приемнике по тому же самому алгоритму, что и на спутнике (рис. 5.5). Совмещение достигается путем соответствующего смещения чипов генерированного приемником кода по времени так, чтобы отдельный чип в последовательности генерировался в тот же самый момент, когда его двойник приходит от спутника.

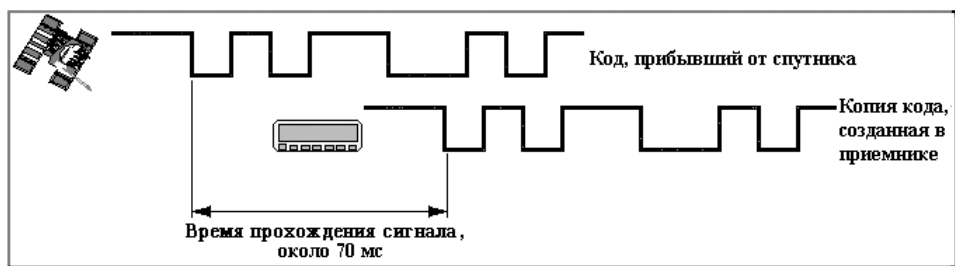


Рис. 5.5. Однонаправленное измерение расстояния с использованием PRN-кодов

Корреляционный компаратор в цепи захвата задержки непрерывно проводит кросс-корреляцию двух потоков кодов. Это устройство выполняет процессы умножения и сложения, которые образуют сравнительно большой выход только тогда, когда потоки кодов совмещены. Если выход низкий, то генерируется сигнал ошибки, и генератор кодов подправляется до тех пор, пока копия последовательности кодов не совпадет с последовательностью входящих сигналов. Сигналы от других спутников в основном не будут оказывать влияния на процесс слежения, потому что PRN-коды от всех спутников были выбраны ортогональными друг другу. Свойство ортогональности означает, что коррелятором всегда образуется очень низкий выход, когда сравниваются последовательности кодов, используемые двумя разными спутниками.

Из-за того, что последовательность P-кода слишком длинная, цепи отслеживания P-кода необходима помощь в установке ее генератора кодов близко к правильному месту для получения захвата сигнала спутника. Она получает эту помощь из информации, заключенной в слове HOW навигационного сообщения, которое доступно приемнику с первым слежением C/A-кода.

Временной сдвиг (иногда называется *фазой кода*), необходимый для совмещения последовательностей кодов, в принципе, равен времени, необходимому для распространения сигнала от спутника к приемнику. Умножение этого временного интервала на скорость света дает расстояние или дальность до спутника. Но поскольку часы в приемнике и на спутнике в общем случае не синхронизированы и идут с несколько разным ходом, то измерения дальностей оказываются смещенными. Эти смещенные дальности называют *псевдодальностями*. Поскольку чипы в последовательности кодов спутника генерируются в точно известные моменты времени, совмещение последовательностей кодов спутника и приемника также дает отсчет по часам спутника в момент генерации сигнала.

Как только цепь отслеживания кода совершила захват, PRN-код можно удалить из сигнала спутника посредством смешивания его с локально созданным сигналом и фильтрации полученного в результате сигнала (рис. 5.6). Эта процедура сужает сигнал, сокращая его ширину пропускания примерно до 100 Гц. Именно через этот процесс GPS приемник достигает необходимого отношения уровня сигнала к шуму, чтобы отрегулировать ограничение усиления для физически малой антенны.

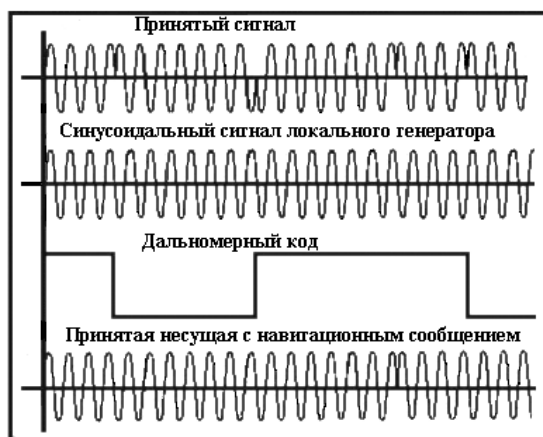


Рис. 5.6. Восстановление дальномерного кода

Суженный сигнал промежуточной частоты затем поступает в цепь захвата фазы, которая демодулирует или извлекает биты навигационного сообщения спутника, совмещая фазу сигнала от местного генератора приемника с фазой промежуточной частоты или сигналом частоты биений. Если фаза сигнала генератора неправильная, то это выявляется демодулятором в цепи захвата фазы, и на генератор поступает сигнал для корректировки. Как только сигнал от генератора приемника совпадет с сигналом спутника, он будет далее следовать за изменениями фазы несущей в соответствии с изменениями дальности до спутника.

Измеренная величина фазы биений несущей получается, в принципе, просто отсчетом числа прошедших циклов и измерением дробной фазы захваченного сигнала локального генератора. Измерение фазы, когда оно преобразуется в единицы расстояния, оказывается тогда неоднозначным измерением дальности до спутника. Эта неоднозначность происходит из-за того, что GPS приемник не может отличать один цикл несущей от другого, и, следовательно, предполагает произвольное число полных циклов начальной фазы, когда она первый раз захватывает сигнал. Если наблюдение фазы используется для позиционирования, то эта начальная неоднозначность должна разрешаться математически вместе с определением координат приемника. Поскольку неоднозначность является постоянной, пока приемник сохраняет захват принятого сигнала, скорость изменения фазы несущей свободна от этой неоднозначности. Эта величина называется доплеровским сдвигом сигнала спутника, и она используется, например, для определения скорости движущегося приемника, когда он находится на самолете, судне и других средствах передвижения [Teunissen et al., 1998].

5.1.5. Измерения по кодам

Типичная последовательность наблюдения спутника начинается с определения приемником спутников, которые видны над горизонтом. Видимость спутников оценивается по предсказаниям текущего положения, скорости и времени, получаемых на основании хранящейся в приемнике информации об альманахе спутников. Если никакой информации в приемнике не существует, или оценка положения, скорости и времени грубая, то приемник

будет выполнять «исследование неба», пытаясь случайно определить положение и захватить сигнал. Затем приемник будет декодировать навигационное сообщение и считывать информацию альманаха обо всех других спутниках созвездия. Цепь наблюдения фазы несущей используется для наблюдения несущей частоты, одновременно цепь наблюдения кода используется для наблюдения сигналов C/A- или P-кодов. Две цепи слежения должны работать совместно итеративным методом, дополняя одна другую, чтобы принимать и отслеживать сигналы спутников.

Цепь слежения несущей в приемнике генерирует локальную частоту несущей L1 (или L2, если приемник может наблюдать и эту частоту), которая отличается от принятой частоты из-за эффекта Доплера. Это смещение пропорционально относительной скорости по линии визирования на спутник. Чтобы поддерживать захват несущей, цепь отслеживания несущей должна уравнивать частоту несущей, созданной в приемнике, до совпадения с частотой входящей несущей. Величина этого смещения является частотой «биений», которую можно обрабатывать, выдавая периодические измерения фазы несущей. Производная этого измерения фазы является «доплеровским» измерением, которое используется для определения скорости приемника.

Какую роль играет в этом процессе цепь отслеживания кода? Чтобы цепь слежения несущей могла захватить входящий сигнал спутника, во-первых, сигнал несущей должен быть видимым над фоновым шумом. Это делается посредством цепи отслеживания кода, использующей для «реконструкции» волны несущей метод корреляции по кодам. Побочным продуктом слежения за кодами являются измерения псевдодальностей.

Коды PRN являются точными марками (отметками) времени, которые позволяют компьютеру навигационного приемника определять время передачи любой части спутникового сигнала. Прежде чем исследовать это детально, необходимо рассмотреть в самых общих чертах, как обрабатывается поступающий спутниковый сигнал внутри GPS приемника. В канале слежения приемника несущая L1, модулированная C/A-кодом, смешивается с локально созданной точной копией C/A-кода. Местный C/A-код производится в другой шкале времени по сравнению со шкалой принятого C/A-кода (из-за неполной синхронизации часов приемника со шкалой времени GPST и времени прохождения сигнала от спутника до принимающей антенны). Выравнивание поступающего сигнала с созданным в приемнике C/A-кодом выполняется петлей отслеживания кода, или электроникой «петли захвата задержки». Как только поступивший сигнал и C/A-кодовая последовательность приемника совмещены, «нули» и «единицы» из двух кодов исключаются, оставляя сигнал поступающей несущей волны, модулированной только бинарным навигационным сообщением. Этот процесс показан на рис. 5.6.

Из-за сложности последовательности P-кода (ее длины и более высокой скорости чипов), описанная выше для C/A-кода техника скользящей корреляции не может использоваться на практике без очень хорошей оценки времени GPST и положения приемника. P-кодовый приемник должен вначале захватить C/A-код, а затем использовать отметку времени, известную как

«Handover Word» – «Слово Передачи», содержащуюся в навигационном сообщении, чтобы дать возможность создать в приемнике нужную часть P-кода и таким образом инициализировать петлю захвата задержки P-кода.

Как уже упоминалось, извлечение псевдодалностей, или, более точно, определение величины, на которую приемник должен сместить созданный им PRN-код, выполняется при помощи коррелятора PRN-кода в некоторой схеме петли захвата задержки. Насколько точно это выполняется? Код C/A имеет тактовую частоту 1.023 Мб/с, что соответствует длине волны около 300 м. Код P (или Y) имеет тактовую частоту 10.23 Мб/с, и, следовательно, длину волны около 30 м. Существует приближенное правило о том, что выравнивание принятого и созданного в приемнике кодов, в общем случае, возможно примерно с точностью 1-2% от длины волны кода. Следовательно, точность измерения расстояния по C/A-коду имеет уровень 3-5 м, а для P-кода – 0.3-0.5 м. Современная технология «узкого коррелятора» демонстрирует в 10 раз лучшее исполнение корреляции для C/A-кода, чем приведенное выше.

Главные преимущества измерений по P-коду состоят в следующем:

- P-кодом модулируются несущие L1 и L2, это дает возможность определить ионосферную задержку сигнала;
- более высокая точность измерений расстояний по P-коду, более точная ионосферная задержка и меньшая восприимчивость к многопутности обеспечивают лучшее определение положения;
- P-кодовые приемники лучше работают в высокочастотных условиях и лучше противостоят помехам в сигналах, чем C/A-кодовые приемники.

5.1.6. Измерения фазы несущей

Длина волны несущей очень небольшая по сравнению с длиной чипов C/A- и P-кодов – около 19 см для L1 и 24 см для L2. Считается, что разрешение измерений составляет 1-2% от длины волны, это значит, что *фаза несущей может быть измерена с миллиметровой точностью, по сравнению с точностью в несколько метров для C/A-кодовых измерений и несколько дециметров для P(Y)-кодовых измерений.* К сожалению, фазовое измерение «неоднозначно», поскольку невозможно отличать (и на L1, и на L2) одну волну от другой. Другими словами, информация о времени передачи для сигнала на L1 не может быть запечатлена на несущей волне, как это делается с PRN-кодами. Поэтому основное фазовое измерение лежит в диапазоне от 0 до 360° (рис. 5.7). Его называют *дробной фазой*. Тем не менее, оно является основным и для высокоточных геодезических GPS измерений, и для точного кинематического позиционирования.

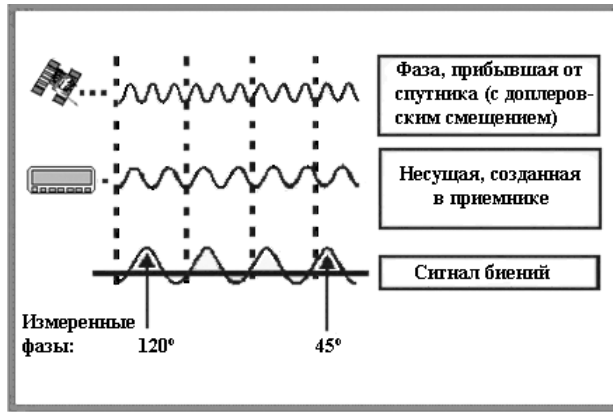


Рис. 5.7. Измерение дробной фазы несущей

Для этого в приемнике поддерживается слежение за целым числом длин волн несущей, в результате которого образуется наблюдение *непрерывной (накопленной) фазы* (рис. 5.8):

$$\phi_A^i(T_A) = \Delta\phi_A^i(T_A) + [C_R(T_A) + C_{R_0}], \quad (5.2)$$

где $\Delta\phi_A^i(T_A)$ – дробная фаза, измеряемая как угол в пределах от 0 до 360° , где 360° соответствует примерно 19 см для фазы L1 и 24 см для фазы L2, а C_R – текущий отсчет по «счетчику» переходов через ноль, который регистрирует только число целых циклов со времени захвата. Начальный отсчет по счетчику обозначен через C_{R_0} (обычно ноль). Член в квадратных скобках является *целым числом*. Нижний индекс A относится к приемнику (пункту), верхний индекс i – к спутнику. Характерной особенностью геодезических GPS приемников является дополнительная электроника для счета целых циклов от момента захвата.

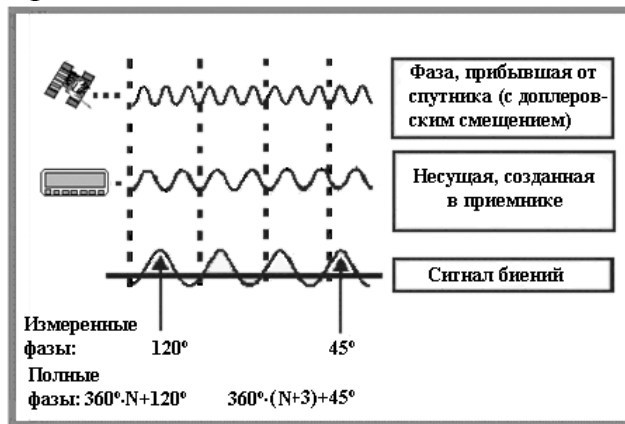


Рис. 5.8. Измерение полной фазы несущей

Соотношение между фазой $\phi_A^i(T_A)$ и расстоянием $\rho_A^i(T_A)$ имеет вид:

$$(f_0/c)\rho_A^i(T_A) = \phi_A^i(T_A) + N_A^i + v(T_A), \quad (5.3)$$

где N_A^i есть целая неоднозначность, а v содержит все смещения и ошибки, влияющие на это измерение. Величина f_0/c переводит расстояние в единицы циклов. Заметим, что N_A^i предполагается постоянной во времени величиной для каждой отдельной пары «приемник – спутник», как показано на рис. 5.8. Чтобы преобразовать эти наблюдения фазы в расстояние, необходимо определить неоднозначность циклов. Если целое число N_A^i правильно определить, то

полученное «фазовое расстояние» (или «расстояние по несущей») будет очень точным расстоянием (на уровне нескольких миллиметров).

Число целых циклов N не наблюдается, приемник только учитывает изменение в нем. Потеря захвата сигнала спутника приводит к потере счета циклов в непрерывной фазе. Начальная величина неоднозначности N должна определяться (проблема разрешения неоднозначности фазовых измерений).

Существует два основных способа, посредством которых волна несущей может быть освобождена от модулирующего сигнала:

– *квадратирование*, или, иными словами, обработка принятого сигнала без знания дальномерных кодов;

– *реконструкция несущей волны* путем удаления модуляций дальномерным кодом и навигационным сообщением.

В первом методе знание дальномерных кодов не требуется. Во втором методе должны быть известны дальномерные коды (C/A- и/или P-коды). Извлечение навигационного сообщения можно затем легко выполнить процессом, обратным тому, который выполняется на спутнике (метод парафазной модуляции). Более сложная обработка сигнала необходима для измерения фазы сигнала несущей на L2 в режиме Anti-Spoofing.

Бескодовое отслеживание фазы. Сигнал GPS является несущей, фаза которой сдвигается точно на 180° более миллиона раз за секунду, как результат модуляции PRN-кодами и навигационным сообщением. Эти фазовые манипуляции на 180° можно считать изменениями амплитуды сигнала от +1 до -1 или от -1 до +1, и поэтому мгновенная амплитуда равна либо +1, либо -1. В *методе квадратирования* сигнал умножается на самого себя, и, следовательно, все модуляции при этом исключаются. Это происходит потому, что смещение фазы на 180° при модуляции эквивалентно изменению знака сигнала. В результате получается сигнал с постоянной единичной амплитудой, но с частотой вдвое большей. Это легко показать, используя уравнение (5.1), если в нем принять $y_1 = y_2$, $a_1 = a_2 = a$, $f_1 = f_2 = f$, то

$$y = y_1 y_2 = \frac{a^2}{2} (1 + \cos 2ft). \quad (5.4)$$

Фаза этого сигнала легко связывается с фазой исходной несущей. Поскольку в процессе квадратирования и коды, и навигационное сообщение теряются, то измерения выведенных по кодам псевдодальностей невозможны, а информацию навигационного сообщения необходимо получать из других источников. По сравнению со слежением по кодам, для процесса квадратирования характерна потеря в отношении «сигнал – шум» 30 дБ и более, что приводит к более шумным измерениям фазы.

Серьезное ограничение в методе бескодового квадратирования состоит в том, что на выходе получается несущая с половинной длиной волны от исходной несущей, что значительно увеличивает поиск правильных целых неоднозначностей. Чтобы обойти эту проблему, был разработан метод *бескодовой корреляции*, или *кросс-корреляции*. Метод основан на том факте, что неизвестный Y-код идентичен на обеих несущих, что дает возможность проводить кросс-корреляцию сигналов L1 и L2. Из-за того, что скорость

распространения радиоволны в атмосфере зависит от частоты, Y-код на L2 идет несколько медленнее, чем на L1. Временная задержка Δ , необходимая для того, чтобы в приемнике сигналы L1 совпали с сигналами L2, равна разности во времени прохождения пути двумя сигналами. Задержка сигнала Δ изменяется и должна соответственно корректироваться, чтобы достигался максимум корреляции между сигналами L1 и L2. Полученные из процесса корреляции наблюдения представляют разности расстояний между двумя сигналами, полученными из временной задержки Y-кода на двух несущих, то есть $P_{L2,Y} - P_{L1,Y}$, а разность фаз $\Phi_{L2} - \Phi_{L1}$ получается по несущей частоты биений. Длина волны этой комбинации равна примерно 86 см или в 4.52 раза больше, чем волна для L1, что оказывает значительную помощь в разрешении неоднозначностей.

Результат кросс-корреляции можно использовать для вывода кодовой дальности на L2 и фазы, образуя

$$P_{L2} = P_{L1,C/A} + (P_{L2,Y} - P_{L1,Y}) \quad (5.5)$$

и

$$\Phi_{L2} = \Phi_{L1,C/A} + (\Phi_{L2} - \Phi_{L1}), \quad (5.6)$$

где нижние индексы в кодовых дальностях $P_{L1,C/A}$ и фазах $\Phi_{L1,C/A}$ показывают, что они получены через измерения C/A-кода сигнала L1.

Поскольку мощность дальномерного сигнала L1 в два раза выше, чем у соответствующего сигнала L2, то кросс-корреляция сигналов L1 и L2 приводит к улучшению на 3 дБ по сравнению с методом квадратурования сигнала L2. Однако, по сравнению с методом кодовой корреляции, имеет место ухудшение на 27 дБ.

Есть два варианта методов, названных «*полубескодовыми*», в которых производится *реконструкция несущей волны*. В одном методе используется квадратурование, во втором – кросс-корреляция.

Корреляция по кодам с квадратурованием. Метод также назывался *квадратурование с помощью кодов*, он включает корреляцию принятого Y-кода сигнала L2 с локально созданной копией P-кода. Эта корреляция возможна потому, что Y-код происходит из сложения по модулю 2 P-кода и W-кода (кода шифрования). Поскольку частота (или чиповый темп) W-кода почти в 20 раз меньше частоты Y-кода, то всегда существуют участки Y-кода, которые идентичны соответствующим участкам исходного P-кода. Поэтому копия P-кода смещается таким образом, чтобы совместить участки P-кода с участками Y-кода сигнала от спутника. После корреляции применяется низкочастотный фильтр посредством сужения полосы пропускания, а затем сигнал квадратируется, чтобы избавиться от кода. Этот метод обеспечивает кодовую дальность и фазу на половинной длине волны. Корреляция с P-кодом производит лучшую невосприимчивость к помехам и работу в условиях многопутности.

Последовательное квадратурование дает мощность на 20 дБ больше, чем прямое квадратурование Y-кода, потому что отношение «сигнал – шум» квадратурованного сигнала обратно пропорционально ширине пропускания. В

действительности, по сравнению с методом корреляции по кодам, имеет место ухудшение отношения «сигнал – шум» на 17 дБ.

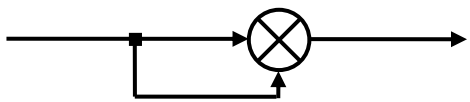
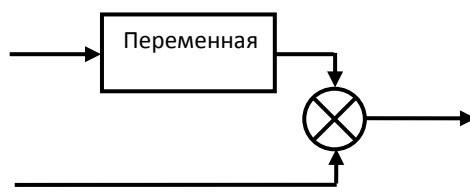
Метод Z-слежения. Это улучшенный «полубескодовый» метод, обозначаемый как Z-trackingTM. Y-код на сигналах L1 и L2 отдельно коррелируется с созданной в приемнике копией P-кода. Поскольку корреляция производится отдельно на L1 и на L2, то W-код получается на каждой частоте. При достаточном времени интегрирования сигнала бит сигнала шифрования оценивается для каждой частоты и питает другую частоту. Это оценивание используется для удаления кода шифрования из сигнала. Здесь не нужно знать W-код, потому что он используется только для процесса синхронизации. Его удаление приводит к таким же сигналам, что и без режима Anti-Spoofing. Таким образом, получаются кодовые дальности и фазы несущей на L1 и L2 с полной длиной волны. Заметим, что псевдодальности по Y-коду имеют такую же точность, как по P-коду.

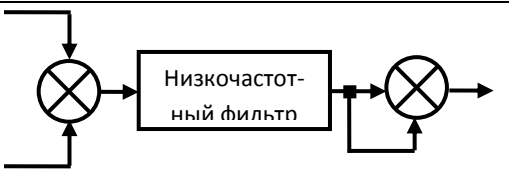
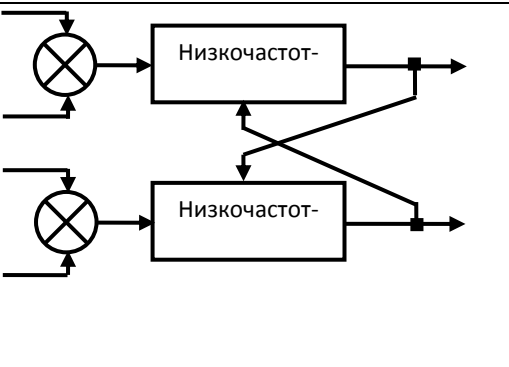
Все четыре метода восстановления несущей L2 при наличии Anti-Spoofing страдают от последующего ухудшения в отношении «сигнал – шум» (табл. 5.1). Кроме того, чем слабее сигнал, тем он более чувствителен к ионосферной активности и помехам, которые могут даже вызывать потерю захвата. Сегодня большинство геодезических приемников используют метод Z-слежения. В табл. 5.2 даны характеристики четырех методов.

Таблица 5.1. Ухудшение отношения «сигнал – шум» (SNR) по сравнению с методом корреляции по кодам [Teunissen et al., 1998]

Квадратирование	-30 дБ
Кросс-корреляция	-27 дБ
Корреляция по кодам плюс квадратирование	-17 дБ
Z-слежение	-14 дБ

Таблица 5.2. Методы восстановления несущей и кода сигнала L2 при режиме Anti-Spoofing; символом \otimes обозначен процесс корреляции [Hofmann-Wellenhof et al., 2001]

Метод	Вход	Операция	Выход
Квадратирование	Y-код на L2		$\Phi_{L2}(\lambda/2)$ без расстояния по коду
Кросскорреляция	Y-код на L1 Y-код на L2		$\Phi_{L2} - \Phi_{L1}$ $P_{L2,Y} - P_{L1,Y}$

Корреляция по кодам плюс квадратурование	Y-код на L1 Копия P-кода		$\Phi_{L2}(\lambda/2)$ $P_{L2,P}$
Z-tracking	Y-код на L1 Копия P-кода Y-код на L2 Копия P-кода		Φ_{L1} $P_{L1,Y}$ Φ_{L2} $P_{L2,Y}$

5.1.7. Микропроцессор, интерфейсы и обеспечение питанием

Микропроцессор. Хотя большую часть приемника можно было бы построить с использованием аналоговой техники, в развитии приемников существует тенденция к переходу на цифровую обработку сигнала, что позволяет делать аппаратуру меньше в размерах и дешевле. Действительно, сигнал на промежуточной частоте можно преобразовать в цифровую форму и выполнять слежение за кодами и фазами с помощью программы в микропроцессоре. Приемник должен выполнять много различных операций: начальный захват сигналов спутника (как можно скорее сразу после включения приемника), отслеживание кодовых и фазовых сигналов, извлечение навигационного сообщения, определение координат пользователя, контроль текущих состояний спутников в созвездии и др. Эти операции приемника контролируются микропроцессором. Программа для микропроцессора, являющаяся инструкцией для запущенного приемника, устанавливается на чипах памяти внутри него.

Микропроцессор работает с цифровым представлением псевдодальностей и фазы несущей. Они получаются в результате аналого-цифрового преобразования в некоторой точке в цифровом потоке, следующем через приемник. Микропроцессор может запускать процедуры, которые делают некоторую фильтрацию этих исходных (необработанных) данных с целью уменьшения влияния шума или для получения более надежных положений и скоростей, особенно когда приемник в движении.

От процессора могут также потребоваться вычисления для навигации по путевым точкам или преобразования координат из одной геодезической системы в другую систему. Он также управляет вводом команд от пользователя, выводом информации на дисплей и посылает данные через порты связи, если они есть.

Блок ввода команд и дисплей. Большинство GPS/ГЛОНАСС приемников имеют клавиатуру и дисплей для некоторого вида взаимосвязи (интерфейса) с пользователем. Клавиатуру можно использовать для ввода команд, для выбора различных опций, для ввода данных, для наблюдения за тем, что делает

приемник или для вывода вычисленных координат, времени и других деталей. Можно также вводить вспомогательную информацию, необходимую для навигации по путевым точкам, данные о погоде, о высоте антенны для геодезических измерений. Большинство приемников имеют хорошо организованные меню команд и выводов на экран, инструкции с подсказками и даже с помощью on line. Нужно также упомянуть, что некоторые приемники имеют основной режим работы по умолчанию, который не требует от пользователя никаких вводов и может активироваться просто включением приемника.

Некоторые приемники работают как датчики (сенсоры), которые должны интегрироваться в навигационную систему, и поэтому не имеют своей собственной клавиатуры и дисплея; ввод и вывод данных осуществляются только через порты.

Хранение и вывод данных. В дополнение к визуальному дисплею, многие GPS приемники, включающие даже некоторые ручные блоки управления (контроллеры), обеспечивают сохранение измеренных фаз и псевдодальностей. Эта особенность является необходимостью для приемников, которые используются для геодезических измерений и для дифференциальной навигации.

В геодезических приемниках наблюдения псевдодальностей и фаз несущей должны сохраняться для того, чтобы впоследствии проходить совместную обработку с данными от других одновременно работавших приемников. Обычно данные хранятся внутри приемника с использованием памяти на полупроводниках. Некоторые приемники могут хранить данные на твердых или гибких дисках, используя внешний микропроцессор.

Обычно приемники, включая те, что хранят данные внутри для последующего анализа, и те, что используют относительное или дифференциальное позиционирование в реальном времени, имеют RS-232-C или другие виды коммуникационных портов для перевода данных в компьютер или обратно, в модем или в радиоданные. Некоторые приемники через такой порт могут управляться дистанционно.

Блок питания. Большинство приемников имеют внутреннее питание постоянным током, обычно в виде перезаряжаемых никель-кадмиевых аккумуляторов. Приемники последних моделей потребляют очень малый ток, что увеличивает время работы между зарядками аккумуляторов. Многие приемники также допускают внешнее питание через конверторы тока из переменного в постоянный [Teunissen et al., 1998].

Запись данных. Темп, с которым GPS приемник собирает и сохраняет измерения псевдодальностей и фазы несущей, выбирается пользователем. Для статических съемок используются интервалы записи в 15 – 30 с, в непрерывно действующих сетях можно применять интервалы до 2 мин. В кинематических приемниках обычно применяются интервалы записи от 0.5 до 5.0 с. Вообще, для кинематического позиционирования по фазе несущей предпочтительнее более высокий темп записи данных. Это помогает выявлять и исправлять потери счета циклов. Иногда может возникать противоречие между желаемым

темпом записи данных и объемом памяти, доступной в приемнике для их хранения.

Данные, собранные GPS/ГЛОНАСС приемником (псевдодальности и фазы несущей на одной или двух частотах с отсчетами времени; отношения «сигнал – шум» для всех спутников, передаваемые по радио эфемериды и параметры часов спутников, а также (опционально) метеорологические данные и другая информация, введенная в приемник), обычно хранятся в виде файлов в бинарных фирменных форматах. Эти файлы переводятся из приемника в компьютер для пост-обработки либо со специальным фирменным обеспечением, либо, что вполне обычно для геодезических работ, с одним из научно-исследовательских программных пакетов, разработанных исследовательскими группами университетов или производственных организаций.

RINEX. Использование фирменных запатентованных форматов данных может быть проблемой для геодезистов и других пользователей, выполняющих пост-обработку съемок GPS, особенно при объединении данных от приемников, сделанных разными фирмами-изготовителями. К счастью, небольшая группа таких дальновидных пользователей в 1989 г. предложила независимый от приемника формат GPS данных – RINEX, Receiver Independent Exchange [Gurtner, 1994]. Большинство изготовителей приемников теперь предлагают утилиты для работы с данными в этом формате.

5.2. Хранение времени в спутниковых технологиях

Время при спутниковых дальномерных измерениях может выполнять двоякую роль: с одной стороны, наблюдения должны обеспечиваться привязкой к шкале единого времени, с другой стороны, необходимо измерение промежутков времени, необходимых сигналу для прохождения расстояния. В первом случае обеспечивается абсолютная привязка. Ее точность должна соответствовать точности измерений расстояний и скорости движения космического объекта, то есть должно выполняться соотношение

$$m_t \cdot v \approx m_\rho, \quad (5.7)$$

где m_t – погрешность регистрации времени наблюдений; v – скорость движения спутника; m_ρ – погрешность измерения расстояния. При $v = 5$ км/с и $m_\rho = 1$ мм необходимая точность регистрации времени $m_t = 0.2$ мкс. Такая же погрешность в измерении временной задержки при однонаправленном измерении расстояния приведет к погрешности в расстоянии в 60 м. Значит, в этом случае необходима еще более высокая точность.

Шкала времени определяется периодом основных колебаний элемента, определяющего частоту (будь это вращение Земли в случае звездного времени, или колебания атомов в случае атомного времени, или кристалла в случае кварцевых часов), который измеряется, и началом шкалы времени, которое может быть определено либо произвольно, либо согласовано в соответствии с международным соглашением. Каждые часы поддерживают свою собственную шкалу времени, но при однонаправленном (беззапросном) измерении

расстояний часы на Земле и на спутнике необходимо синхронизировать на наносекундном уровне точности.

Чтобы указать «абсолютную» величину «ошибки» часов, необходимо ввести понятие «совершенного» или «истинного» времени. Отсюда можно «измерить» ошибку часов как мгновенное «смещение» (сдвиг) от этой совершенной шкалы времени.

Все современные высокоточные часы используют некоторого вида *стандарт частоты* или *генератор*. В системах для точного измерения расстояний они принадлежат к одному из двух классов:

- так называемые «атомные часы», такие, как трубка цезиевого луча, ячейка паров рубидия или генераторы на водородном лазере;
- различные типы генераторов на кристаллах кварца.

Интервалы времени наиболее точно определяются счетчиком циклов стандарта частоты. (К примеру, атомная секунда сейчас определяется как 9 192 631 770 циклов основного резонанса атома цезия.) Следовательно, достаточно установить соотношение между частотой и выходом фазы генератора и их ошибками, и шкала времени может быть непосредственно получена из такого соотношения. Отсчет по счетчику циклов частоты i можно представить как

$$\phi(t_i) - \phi(t_{0i}) = f \cdot (t_i - t_{0i}). \quad (5.8)$$

Длина волны фазового цикла равна $\lambda = c/f_i$, где c – скорость электромагнитного излучения (299 792 458 м/с в вакууме). Подставляя соответствующий множитель для преобразования фазы в интервал времени и определяя начало временной шкалы в произвольную опорную эпоху счетчика циклов, получаем следующее выражение для «отсчета по часам»:

$$t_i(t) - t_{0i} = \frac{1}{f_0} \int_{t_0}^t f_i(t) dt, \quad (5.9)$$

где t_0 – опорная (начальная) эпоха; t_{0i} – отсчет по часам в опорную эпоху; $f_i(t)$ – частота генератора; f_0 – номинальная частота генератора.

Обычно применяемая модель для частоты генератора имеет вид:

$$f_i(t) = f_0 + \Delta f + \dot{f}(t - t_0) + f_r(t), \quad (5.10)$$

где Δf – сдвиг по частоте; \dot{f} – дрейф частоты; $f_r(t)$ – немоделируемые случайные ошибки частоты.

Подстановка модели (5.10) в уравнение (5.9) дает:

$$t_i(t) = t_{0i} + (t - t_0) + \frac{\Delta f}{f_0} (t - t_0) + \frac{\dot{f}}{2f_0} (t - t_0)^2 + \frac{1}{f_0} \int_{t_0}^t f_r(t) dt. \quad (5.11)$$

После перегруппировки членов в представлении ошибки часов генератора i как временного полинома от t

$$\varepsilon_i(t) = t_i - t = a_0 + a_1(t - t_0) + \frac{a_2}{2} (t - t_0)^2 + \int_{t_0}^t y(t) dt, \quad (5.12)$$

где a_0 – смещение часов; a_1 – дрейф часов (ход часов); a_2 – скорость дрейфа (хода) часов; $\int_{t_0}^t y(t)dt$ – накопленная (проинтегрированная) случайная дробная ошибка частоты.

Влияние ошибки (5.12) на фазу (в циклах) выражается как

$$\phi_\varepsilon(t) = f_0 \varepsilon_i(t). \quad (5.13)$$

Влияние ошибки часов, выражаемое либо через фазу (5.13), либо через время (5.12), либо через нестабильность частоты (5.10), состоит из двух различных компонент:

– *систематическая (детерминистическая) часть*, которую можно предопределить (и предсказать). Это явная часть полиномов в уравнениях (5.10) и (5.12);

– *случайная часть*, которая может быть настолько значительной, что ей нельзя пренебрегать.

Компонент $f_r(t)$ уравнения (5.10), относящийся к источникам случайных ошибок, известен как *случайное дробное частотное отклонение*, член $\int_{t_0}^t y(t)dt$ в уравнении (5.12) называют *ошибкой интегрированной случайной дробной частоты*. Полное дробное отклонение частоты (систематическое + случайное) или только случайная часть могут быть проанализированы. Стандартный подход заключается в оценивании вариации (дисперсии) типичного интервала только случайных дробных флуктуаций частоты и моделировании систематической части посредством полиномиальной функции. Когда можно измерить количество импульсов частоты или разность моментов времени на некотором интервале, то можно определить среднее значение отклонения дробной частоты:

$$Y_k = \frac{1}{\tau} \int_{t_k}^{t_k+\tau} y(t)dt = \frac{[\Phi(t_k + \tau) - \Phi(t_k)]}{2\pi f_0 \tau}, \quad (5.14)$$

где $t_{k+1} = t_k + T$, $k = 0, 1, 2, \dots, T$ является интервалом повторения для измерения продолжительности τ , а t – выбирается произвольно.

Теперь, формируя вариацию для типового измерения $y(t)$, получаем:

$$\langle \sigma_{y^2}(N, T, \tau) \rangle = \left\langle \frac{1}{N-1} \sum_{n=1}^N [y_n - \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N y_k]^2 \right\rangle, \quad (5.15)$$

где $\langle \dots \rangle$ означает среднее значение на бесконечном времени. Здесь N – число образцов или моделей генераторов, участвующих в сличении.

Частная мера вариации выбирается так, что $N = 2$, $T = \tau$. Это так называемая *вариация (или дисперсия) Аллана*:

$$\sigma_y^2(\tau) = E\{\sigma_y^2(N=2, T=\tau, \tau)\} = E\left\{ \frac{(y_{k+1} - y_k)^2}{2} \right\}. \quad (5.16)$$

Эта вариация ошибки дробной частоты для двух моделей является стандартной мерой стабильности часов. Одно из ее особых преимуществ – сравнительная простота: она является функцией только τ и может быть нанесена в виде графиков стабильности (рис. 5.9, взят из [Rizos, 1999]).

Единицы для $y(t)$ не имеют размерности. Линейный дрейф кристалла кварца и рубидиевого генератора, составляющие одну часть на 10^{10} и 10^{12} , удаляются.

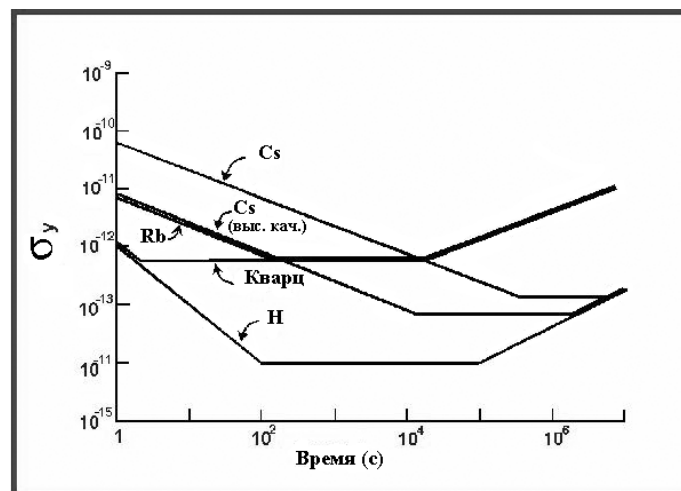


Рис. 5.9. Квадратный корень из дисперсии Аллана для типичных генераторов (после удаления линейного тренда для кварцевого и рубидиевого генераторов) [Rizos, 1999]

Стабильность часов определяется как функция интервала времени между проверками отдельных часов. Если предположить, что в начале интервала часы синхронизированы (или сделано сравнение) со шкалой «истинного» времени, то величина, на которую часы «отклонились» (в среднем) после определенного интервала времени, дается среднеквадратической дисперсией Аллана $\sigma_y(\tau)$ τ раз:

$$\sigma_x(\tau) = \tau \cdot \sigma_y(\tau). \quad (5.17)$$

Например, кварцевые генераторы столь же точны, как и водородные мазеры, если интервалы времени меньше, чем примерно 5 с. В коротком члене, до 10⁴ с, цезиевые стандарты слишком плохие по сравнению с другими стандартами частоты. Однако на средних и длинных сроках их работа превосходит все, кроме водородного мазера, который конкурирует приблизительно после 10⁶ с. Поведение генераторов на рис. 5.9 поэтому может быть охарактеризовано тремя режимами:

1. Краткосрочный, в котором дисперсия Аллана уменьшается с увеличением интервала времени, в соответствии с соотношением:

$$\sigma_y(\tau) = K_1 \cdot \tau^{\alpha_1}, \quad (5.18)$$

где α_1 положительно (равно 1 для водородного мазера или кварцевых часов, равно 0.5 для цезиевых и рубидиевых часов).

2. Среднесрочный, в котором дисперсия Аллана постоянна:

$$\sigma_y(\tau) = \sigma_{yF} = \text{const}. \quad (5.19)$$

3. Долгосрочный, в котором дисперсия Аллана увеличивается с увеличением интервала времени:

$$\sigma_y(\tau) = K_2 \cdot \tau^{-0.5}. \quad (5.20)$$

Представительные значения K_1 , σ_{yF} и K_2 даются в табл. 5.3.

России и прошедшей сертификацию в Госстандарте РФ. Характеристики некоторых видов современной фазовой аппаратуры даются в табл. 5.5.

Таблица 5.5. Характеристики некоторых типов современной спутниковой геодезической фазовой аппаратуры

Модель, год выпуска	Число каналов	Масса (кг)	Точность в плане	Время (нс)	Скорость обновления позиции (с)	Холодный старт (мин)	Теплый старт (мин)	Повторн. захват сигнала (с)	Потребляемая мощность (Вт)	Рабоч. темпер. (°C)
Allen Osborne Associates, Inc.										
SNR-8000 Turbo Rogue, 1992	24/8	4.3	$2+2 \cdot 10^{-6}D$	100	1	2	1	10	15	-20/+55
Bench Mark, 1997	36/12	0.4	$2+2 \cdot 10^{-6}D$	100	1	<2	<1	<10	18	-20/+50
Javad Navigation Systems										
Lexon-GGD, 2000	20/all-in-view	0.68	$2+1 \cdot 10^{-6}D$	3	0.05	1	0.2	1	3.5	-40/+55
Maxor-GGD, 2001	20/all-in-view	1.8	$(1 \div 2)+1 \cdot 10^{-6}D$	3	0.05	<60	<10	<1	15/3	-40/+55
Prego, 2001	20/all-in-view	1.96	$2+1 \cdot 10^{-6}D$	3	0.05	<1	<0.2	1	6	-10/+55
Leica Geosystems										
SR510, 1999	12/12	1.25	$10+2 \cdot 10^{-6}D$	<100	0.1	<3	<0.7	<10	7	-20/+55
SR530, 1999	24/12	1.15	$3+0,5 \cdot 10^{-6}D$	<100	0.1	<3	<0.7	<10	7	-20/+55
NovAtel										
Pro-Pak-LB, 2002	11GPS, 2 SBAS, 1 LBand	1.3	$5+1 \cdot 10^{-6}D$	20	0.05	0.8	0.7	0.5	3.7	-40/+55
DL4, 2002	24/12	1.3	$5+1 \cdot 10^{-6}D$	20	0.05	0.8	0.7	0.5	4	-20/+55

Продолжение табл. 5.5.

Модель, год выпуска	Число каналов	Масса (кг)	Точность в плане	Время (нс)	Скорость обновления позиции (с)	Холодный старт (мин)	Теплый старт (мин)	Повторный захват сигнала (с)	Потребляемая мощность (Вт)	Рабочая температура (°C)
Sokkia										
Radian, 1999	12/12	1.22	$5+1 \cdot 10^{-6}D$	-	10	<1.2	<1.0	3	8.5	-40/+55
Stratus, 2001	12/12	0.55	$5+1 \cdot 10^{-6}D$	-	1	2.0	0.7	3	<1	-40/+65
Thales Navigation/Professional Products										
GG24 GPS+GLO, 1996	24/12 GPS, 12 GLO	1.6	$10+1 \cdot 10^{-6}D$	300	0.2	0.7	0.5	2	3.2	-30/+55
ProMark-2, 2001	12/12	0.14	$10+10^{-6}D$	100	1	1.5	0.25	15	0.33	-10/+60
Z-Xtreme, 1996	36	1.7	$5+1 \cdot 10^{-6}D$		0.1					-30/+55
Ashtech Z-12		3.9	$5+1 \cdot 10^{-6}D$						18	-40/+55
Z-Max, 2003	24/12	1.37	5	100	0.1	1.7	0.3	2	5	-30/+55
Topcon										
Legacy-E GGD, 2000	40/20	0.68	$2+1 \cdot 10^{-6}D$	10	0.05	1	0.2	1	2.1	-40/+60
Hi-Per, 2001	40/20	1.6	$(1 \div 2) + 10^{-6}D$	10	0.05	<60	<10	<1	15/3	-40/+55
Odyssey-E GGD, 2001	40/20	1.96	$2+1 \cdot 10^{-6}D$	10	0.05	<1	<0.2	1	4.3	-10/+50

Окончание табл. 5.5.

Модель, год выпуска	Число каналов	Масса (кг)	Точность в плане	Время (нс)	Скорость обновления позиции (с)	Холодный старт (мин)	Теплый старт (мин)	Повторный захват сигнала (с)	Потребляемая мощность (Вт)	Рабочая температура (°C)
Trimble Navigation Ltd.										
GPS Total Station 5700, 2001	24/12	3.8	$5+1 \cdot 10^{-6} D$	100	5	<1	<0.5	<15	2.5	-40/+65
4600LS, 1995	12/12	1.4	$(5 \div 10) + 10^{-6} D$	-	1	<1.5	<0.5	<15	<1	-40/+65
GPS 5800, 2002	24/12	1.21	$5+1 \cdot 10^{-6} D$	100	5	<1	<0.5	<15	<2.5	-40/+65
ОАО «Российский институт радионавигации и времени» (РИРВ)										
ГЕО-161, 2003	16	1.8	$(5 \div 10) + 10^{-6} D$		1				<2.5	-30/+55
КБ «НАВИС»										
СН-3601	14 (GLO, GPS, L1)	4.5	2-3 см		1	3	1.5		7	-20/+55

Примечания:

1. Информация о зарубежных компаниях дается по журналу GPS World [GPS World, 2003a; GPS World, 2004]. Данные о российских производителях взяты из Интернета.

2. При «холодном» старте в приемнике отсутствует альманах, эфемериды спутников, координаты начального положения и неизвестно время. При «теплом» старте в приемнике имеется последний альманах, текущее время и начальное положение, но нет текущих эфемерид.

3. Для приемника СН-3601 в 3 столбце приводится суммарная масса приемника, аккумулятора, антенны и кабелей

Компания Trimble Navigation Ltd. является крупнейшим в мире изготовителем GPS аппаратуры. Предметом гордости перед другими изготовителями является широкий диапазон продукции. Компания была основана в 1978 г. Чарли Тримблом, которому приписывают выпуск на рынок первого гражданского одночастотного приемника Trimble 4000A, работавшего по кодам GPS. Хотя за прошедшие годы размер корпуса уменьшился, все приемники Trimble выпускаются с отличительной конфигурацией «желтых ящиков». Правда, в последних моделях вместо «ящиков» появились и другие формы.

Компания Trimble выпускает спутниковую аппаратуру для самых разнообразных целей, включая топографические съемки, высокоточные

геодезические сети, морскую, воздушную и наземную навигацию, контроль механизмов и управление машинами, передачу и хранение точного времени и т. д. Эта аппаратура применяется для научных исследований, в сельском хозяйстве, на транспорте, в строительстве, для создания ГИС и т. д. Очень популярными в геодезии за последнее десятилетие являются одночастотный приемник 4600LS и двухчастотный приемник 5700 (см. рис. 4.23).

Последнее поколение двухчастотных, фазовых и кодовых приемников Trimble основано на технологии, впервые реализованной в приемнике *Trimble 4000SSi*. Подобная конфигурация использована в приемнике *Trimble MS750*, предназначенном для управления машинами и контроля механизмов.

Два последующих геодезических GPS приемника – это *Trimble Total Station 4700* (рис. 5.10) и *Trimble Total Station 4800*. Второй из них является интегрированным инструментом, в котором все компоненты (антенна, сам приемник и UHF радиосвязь) объединены в одном корпусе. Приемник устанавливается на штанге, у основания которой располагаются аккумуляторы. Программное обеспечение *Trimble Geomatics Office* является всеобъемлющей программой.



Рис. 5.10. Приемник Trimble 4700 (<http://www.trimble.com>)

Компания Trimble всегда имела ряд сильных продуктов для поддержки ГИС приложений. Началом аппаратуры такого уровня был приемник *Trimble GeoExplorer II* (рис. 5.11, а). Вершиной этого ряда является *Trimble PathfinderPro* (рис. 5.11, б). Используемая с ними программа известна как *Pfinder Office*.



а)



б)

Рис. 5.11. Аппаратура фирмы Trimble Navigation:

а) приемник Trimble GeoExplorer; б) комплект Trimble PathFinderPro

В 2002 г. компания Trimble Navigation выпустила приемник Trimble 5800 (рис. 5.12). Назначение: встроенный интегрированный GPS приемник с

повышенной производительностью. Отсутствуют кабели, что создает удобство при работе в поле. Объединяет двухчастотный приемник, антенну, радиомодем, источник питания в одном блоке, который умещается в руке и весит 1.2 кг. Запроектирован для работы с контроллером ACU, с которым связывается через беспроводную радиосвязь Bluetooth™. Приемник с миниатюрными внутренними батареями, которых хватает на полный рабочий день, контроллером ACU с цветным экраном (128 Мб памяти), штангой и держателем весит 3.57 кг.

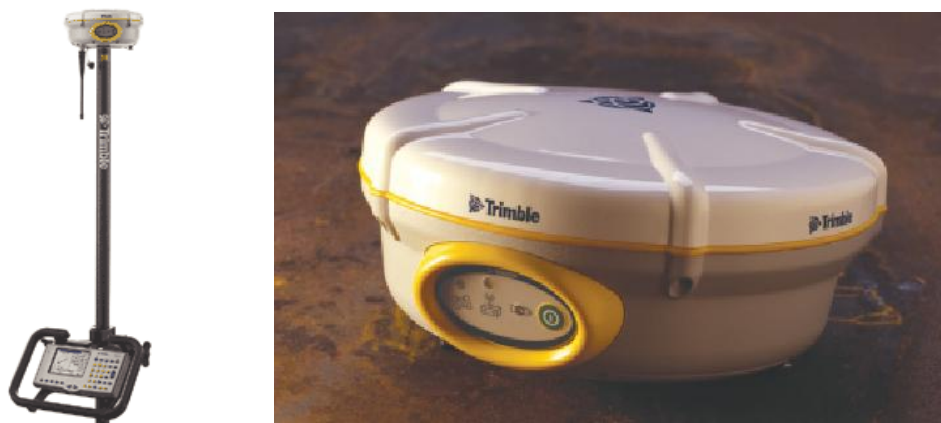


Рис. 5.12. Приемник Trimble 5800 (<http://www.trimble.com>)

В приемнике использован многолетний опыт Trimble в области GPS индустрии – это 24-канальный двухчастотный GPS/WAAS/EGNOS приемник, созданный на 4 чипах технологии Maxwell, обеспечивает надежное слежение в тяжелом окружении при потребляемой мощности менее 2.5 W. Двухчастотная антенна с четырехполосной системой питания обеспечивает субмиллиметровую стабильность фазового центра.

Для связи по линии «база – ровер» используются встроенное радио на частоте 450 или 900 МГц, внешнее радио, сотовый телефон или беспроводный модем пакетных данных. Для расширенного охвата и всестороннего контроля ошибок приемник 5800 работает от многих базовых станций, передающих на одном и том же радиоканале. Для еще большего охвата области и наивысшей точности приемник 5800 работает с сетями виртуальных станций Trimble VRS. Встроенное средство связи Bluetooth дает полное бескабельное решение на штанге. Имеется возможность принимать сигналы дифференциальных поправок WAAS и EGNOS.

Система 5800 является идеальной для широкого круга применений, включая такие направления, как геодезические сети, строительство, управление имуществом (<http://www.trimble.com>).

Leica Geosystems – современное название знаменитой компании, которая с 1920-х гг. специализируется на оптических геодезических инструментах. Исходное имя компании – WILD, штаб-квартира располагалась в городе Heerbrugg, Швейцария.

Компания Leica/Wild включилась в производство GPS аппаратуры в конце 1980-х гг., когда совместно с корпорацией Magnavox Corporation был изготовлен приемник Wild WM101 (и двухчастотная версия WM102). Программное

обеспечение было известно, как PoPS. Корпорация Magnavox была электронной компанией, базирующейся в Torrance, Калифорния, и была GPS «пионером» GPS технологий. В начале 1990-х гг. компания Magnavox была выставлена на продажу, и гражданские GPS активы были куплены компанией Leica. Кроме поддержки разработок и маркетинга определенных навигационных GPS продуктов, изначально принадлежавших корпорации Magnavox, компания Leica сосредоточила усилия на рынке геодезической аппаратуры, где у нее были очень сильное присутствие и высокая репутация производителя аппаратуры для качественных инженерных работ и обслуживания.

Первыми геодезическими инструментами были приемники Leica System 200 и System 300. В 1998 г. Leica выпустила System 500. Программное обеспечение для обработки данных известно как SKI (последняя версия как SKI-Pro).

Есть несколько различных моделей и «семейства» приемника System 500, как результат модульного дизайна от базовой одночастотной модели (SR510) через двухчастотную геодезическую модель (SR520, рис. 5.13, а), до двухчастотной модели в режиме реального времени (SR530).

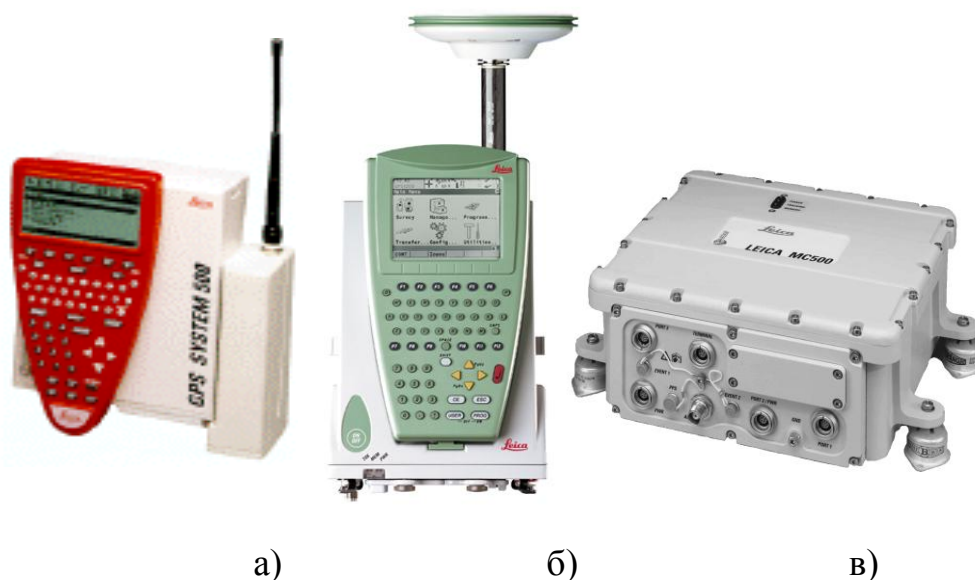


Рис. 5.13. Приемники компании Leica Geosystems:

а) SR520; б) **GPS1200**; в) MC500 (<http://www.leica-geosystems.com>)

В 1999 г. для ГИС съемок была оптимизирована модель GS50, позволяющая ввод атрибутов данных. Она состоит из контроллера, подобного TR500, но с особым программным обеспечением для работы с данными GPS/GIS.

Чтобы выйти на рынок точной навигации, контроля и управления механизмами и машинами, Leica также выпустила приемники MC500 (рис. 5.13, в) и MC1000 (MC – «машинный контроль»). Прочный корпус делает их идеально подходящими для использования на тяжелых машинах. Такие инструменты предназначены для новых применений при строительстве сооружений, точных работ в сельском хозяйстве, открытых карьерах и разрезах и в других областях с автоматизированными операциями. Решения в

кинематике реального времени доступны при очень малой задержке (заявлено менее 30 мс) и с частотой 10 Гц (то есть 10 раз в секунду).

Был также выпущен вариант приемника MC1000, известный как CRS1000 («continuous reference station» – непрерывно работающая опорная станция). В дополнение ко многим возможностям приемника MC1000, специальное программное обеспечение для контроля и большой объем памяти позволяют использовать непрерывно работающую опорную станцию для точной геодезии и навигации. Она работает с антенной типа choke ring.

В 2004 г. кампания Leica Geosystems выпустила универсальную геодезическую систему со стандартизированными операциями и концепцией данных под названием Leica System 1200. Эта универсальная система объединяет силу спутниковой GPS технологии, автоматической тахеометрии TPS и мощного программного обеспечения. Геодезическая система Leica System 1200 состоит из трех заново разработанных и полностью скоординированных основных модулей: семейства приемников Leica GPS1200 (рис. 5.13, б), станций Total Stations в серии Leica TPS1200 и общей базы данных Leica System 1200 с программным обеспечением Leica Geo Office.

В системе реализована концепция единообразного управления аппаратурой и данными. Возможен быстрый и удобный обмен данными, унифицированы аксессуары (кабели, блоки питания, контроллеры и т. п.), что позволяет снизить стоимость оборудования.

Достоинства уникальной совместимости и идентичности операций GPS/TPS дополняются существенными особенностями работы новых поколений сенсоров, давших в результате новые технологии SmartTrack и SmartCheck.

Программный пакет Leica Geo Office обеспечивает все операции, необходимые для управления данными, визуализации, обработки, импорта и экспорта данных GPS, TPS и цифровых нивелиров.

Приемники новой серии Leica GPS1200 устанавливают новые стандарты для геодезических измерений с использованием GPS. Процессор сверхточных GPS измерений с быстрыми алгоритмами для самоконтроля при сборе данных в кинематике реального времени дает уникальные преимущества, объединенные со всесторонним, но интуитивным пользовательским интерфейсом. Приемники серии Leica GPS1200 обеспечивают необходимую гибкость и исполнение в различных способах применения GPS. Прочные корпуса аппаратуры, покрытые специальным магниевым сплавом, противостоят и высоким температурам, и суровым погодным условиям, и условиям транспортировки в чрезвычайных условиях.

Новая технология съемки в реальном времени обеспечивает быстрый захват сигналов спутников, слежение на малых высотах, подавление многопутности, защиту от помех, при этом обеспечивается быстрый темп обновления положений (до 20 раз в секунду). Аппаратура дает возможность проводить высокоточные кинематические измерения на больших расстояниях (30 км и более) с надежностью 99.99%. Благодаря технологии SmartTrack, можно также проводить измерения под деревьями и при интерференции

сигналов. Технология SmartTrack рассчитана на возможное обновление в будущем, когда появятся спутники с новыми сигналами. С новой функцией SmartCheck данные от SmartTrack контролируются в режиме RTK и обрабатываются с сантиметровой точностью.

На выбор имеется четыре различных приемника серии GPS1200: универсальный приемник Leica GX1230 (12 каналов L1 и 12 каналов L2, плюс функции RTK и DGPS как опорной или мобильной станции), приемники Leica GX1220 и Leica GX1210 для сбора данных и Leica GRX1200 Pro для станций активных сетей и сбора данных в режиме RTK и DGPS с интерфейсом Ethernet.

Аппаратура для геодезических GPS измерений компаний Ashtech и Thales Navigation. Компания Ashtech начала свою деятельность под руководством Джавада Ашджаи (Javad Ashjaee) в конце 1980-х гг. (до этого он был ведущим инженером в компании Trimble). В 1997 г. компания (уже не возглавляемая Джавадом Ашджаи) была куплена корпорацией Магеллан, изготовителем дешевых ручных GPS приемников. Диапазон объединенной продукции Magellan-Ashtech теперь закрывал почти все пользовательские потребности, и она являлась одной из нескольких компаний, которые могли соперничать с продукцией, производимой Trimble Navigation. (Позднее Джавад Ашджаи основал другую GPS компанию, названную Javad Positioning Systems.)

В 2001 г. компания Thales Navigation (США, Франция) приобрела Ashtech и Magellan, продолжив выпуск навигационной и спутниковой геодезической аппаратуры. Thales Navigation выпускает GPS и GPS+GLONASS™ аппаратуру, а также наборы чипов, модулей OEM для таких высокоточных применений, как наземные и морские съемки, строительство, сбор данных для ГИС, контроль машин и механизмов, инженерная геодезия, метеорология, лесоустройство, авиация, транспорт, управление имуществом и др.

Хотя Ashtech производила дешевые навигационные приемники (включая наборы плат), она более известна как производитель аппаратуры для высокоточной геодезии. С выпуском Ashtech Z-12 (рис. 5.14) в начале 1990-х гг. Ashtech получила репутацию новатора в электронике. Многие считают Z-12 одним из лучших приемников (если не лучшим) в новом поколении двухчастотной аппаратуры, измеряющей фазы и псевдодальности. Технология «Z-tracking» имеет наилучшее отношение «сигнал – шум» из всех бескодовых методов слежения на L2. Хотя Z-12 теперь превзойден, его техника слежения внедрена в новые приемники, такие, как Ashtech Z-Surveyor, Ashtech Z-SuperStation и в приемники для активных станций. Приемник Ashtech Z-Surveyor запроектирован для применения в геодезии и являлся прямым конкурентом GPS приемников Leica System 500 (SR520/530) и Trimble 4700/4800. Версия для режима RTK известна как Ashtech Z-SuperStation.

Система iCGRSTM компании Thales Navigation обеспечивает прямую связь с Интернетом для самой мощной технологии опорных станций. Усиленная версия MicroZ-CGRS (μZ-CGRS™) предназначена для высокоточных применений на компьютере, работающем с операционной системой Linux. Идеальна как постоянная опорная станция с прямым доступом к Интернету, простой интерфейс позволяет легко получить удаленный доступ к iCGRS.



Рис. 5.14. Приемники Ashtech Z-12 (слева) и Z-Xtreme (<http://www.thalesnavigation.com>)

Система iCGRS отвечает самым строгим требованиям непрерывных операций по сбору высокоточных двухчастотных данных GPS. Файлы данных можно выгружать из приемника в процессе его непрерывных измерений в реальном времени. Возможно использование частоты внешнего генератора. Соединение с Интернетом происходит непосредственно с использованием Ethernet карты.

Одночастотный приемник *Ashtech Locus* (рис. 5.15) – это небольшой, компактно объединенный моноблок, для работы которого не нужны кабели.

Семья приемников *Ashtech Reliance* предназначена для применения в съемках для ГИС, в нашей стране эти приемники очень популярны в геологических и геофизических изысканиях. Компания Ashtech является одной из немногих, кто изготовил и представил на рынок объединенный GPS+Glonass приемник, известный как *Ashtech GG24* (рис. 5.15). Версия для режима RTK известна как *Ashtech GG-SuperStation*.



Рис. 5.15. Приемник Locus (слева) и объединенный GPS+Glonass приемник Ashtech GG24 (<http://www.thalesnavigation.com>)

Приемник *ProMark2* (рис. 5.16) – самый легкий и доступный геодезический приемник. По размерам и массе сравним с популярными навигационными приемниками. Может выполнять и навигацию, и геодезические измерения сантиметрового уровня точности в статических и кинематических режимах. Может принимать сигналы широкозонных дифференциальных систем Wide Area Augmentation System (WAAS) и European Geostationary Navigation Overlay System (EGNOS). Использует программное обеспечение Ashtech Solutions.

В 2004 г. компания Thales Navigation выпустила двухчастотный приемник Z-Max, снабженный беспроводной связью Bluetooth. Для измерений в режиме реального времени приемник имеет модуль связи, объединяющий UHF и GSM.

Компании Javad и Topcon. Компания Javad Positioning Systems (JPS) была основана известным специалистом в области спутниковых систем доктором Джавадом Ашджаи (Dr. Javad Ashjaee). Штаб-квартиры компании находились в Сан-Хосе (Калифорния, США) и в Москве (Россия). JPS имеет одну из самых сильных команд разработчиков GPS аппаратуры в мире. Модель бизнеса JPS и ее основанное на Интернете управление позволили быть динамичной, эффективной и ответственной за нужды ее заказчиков. В JPS работают более 120 ученых мирового класса и инженеров, в том числе из России.

В июле 2000 г. активы компании JPS были куплены компанией Topcon (Япония, США). Однако Джавад Ашджаи продолжает выпускать спутниковую аппаратуру с компанией Javad Navigation Systems (JNS), используя отработанные технологии.

Компания Topcon Corporation имеет 70-летний опыт работы, это мировой лидер в изготовлении высокоточных геодезических инструментов, в оптическом, лазерном и медицинском оборудовании. Приобретение Javad Positioning Systems (JPS) объясняется желанием стать мировым лидером по инструментам для позиционирования в геодезии, строительстве и ГИС с использованием спутниковых технологий.

Компанией Javad было создано несколько одно- и двухчастотных приемников, работающих по GPS или GPS и ГЛОНАСС (рис. 5.17). Приведем некоторые из особенностей, применяемых в аппаратуре, выпускаемой компаниями JNS и Topcon.



Рис. 5.16. Приемники ProMark2 (слева) и Z-Max компании Thales Navigation (www.thalesnavigation.com)



Рис. 5.17. Приемники компаний Javad – Topcon: Legacy-E GGD (Lexon-GGD) и Prego (<http://www.javad.com>)

Управление приемником может производиться через его клавиатуру, или через компьютер (для аппаратуры компаний Javad – Topcon имеются программы

PCSDU и PCView), или через контроллер. Однако, поскольку объем вводимой информации обычно небольшой, то ради этого снабжать приемник экраном и клавиатурой нецелесообразно. В некоторых приемниках для включения и начала измерений используются одна кнопка и один светодиодный индикатор (например, в приемнике Ashtech GG-24). Минимальный интерфейс *Minter* (рис. 5.18) представляет собой средство управления и контроля работы приемником



Рис. 5.18. Минимальный интерфейс Minter

из двух кнопок и двух светодиодов. Первая из кнопок, PWR, как обычно, выполняет включение и выключение питания. Другая кнопка, FN, функциональная, и последствия от ее нажатия зависят от продолжительности самого нажатия (начало записи файла, переключение в режиме «стой – иди» и др.). Светодиоды STAT (состояние) и REC (запись), каждый со вспышками трех цветов (красный, зеленый, желтый), сигнализируют о состоянии приемника: количестве наблюдаемых спутников GPS и ГЛОНАСС, состоянии записи и др.

Использование *файлов авторизованных опций* (Option Authorization Files, OAF) позволяет активизировать заложенные в приемнике возможности после получения специальных паролей. Файлы OAF создаются для каждого приемника (или платы приемника – для тех из них, которые содержат платы нескольких приемников) и распознаются по идентификатору приемника – последовательности символов, уникальной для каждого приемника. Если необходимо получить дополнительные опции приемника, то достаточно уплатить за эти возможности и получить через Интернет новый OAF файл.

Совместное слежение (Co-Op tracking) улучшает возможности GPS/ГЛОНАСС приемника примерно в 10 раз. Улучшение основано на двух типах одновременных схем (петель) захвата фазы (PLL). Одна из них наблюдает видимую динамику приемника, включая динамику приемника и внутреннего генератора. Эта схема использует полную энергию всех спутников, находящихся в поле зрения, и может иметь широкую полосу пропускания, порядка 20 Гц. Второй тип петли захвата фазы запроектирован для слежения за видимой динамикой каждого спутника. За каждым спутником закрепляется своя PLL, которая имеет сравнительно узкую полосу пропускания с шириной около 2 Гц. Эта схема обеспечивает улучшение способности приемника в отслеживании сигналов и в то же время уменьшает шум измерений почти в 10 раз. Улучшение в наблюдательных способностях приемника происходит из-за использования полной энергии всех спутников, а улучшение в понижении влияния шумов объясняется очень малой шириной полосы пропускания в схемах слежения фазы отдельных спутников.

Опция *Cinderella* (в переводе с английского – Золушка) автоматически превращает приемник в двухчастотный GPS+GLONASS приемник на 24 часа с полуночи по времени GPS один раз в две недели (обычно по вторникам). Эта опция позволяет покупателю уменьшить начальный взнос, но всегда иметь самое совершенное оборудование и программное обеспечение, готовые к использованию. Можно проверить возможности приемника в качестве двухчастотного и двухсистемного в реальных условиях работы на объекте, а затем купить соответствующие опции, убедившись в их эффективности.

В принимающей аппаратуре (приемниках и антеннах) систем JPS/JNS и TPS реализованы многие другие усовершенствования по борьбе с многопутностью, подавлением интерференции, алгоритмах кинематики в реальном времени и др.

Программное обеспечение для постобработки, разработанное компанией Javad, называлось *Pinnacle*, оно перешло в собственность Topcon. Новое программное обеспечение в JNS называется *Ensemble*.

Другие компании. Компания Allen Osborne Associates, Inc. (AOA) специализируется на проектировании, анализе, разработке и производстве коммерческого и военного GPS оборудования для геодезии, топографии и частотной синхронизации. В России на нескольких станциях Международной GPS службы используются приемники серии TurboRogue – SNR-8000, SNR-8100 (рис. 5.19). Эти двухчастотные приемники производят измерения псевдодалностей по C/A-коду и по P-кодам на обеих частотах, а также фазы несущей на L1 и L2. При включении режима Anti-Spoofing приемники переходят на метод корреляции по Y-коду, измеряя разностную групповую задержку (P2-P1) и разность фаз несущих L1-L2. Некоторая информация об этой аппаратуре приведена в табл. 5.4.



Рис. 5.19. Приемник TurboRogue SNR-8100 компании Allen Osborne (<http://www.aoa-gps.com/products.htm>)

В табл. 5.6 приводятся более подробные характеристики точности приемников серии TurboRogue (с антенной choke-ring). Решение по глобальным сетям, вероятно, оценено по результатам обработки недельных данных с научным программным обеспечением GIPSY OASYS. Программа TurboSurvey[®] – коммерческая программа, разработанная компанией.

Таблица 5.6. Характеристики точности приемников серии TurboRogue

Вид измерений	Программное обеспечение	Точность в плане	Точность по высоте
Глобальные сети	GIPSY OASYS с точными эфемеридами	$2\text{мм}+D\cdot 10^{-9}$	$4\text{мм}+D\cdot 10^{-9}$
Статические съемки (6 спутников, сеанс 30 мин)	TurboSurvey® с бортовыми эфемеридами	$4\text{мм}+D\cdot 10^{-6}$	$10\text{мм}+D\cdot 10^{-6}$
Быстрая статика (сеанс 10 мин)	TurboSurvey® с бортовыми эфемеридами	$10\text{мм}+D\cdot 10^{-6}$	$20\text{мм}+D\cdot 10^{-6}$

В последнее время на рынке геодезической спутниковой аппаратуры появились компании NovAtel (Канада), Sokkia (Япония). Информацию о продуктах этих компаний можно найти в Интернете.

В России геодезическую аппаратуру выпускают КБ «НАВИС», компания «Котлин», ОАО «Российский институт радионавигации и времени» (РИРВ). Приемник СН-3601 («НАВИС») предназначен для высокоточного определения навигационных параметров при геодезической съемке, создании и развитии геодезических сетей, собирающих сведения для государственного земельного кадастра, и т. п. Он дает возможность непрерывного автоматического выбора спутников созвездия «ГЛОНАСС» (L1) и GPS (L1) с учётом их технического состояния. Число параллельных каналов приема – 14, точность определения координат в автономном режиме составляет 10 – 12 м, в дифференциальном режиме – 1 – 2 м. Время начального определения при «холодном старте» – 180 с, при «горячем старте» – 90 с. Интервал обновления координат – не более 1 с.

Кроме того, СН-3601 способен точно определять местоположение и накапливать результаты измерений, сделанных в течение четырех часов (емкость накопителя 20 Мбайт). Данные передаются на ПК по цифровому интерфейсу RS232C (протоколы BINR или RINEX). Электропитание прибора осуществляется от источников питания 9 – 30 В, потребляемая мощность равна 7 Вт. Масса комплекта, включающего антенну, приемоиндикатор, аккумулятор и антенный кабель, не превышает 4,5 кг.

В ЗАО «Котлин» подготовлены к серийному производству два двухчастотных GPS/ГЛОНАСС устройства, предназначенных для проведения топографо-геодезических работ («Землемер Л1М» и «Геодезист»). Более мощный приемник «Геодезист» рассчитан на работу с 18 каналами для ГЛОНАСС (L1, L2) и 24 каналами для GPS (L1, L2). Он обеспечивает устойчивый прием сигналов как в неблагоприятных погодных условиях, так и при малых углах радиовидимости. В состав этого приемника входят выносная клавиатура и ЖК-дисплей (8 строк по 40 символов), позволяющий работать в полевых условиях. Сантиметровый уровень точности навигационных определений достигается за счет использования высокоэффективных алгоритмов разрешения многозначности фазовых отсчетов. Точность определения длины базовой линии составляет 5 мм при измерениях на частотах L1/L2 и 10 мм – на L1 [Невдяев, 2000].

ОАО РИРВ в конце 2003 г. выпустило в серию одночастотный спутниковый геодезический приемник ГЕО-161 (рис. 5.20) с программой обработки VL-G1.



Рис. 5.20. Российские геодезические приемники CH-3601 КБ «НАВИС» (слева) и ГЕО-161 ОАО РИРВ

Приемник имеет 16 каналов приема сигналов стандартной точности систем ГЛОНАСС и GPS с произвольным распределением каналов между системами. Конструктивно приемник выполнен в виде моноблока, объединяющего микрополосковую антенну, приемоизмеритель, накопитель данных, панель управления и аккумуляторную батарею. Контроль работы приемника осуществляется при помощи световой и звуковой индикации. С приемником в качестве контроллера может использоваться карманный персональный компьютер. Приемник обеспечивает реализацию всех видов статических и кинематических измерений. Некоторые характеристики прибора приведены в табл. 5.5 [Кораблев, Тикко, 2004].

5.3.2. Ошибки приемника

Шумы в приемнике. Тепловой шум в аппаратуре создает шум в данных, полученных при измерениях. Шум в приемнике может быть теоретически вычислен по коэффициенту усиления антенны, мощности сигналов спутников и температурным шумовым характеристикам приемника и окружающей его среды. Шум данных зависит от высоты топоцентрического направления на спутник, поскольку от этого изменяются коэффициент усиления в антенне и потери в силе сигнала из-за ослабления в атмосфере Земли, а также от времени усреднения в приемнике. Один из методов экспериментального определения шума данных заключается в сравнении фаз или дальностей, измеренных двумя приемниками, работающими от одной антенны. Такие тесты показывают, что шумы фазовых измерений на частотах L1 и L2 имеют уровень от 1 до 5 мм, но часто содержат систематическую составляющую. Эта специфическая ошибка не влияет на геодезические измерения, поскольку исключается в двойных разностях, но она должна тщательно исследоваться и учитываться при измерениях ионосферной задержки. Для уменьшения уровня шумов приемники, ведущие мониторинг, помещают в термостатированную камеру, а при полевых наблюдениях стараются не подвергать сильному нагреву солнечными лучами.

Влияние ошибок времени. Основная часть ошибок часов приемника и спутника исключается при формировании двойных разностей или при оценивании поправки часов, изменяющихся по случайному закону. В то же

время, есть зависимость геодезических измерений от действительного времени, в которое производились измерения, из-за нелинейности геодезической задачи определения координат. Величина ошибок, связанных с неправильным согласованием времени квантования сигналов GPS, может быть вычислена по доплеровскому сдвигу сигналов и обычно составляет около 1 мм для ошибки времени в 1 мкс. Хотя такие требования определения времени спутниковый приемник легко выполняет, встречаются случаи, когда это не происходит. Эти случаи распознаются как одиночные отскоки в двойных разностях при отсутствии возмущений в величине ионосферной задержки, полученной из разностной комбинации фаз. Такое поведение приемника согласуется со случаем, когда он делает измерения в моменты, отличающиеся от объявленных моментов. Общее влияние ошибки такого типа мало, за исключением случаев, когда приемник неправильно разрешает миллисекундную неоднозначность C/A-кодовых псевдодальностей, при которых становится почти невозможно определить, где было сделано измерение. Когда это имеет место, данные почти всегда подлежат отбраковке. Ошибка должна устраняться в приемнике на стадии первичной обработки сигнала, когда еще есть возможность повторить измерения в поле.

Нестабильность локального генератора, перекрестные наводки, межканальные сдвиги, дрейфы и шум квантования. Перекрестные наводки, дрейфы и шумы квантования зависят, в первую очередь, от качества изготовления аппаратуры, и наблюдатель не имеет возможности активно воздействовать на уровень этих влияний. Нестабильность локального генератора может быть уменьшена образованием нормальных мест из серии наблюдений между отдельными эпохами и образованием двойных разностей в процессе решения базовых линий. Влияние межканальных сдвигов зависит от частоты сигнала и поэтому особенно серьезно для аппаратуры, работающей одновременно по системам GPS и ГЛОНАСС. Такая аппаратура обязательно должна иметь средства для автоматического определения задержек [Teunissen et al., 1998].

Тестирование приемника. В общем, GPS приёмники считаются самокалибрующимися устройствами, и пользователи не выполняют калибровку оборудования. Единственный простой тест, который может выполняться наблюдателем, это нулевая базовая линия. Это измерение делается, когда два или больше приёмников подсоединяются к одной антенне. Чтобы направить входящий сигнал на разные приёмники, необходимо использовать разветвитель. При этом нужно позаботиться о том, чтобы заблокировать питающее антенну напряжение от всех приёмников, кроме одного.

Наблюдается обычный сеанс (например, 60 минут), и базовая линия вычисляется обычным образом. Поскольку используется одна антенна, то компоненты базовой линии должны равняться нулю. В этом тесте контролируется функционирование цепей приёмника и его электроники, и представляется удобный метод выявления неисправностей в приёмнике, не зависящих от смещений антенны [Hofmann-Wellenhof et al., 2001].

5.3.3. Ошибки антенны

Изменение фазового центра антенны. Фазовый или электрический центр – это точка антенны, в которой совпадают одинаковые фазовые фронты пришедших радиосигналов. Именно от нее приемник производит измерения расстояний до спутников. Но фазовый центр не является физической точкой, от которой геодезисту можно было бы оценивать удаление от марки центра пункта. Его положение является функцией направления, с которого антенна принимает сигнал. Кроме того, для антенны GPS приемника фазовый центр L1 и фазовый центр L2 обычно не совпадают. Поэтому среднее положение фазового центра определяется относительно некоторой опорной точки антенны (*antenna reference point, ARP*), а положение этой точки относительно марки геодезического пункта измеряется в процессе наблюдений.

В идеале, положение фазового центра антенны спутникового приемника не зависит от направления, откуда приходит сигнал. Однако, как следствие несферической диаграммы направленности антенны, на практике возможно малое (менее сантиметра в случае хорошо спроектированных геодезических антенн) смещение фазового центра при изменении азимута и угла высоты. Антенны одного изготовления и одной модели обычно показывают одинаковые изменения, поэтому их влияние можно уменьшить посредством ориентирования антенн на концах базовых линий в одном направлении, скажем, по магнитному меридиану. Для геодезических антенн среднее горизонтальное положение фазового центра обычно совпадает с физическим центром антенны, то есть осью вращения антенны, и при использовании одинаковых антенн действительное положение фазового центра становится не столь важным; необходимо измерять только высоты опорных точек антенны над геодезическими марками. Однако, если используются разнотипные антенны, то при обработке необходимо знать не только высоту фазовых центров антенн по отношению к опорным точкам на антеннах, но также изменение положения фазового центра в зависимости от угла высоты спутника, чтобы можно было вводить соответствующие поправки. Для этого в программном обеспечении для каждой частоты каждого типа антенн должны быть файлы полученных при калибровке поправок в положение фазового центра. Программа обработки должна также иметь опции для настройки на тип антенн и добавления параметров. Неучет параметров калибровки антенн может приводить к ошибкам в высоте пункта до 10 см [Mader, 2004].

Указанные два вида параметров антенны (смещение фазового центра относительно опорной точки на антенне и величины изменений фазовых центров в зависимости от высоты) определяются в процессе калибровки антенн. Почти все антенны, используемые в настоящее время, являются азимутально симметричными, и преобладающее влияние изменений в фазе происходит с высотой спутника над горизонтом. Однако локальное окружение вокруг антенны может вводить дополнительные и азимутальные, и высотные изменения от идеально сделанных измерений. Эти локальные изменения должны учитываться в процессе калибровки.

Разработано два вида калибровок: абсолютные и относительные. В абсолютных калибровках параметры антенны выводятся из наблюдений радиоисточников с известным положением, в относительных калибровках параметры антенны получаются из наблюдений известной базовой линии двумя антеннами, из которых одна принимается за опорную.

Абсолютная калибровка антенн. Первые абсолютные калибровки производились в безэховых камерах. Тестируемая антенна перемещалась внутри безэховой камеры по точно выверенному пути и принимала искусственные сигналы GPS от известных положений. Трудности такой калибровки заключаются в самих искусственных сигналах, в точном определении положения опорной точки, механической точности всей установки и, возможно, в остаточной многопутности. Кроме того, в таком исследовании трудно получать большое число наблюдений, охватывающих всю полусферы антенны. Значения абсолютных изменений фазового центра, получаемые из сравнительно дорогих лабораторных калибровок, на практике не давали удовлетворительных результатов.

Ученые Университета Ганновера и компании Geo++ (ФРГ) разработали метод абсолютной полевой калибровки в реальном времени с помощью специальной установки, задающей расположенной на ней антенне различные вращения и наклоны (рис. 5.21). Установка управляется компьютерной программой и является, в сущности, специализированным роботом. Исследования выполняются в два дня, занимая несколько часов времени. В первый день антенна находится в горизонтальном положении и наблюдает обычным образом. Во второй день антенне задаются различные вращения и наклоны (6 000 – 8 000 измерений), что без помощи робота сделать невозможно. По результатам двух дней измерений образуются «звездно-синхронные» разности, практически свободные от многопутности. Была продемонстрирована повторяемость результатов на антенне с азимутально зависимыми изменениями фазового центра. В результате калибровки достигаются средние квадратические



Рис. 5.21. Установка для абсолютной калибровки антенн в реальном времени (http://www.geopp.com/gnpcvdb/AOA_DM_T/)

ошибки для смещений менее 1 мм. Было показано, что значительные изменения в параметрах антенны вызываются: 1) непосредственной близостью к антенне антенн радиомодемной связи; 2) формой корпуса антенны; 3) деталями конструкции купола; 4) наличием отсекавателя [Schmitz et al., 2002].

Относительная полевая калибровка антенн. Методика разработана и применяется Национальной геодезической службой (НГС) США. Калибровка производится на базовой линии длиной 5 м, закрепленной бетонными пилонами высотой 1.8 м (рис. 5.22). На верхних торцах пилонов постоянно установлены крепления для антенн. Расстояния и превышения между пилонами точно определены из геодезических измерений. На северном пилоне устанавливается опорная антенна, на южном пилоне – тестируемая антенна. Обе антенны работают с приемниками Ashtech Z12 при маске высоты 10° . Для обоих приемников в качестве внешнего стандарта частоты используется рубидиевый генератор. В качестве опорной антенны для калибровочных измерений постоянно используется кольцевая антенна Dorne/Margolin, тип T (см. рис. 5.3), разработанная в Лаборатории реактивного движения.

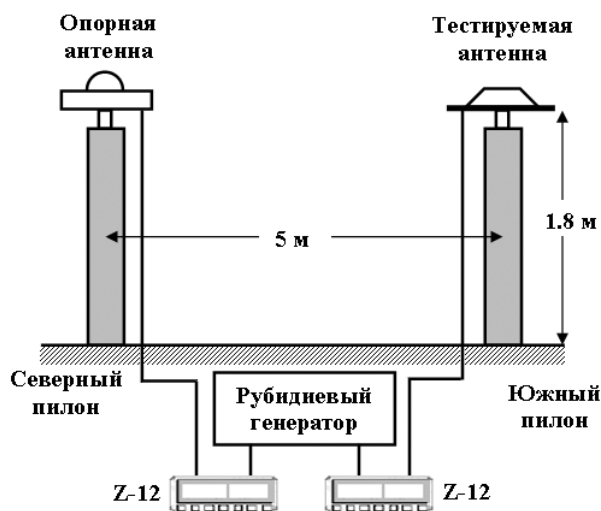


Рис. 5.22. Расположение оборудования при относительной полевой калибровке антенн по методике НГС

Измерения производятся в течение 24-часового сеанса. Обработка производится по программе PAGES. Вначале получают одночастотные решения по двойным разностям фаз без поправок за изменения фазового центра и без оценивания тропосферных задержек. На такой очень короткой линии двойные разности фаз свободны от тропосферных и ионосферных эффектов. По результатам этого решения определяются смещения фазовых центров L1 и L2 относительно опорных точек антенны. После определения смещений находятся изменения фазовых центров тестируемой антенны как функции высоты отдельно для L1 и L2. Чтобы определить относительные изменения фазовых центров, непосредственно для разных спутников на разных высотах используются решения по одинарным разностям фаз L1 или L2. Влияние ошибок часов приемников в одинарных разностях генераторов компенсируется использованием общего рубидиевого стандарта частоты. В этих решениях

азимутальная зависимость изменения фазовых центров не оценивается. Остаточные невязки одинарных разностей фаз используются для определения разности поправок часов приемников и изменений фазовых центров испытываемой антенны [Mader, 2004].

Сравнение методик полевых калибровок показало, что наибольшие различия получаются в малых по размерам антеннах, в большей степени подверженных влиянию многопутности. Для больших базовых линий и для получения глобальных решений предпочтительнее данные абсолютной калибровки [Mader, 2001].

Файлы поправок некоторых типов антенн можно найти на сайтах Национальной геодезической службы США (www.ngs.noaa.gov/ANTCAL/index.shtml) и компании Geo++ (http://www.geopp.com/gnpcvdb/AOA_DM_T/general.html).

В случае, если поправки для нужного типа антенн отсутствуют, то можно самостоятельно провести калибровку антенн. Это делается следующим образом: надо взять хорошо определенную и очень короткую (максимум несколько десятков метров) базовую линию. Один тип антенны располагается на одном из пунктов базовой линии, другой тип – на другом пункте. Наблюдения проводятся в несколько часовых сессий, и данные обрабатываются.

Обработка данных проводится следующим образом:

- данные преобразуются в RINEX, с учетом высоты антенн и конструкторских поправок центров фазы. Оценивается только отклонение по отношению к этой теоретической величине;

- вычисляется базовая линия при помощи программного обеспечения, принимающего на входе RINEX, при этом, во-первых, используются фазы двойных разностей, во-вторых, чтобы определить расхождения по частоте, используется только частота L1 или только частота L2;

- для такого типа вычислений нет необходимости использовать точные орбиты, качество бортовых орбит – достаточное для базовых линий этой длины.

Сравнение вычисленной оценки базовой линии с истинным значением позволяет вывести отклонение, существующее между двумя типами антенн.

Эти вычисления должны быть повторены минимум два раза для двух сессий, проведенных в разное время в течение дня. Такая предосторожность позволит отличить отклонения антенн от других типов отклонений, не моделируемых в ходе оценки.

После проведения этой калибровки применяют поправку, соответствующую отклонению, определенному при каждом вычислении базовой линии, наблюдаемой двумя типами соответствующих антенн [Botton et al., 1997].

5.3.4. Программное обеспечение GPS/ГЛОНАСС измерений

Неотъемлемой частью спутниковой аппаратуры является программное обеспечение. Для обработки GPS/ГЛОНАСС измерений имеется множество программных пакетов. Эти пакеты разрабатываются либо университетами и государственными организациями для целей исследования, для внутренних

оперативных потребностей или для очень точных научных применений (научные программы), либо изготовителями аппаратуры (коммерческие программы или фирменное программное обеспечение). Хотя детальная архитектура программного обеспечения GPS значительно изменяется от одной программы к другой, есть ряд функций, которые должны выполняться во всех программных пакетах.

Основные компоненты любой программы включают помощь в планировании наблюдений, составлении проекта и рекогносцировке; обработку полевых наблюдений; обработку данных и контроль измерений; уравнивание сети и контроль качества, преобразование результатов в уже установленную геодезическую координатную систему.

Требования к программе обработки спутниковых измерений. Изготовители GPS аппаратуры непрерывно совершенствуют программы, которые они предлагают вместе со своей продукцией. Однако есть ряд причин, по которым совершенствование программы невозможно выполнять до той степени, которая возможна, и одна из самых важных причин заключается в динамичной природе самих спутниковых методов. Значительные усилия по разработке направлены на создание новых или значительно пересмотренных программ, а не на усиление существующих программ. Прослеживается также тенденция постоянного расширения возможностей научных программ и максимального упрощения обработки в коммерческих программах. Тем не менее, стоит рассмотреть, что выполняет «хорошая» программа, чтобы покупатель спутниковой технологии мог внимательно оценить компоненты программного обеспечения всего геодезического «пакета», как и компоненты аппаратуры.

Точность и надежность результатов зависят не только от используемых алгоритмов обработки данных, но также и от качества планирования, методики полевых работ и от аппаратуры. Если результаты полевых измерений имеют плохое качество или не соответствуют объему данных, необходимому для решений, то не имеет значения, насколько совершенно программное обеспечение, точность и надежность результатов базовых линий будут страдать. Однако, точность (и в меньшей степени надежность) напрямую зависит от выбора математических моделей и методики обработки, которые должны использоваться в каком-либо данном геодезическом применении.

Хотя эффективность и скорость обработки являются желательными качествами программы, очевидно, что это будет зависеть от применяемого компьютера, используемых алгоритмов, объема обрабатываемых данных и необходимой точности. Высокоточные задачи обычно требуют гибкости в управлении, чтобы вмешиваться на различных стадиях контроля обработки. Следует иметь в виду, что для *научных или высокоточных производственных геодезических задач коммерческие программы, как правило, не подходят*. Задачи с точностью не выше, чем 10^{-6} (обычные в геодезии), обычно выполняются в автоматическом режиме, то есть без вмешательства оператора.

Важным рыночным фактором для пакета обработки данных является возможность поддерживать высокую продуктивность геодезических технологий. Современные эффективные методы полевых измерений очень

отличаются от обычного статического метода GPS. Однако именно инновационные алгоритмы обработки данных делают возможным получение высокоточных результатов, затрачивая на это в несколько раз меньше времени, чем обычные методы GPS получения базовых линий.

Эффективный поток данных подразумевает естественность хода операций от необработанных (сырых) данных к конечному результату в некоторой логической и эффективной последовательности действий, и, следовательно, имеет прямое отношение к структуре программы.

Многие из приведенных выше вторичных критериев будут определяться, большей частью, моделями наблюдений и используемыми методиками обработки, и, следовательно, будут иметь различные оптимальные соотношения в зависимости от применения. Также важно, чтобы структура программы допускала гибкость в опциях обработки, и чтобы ее можно было адаптировать к изменениям при появлении новых моделей и методик. Это особенно касается кинематических применений в режиме реального времени, или применений, в которых необходим сантиметровой уровень точности, таких, как машинный контроль и управление механизмами. Наконец, программа должна быть компактной, чтобы можно было делать работу на любых компьютерах. Правда, последнее требование становится в настоящее время менее актуальным в связи с колоссальными успехами в производстве компьютерной техники. Однако это может быть трудно достижимо, если пользовательский интерфейс зависит от прибора и требует от оператора большого количества вводимой информации. Следовательно, структура программы, требования к операционной системе и выбранная структура управления данными будут требовать эффективности, быстродействия и автоматизации, с одной стороны, и компактности программы и возможности поддержки – с другой.

Обработку данных спутниковых измерений можно разделить на четыре основных задачи:

- планирование доступности спутников и планирование геодезических сетей;
- предварительная обработка;
- уравнивание измерений и преобразование координат;
- анализ результатов измерений.

Планирование доступности спутников будет описано в главе 10. Программа для предварительного анализа внешней точности GPS измерений является следующим шагом, который использует информацию о координатах (и их качестве) выбранных станций GPS из других источников. Обычно координаты некоторых станций известны в локальной системе координат, и поскольку они часто фиксируются при трансформировании результатов в другую систему, то их можно рассматривать как информацию о внешних ограничениях. Можно также исследовать моделируемые искажения только в спутниковой сети от ошибок в опорной сети. Такие программы обычно не поставляются изготовителями GPS оборудования.

Программа предварительного анализа, которая учитывает систематические ошибки в остаточных смещениях (например, в орбитах, параметрах тропосферной рефракции), используется для научных исследований.

Программное обеспечение по предварительной обработке обычно включает:

1. Выгрузку записанных данных из внутренней памяти приемника или контроллера (или съемной карты памяти) в компьютер.

2. Подготовку файлов, содержащих необработанные наблюдения и навигационное сообщение. Если система управления данными объединена с программой, то назначаются соответствующие имена файлов, директории и проекты и каталогизируются для дальнейшего использования. Дополнительно производится опрос файлов станции, и делаются соответствующие вводы в файл журнала. Этот файл содержит такие записи, как введенное наблюдателем название станции, номер приемника, высота антенны и др.

3. Изменение формата файлов данных, если это необходимо. К примеру, если данные необходимо архивировать или передавать в центр обработки, где могут использоваться различные программы, то может использоваться «стандартный» формат (не зависящий от приемника). В настоящее время отдается предпочтение формату RINEX [Gurtner, 1994].

4. Вычисление предварительного положения станции по измерениям псевдодальностей. Как попутный продукт, из этого решения можно получить поправку часов приемника.

5. Восстановление потерь счета циклов в фазовых данных. Это часто делается после решения по тройным разностям.

На выходе из шага предварительной обработки имеют «чистые» файлы данных и вспомогательную информацию для выполнения следующей фазы обработки данных.

Необходимо сделать следующие комментарии.

Программы для предварительной обработки неизменно пишутся производителями GPS оборудования и являются специфичными продуктами для работы их приемников. Некоторые модули предварительной обработки (особенно те, которые выполняют операции 3, 4 и 5) являются также объединенной частью третьей составляющей программного пакета.

Шаг 4 может не понадобиться, если кодо-коррелированный GPS приемник во время слежения автоматически переустанавливает собственные часы на шкалу системного времени (так называемое «управление» часами – clock steering).

Восстановление потерь счета циклов является трудоемкой и кропотливой задачей, если выполняется вручную. Сейчас эта «стандартная» предварительная обработка по выявлению и восстановлению потерь счета циклов выполняется автоматически (некоторые приемники могут исправлять их в поле при записи данных).

Некоторые программы предварительной обработки создают файлы разностных данных (например, разности между приемниками или двойные

разности), возможно, требуя от обработчика принимать решение по стратегии обработки на шаге предварительной обработки.

Определенные предварительные шаги (выгрузка данных, переформатирование, точечное позиционирование приемника) *могут встретиться только на отдельном пункте*, но другие шаги потребуют, чтобы данные всех приемников, которые работали одновременно, были вначале собраны в одно место (компьютер).

Формат RINEX получил широкое распространение как официальный формат данных GPS и ГЛОНАСС. Многие выходные данные приемников либо сразу выводятся в этом формате, либо переводятся через утилитные программы (специфичные для разгружаемого прибора).

Наблюдается тенденция включать программу предварительной обработки в сам приемник. *Это необходимо для съемок в реальном времени.*

Замечания по обработке фазовых данных. Этот компонент является «сердцем» программного пакета. Программы обработки фазовых данных делятся на три больших класса:

- программы, разработанные изготовителями аппаратуры и предлагаемые в комплекте с приемником для применения в обычных геодезических работах. Этот так называемые «коммерческие программные продукты»;

- программы, разработанные, главным образом, правительственными организациями или академическими институтами, *предназначенные для самых точных «научных» или геодезических работ*;

- программы, предназначенные для «специальных» (или необычных) применений, таких, как поддержка морских или воздушных работ, сбор данных для ГИС, системы для определения ориентировки из нескольких антенн, системы, объединенные с другими датчиками (включая аэросъемочные камеры, системы инерциальной навигации и т. д.).

- Между этими классами программ имеется несколько различий:

- *коммерческие и специальные* программы обычно пишутся для управления данными инструментов одного типа. Научные программы не зависят от инструментов, используя данные в формате RINEX;

- *коммерческие* программы имеют тенденцию быть «дружественными к пользователю», требуя минимум вводов от обработчика, и запускаются на персональных компьютерах. *Научные* программы разрабатываются для целей исследования и точного позиционирования, предлагая много опций и требуя от вычислителя большого искусства в использовании. В дополнение, поскольку такие программы имеют больше особенностей и поддерживают моделирование более сложных данных, требования к компьютеру значительно более строгие;

- *коммерческие программы* оптимизированы для точности геодезических измерений (относительная точность – в несколько единиц 10^{-6}), в то время как научные программы обычно относятся к работам самой высокой точности. Научные программы допускают наиболее тонкое моделирование и методику обработки, такую, как уравнивание элементов орбиты, оценивание

тропосферной задержки, обработка наблюдений более чем одной сессии одновременно и др.;

- *коммерческие программы* используют не самые оптимальные алгоритмы обработки данных, обычно в режиме отдельной базовой линии, даже если одновременно работало более чем два приемника, в то время как научные программы имеют возможность обработки в режиме многих линий и многих сеансов;

- круг применений специальных программ быстро расширяется. Некоторые *специальные программы* могут быть вполне «изысканными» продуктами, другие же могут быть просто грубым интерфейсом [Rizos, 1999].

Замечания по программе уравнивания сети. Обработка фазовых GPS данных может выполняться для самой малой возможной единицы: отдельной базовой линии или всех данных, собранных в измерениях, в большом одновременном уравнивании или в какой-либо комбинации между ними. Во всяком случае, есть несколько общих особенностей для всей обработки фазовых данных.

Обычно они являются минимально ограниченными решениями, основанными на координатах одной станции в сети (или базовой линии), удерживаемых фиксированными. Результаты представляются в форме трехмерных координат (либо декартовых в системе X, Y, Z, либо геодезических координат B, L, H на том же эллипсоиде). Полученные координаты относятся к системе WGS84 (на уровне точности, который определяется данными фиксируемой станции).

Если обработка фазовых данных выполняется постепенно, то есть в режиме отдельной базовой линии или (предпочтительнее) в режиме обработки отдельной сессии, отдельные наборы результатов должны объединяться в последующем уравнивании сети. Следовательно, программа для вторичного уравнивания сети должна выполнять следующее:

- объединять решения отдельных базовых линий (или многих линий режима multi-baseline) в сеть. Поскольку в GPS измерениях неизменно имеются избыточные данные (например, множественные оккупации станций, повторные наблюдения базовых линий и т. д.), то наилучший способ получения оптимальных координат – *ввести* результаты GPS (и связанные с ними ковариации) в программу уравнивания сети. Объединенное решение тогда будет оставаться минимально ограниченным, то есть будут фиксироваться координаты только одной станции;

- включать координаты внешних контрольных станций в уравнивание сети, чтобы обеспечить средства связи GPS решений (в квазисистеме WGS-84) с локальной геодезической системой, и чтобы ограничить GPS решения при уравнивании с локальной контрольной сетью. Последняя особенность требует определения параметров трансформирования между GPS и локальной геодезической системой;

– преобразовывать эллипсоидальные высоты GPS в более полезные нормальные высоты через ввод информации о высотах геоида для некоторых или для всех станций наблюдений;

– составлять отчет с каталогом координат, схемой сети, иметь возможности составления таблиц в различных формах и форматах.

Перечисленные задачи можно выполнить с помощью *программы уравнивания сети*, которая должна составляться исключительно для этих целей, или с помощью обычного программного обеспечения для уравнивания геодезической сети, которое необходимо модифицировать, чтобы вводить GPS данные из программы обработки фазовых измерений в качестве другого типа геодезических наблюдений. Это будет дополнение к данным обычных наземных измерений, таких, как горизонтальные направления, расстояния, зенитные расстояния и др.

Программа может быть разработана изготовителями GPS аппаратуры и предлагаться как дополнительный модуль в полном «пакете» программ. Однако в прошлом предлагаемые пакеты программ были написаны геодезистами, имевшими опыт в уравнивании обычных сетей, и предлагались как отдельный пакет.

Наиболее популярные пакеты программ имеют набор средств, которые могут читать выходные файлы большинства коммерческих программ обработки фазовых данных, что позволяет избавиться от ручного ввода данных (координат базовых векторов и ковариационных матриц).

Часто необходимо «масштабировать» информацию из ковариационных матриц, поставляемую программой обработки базовых линий, чтобы получить более реальную оценку точности спутниковых данных (которая неизменно оказывается более оптимистичной).

Программа уравнивания сети является полезным средством мониторинга общего качества спутниковых измерений по мере их выполнения. Уравнивание результатов измерений базовых линий или сессий можно последовательно добавлять в программу и контролировать решение. Если выявляются недопустимые отклонения (например, из-за плохой базовой линии), то можно потребовать изменения плана измерений (возможно, повторного наблюдения неудачной базовой линии или введения дополнительных станций).

Выходом такой программы является набор координат станций (в системе WGS84 или в локальной геодезической системе координат) с оценкой точности (ковариационные матрицы, эллипсы или эллипсоиды ошибок).

В некоторых программах уравнивания сети может отсутствовать возможность *построения геоида*, следовательно, может потребоваться отдельная программа. Программы вычисления геоида являются сравнительно редкими, хотя имеются наборы высот геоида. Например, имеется программа для интерполирования по сетке предвычисленных высот геоида на США, Канаду, а также на Австралию. Небольшое число программ способны вычислять высоты геоида по данным гравиметрических съемок.

Фирмы Trimble, Ashtech (Thales Navigation), Leica Geosystems, Javad (Topcon) предлагают программы уравнивания сетей как модули в их коммерческих пакетах обработки.

Есть тенденция добавлять *программы представления результатов* к пакетам изготовителей GPS аппаратуры и помогать составлять отчет для заказчика, создавая схему сети, ведомости координат и т. п. [Rizos, 1999].

6. ВЛИЯНИЕ СРЕДЫ РАСПРОСТРАНЕНИЯ НА СИГНАЛЫ СРНС

Скорость распространения сигналов представляет особую важность для любой дальномерной системы. Именно скорость, умноженная на измеренный интервал времени распространения, обеспечивает меру дальности. Сигналы, передаваемые спутниками GPS/ГЛОНАСС, на их пути к приемнику, расположенному на Земле или около поверхности, вынуждены проходить через земную атмосферу. В результате взаимодействия сигналов с составными заряженными частицами и нейтральными атомами и молекулами атмосферы, их скорость и направление распространения изменяются. Наиболее характерными областями распространения являются тропосфера, тропопауза, стратосфера и ионосфера.

Ионосфера охватывает область атмосферы между 50 и 1 500 км над поверхностью Земли и характеризуется присутствием свободных (отрицательно заряженных) электронов. Несущие частоты ниже 30 МГц отражаются от ионосферы, в нее проникают только более высокие частоты. Ионосфера является диспергирующей средой, то есть модуляции на несущей частоте и фазы несущей частоты подвергаются различному влиянию, и это влияние является функцией несущей частоты.

Объединенное влияние нейтральной атмосферы, состоящей из тропосферы, тропопаузы и стратосферы, называется тропосферной рефракцией. Действие тропосферной рефракции происходит до высот примерно 40 км от поверхности Земли. Для частот ниже 30 ГГц тропосфера ведет себя как недиспергирующая (нерассеивающая) среда, то есть рефракция не зависит от частоты сигнала, передаваемого через нее.

Когда сигналы спутника достигают земной поверхности, в идеальном случае они поступают непосредственно на антенну. Однако на антенну могут поступать сигналы, отраженные от предметов, окружающих приемник. Это явление, называемое многопутностью (или многолучевостью) сигналов, вызывает нежелательные изменения в наблюдениях фазы кода и фазы несущей. Многопутность является одним из доминирующих источников ошибок в позиционировании. Электрический центр и геометрический центр антенны не всегда точно совпадают и имеют тенденцию немного меняться со временем. Это изменение является функцией геометрии спутников. Поскольку величина этого изменения может быть в пределах сантиметра, это явление изменения позиции фазового центра является очень серьезным при точном позиционировании [Leick, 1995].

6.1. Среда распространения и ее влияние на радиосигналы

6.1.1. Строение атмосферы Земли

Наиболее употребляемой в науке моделью вертикальной структуры атмосферы служит представление о наборе слоев разной толщины, с различными физическими параметрами. По распределению температуры с высотой выделяются следующие основные слои (рис. 6.1): тропосфера (до 9 – 17 км), стратосфера (до 50 – 55 км), мезосфера (до 80 – 85 км), термосфера.

Переходные слои или границы между этими слоями носят названия: между тропосферой и стратосферой – тропопауза, между стратосферой и мезосферой – стратопауза, между мезосферой и термосферой – мезопауза. По физико-химическим процессам выделяются озоносфера (10 – 50 км), нейтральная атмосфера (от поверхности до 70-80 км), ионосфера (выше 70 – 80 км), хемосфера (от стратосферы до нижней части термосферы).

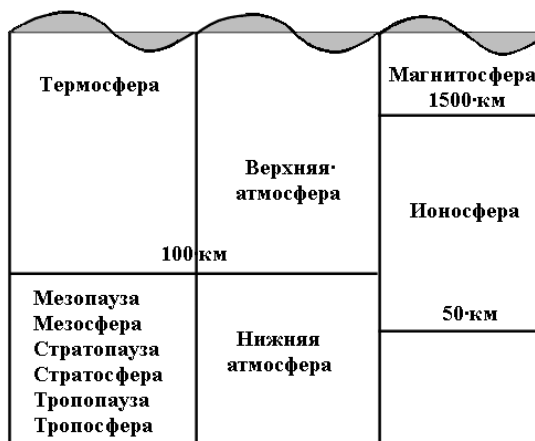


Рис. 6.1. Строение атмосферы Земли [Leick, 1995]

Наибольшее влияние на распространение электромагнитных сигналов, в силу своих физических характеристик, оказывают два слоя, относящихся к различным методам стратификации атмосферы. Если слои выделяются, исходя из их электромагнитных свойств, то значительное влияние на распространения сигнала оказывает ионосфера. Она состоит из частиц, ионизируемых солнечным ветром (прямой солнечной радиацией), и освобожденных при ионизации электронов. Электрическое поле ионов влияет на скорости распространения электромагнитных волн. Результатом этого влияния является систематическая ошибка в измеренное расстояние I_p до спутника, называемая ионосферной рефракцией, которая в первом приближении пропорциональна плотности электронов E в ионосфере и обратно пропорциональна квадрату частоты f сигнала.

Расположенный ниже ионосферы слой нейтральной атмосферы также влияет на прохождение электромагнитных сигналов. Имеющиеся в этом слое атомы и молекулы являются электрически нейтральными, то есть недиспергирующими для радиочастот до 30 ГГц, но они влияют на показатель преломления среды, уменьшая скорость и искривляя трассу распространения сигнала, вследствие чего он запаздывает по сравнению со временем распространения, рассчитанным для вакуума.

Если рассматривать нейтральную атмосферу (от поверхности до высоты 70 км) с точки зрения ее физических свойств (температуры, давления, влажности), то ей соответствует тропосфера и некоторая часть стратосферы. Тропосферой называется приземный атмосферный слой, характеризующийся равномерным падением температуры. Следующий слой отделен от тропосферы тропопаузой – поверхностью, на которой значение вертикального температурного градиента

$\beta = dT/dH$ резко падает практически до 0. В стратосфере температура остается примерно постоянной или даже возрастает с высотой. Параметр β иногда называют скоростью падения температуры с высотой.

В литературе принято говорить о влиянии тропосферы на прохождение сигнала, однако надо понимать, что термин «тропосфера» здесь корректнее было бы заменить термином «нейтральная атмосфера». В дальнейшем оба этих термина будут использоваться как равнозначные с точки зрения их влияния на распространение электромагнитных волн.

6.1.2. Рефракция сигналов, распространение радиоволн и диспергирующая среда

Сигналы GPS подвержены влиянию среды, через которую они распространяются от спутника к приемнику. Пройденное расстояние лежит в пределах от 20 000 км, когда спутник в зените, до примерно 26 000 км, когда спутник восходит или заходит. Можно считать, что за исключением примерно 5% от расстояния, пройденный волной путь находится в вакууме или открытом космосе, через который электромагнитные сигналы проходят с постоянной скоростью $c = 299\,792\,458$ м/с, являющейся хорошо известной универсальной постоянной. Ближе к поверхности Земли (рис. 6.2), на высоте около 1 000 км, сигналы входят в атмосферу из заряженных частиц, называемую ионосферой. Еще ближе к поверхности Земли, на высоте около 40 км сигналы сталкиваются с электрически нейтральной газовой атмосферой, называемой тропосферой.

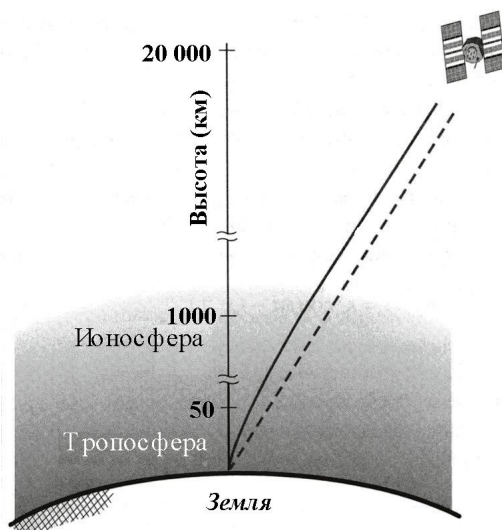


Рис. 6.2. Рефракция сигналов GPS в атмосфере Земли приводит к изменениям в скорости и в направлении сигнала. Увеличение в длине пути из-за искривления луча сигнала, преувеличенное на рисунке, обычно пренебрежимо мало [Misra, Enge, 2001]

Атмосфера изменяет скорость (величину и направление) распространения радиосигналов. Это явление называется *рефракцией*. Изменение в скорости распространения изменяет время прохождения сигнала, которое является основой измерений в GPS. Рассмотрим кратко природу рефракции и распространение радиоволн.

Показатель преломления среды n определяется как отношение скорости распространения сигнала в вакууме c к скорости в среде v ,

$$n = \frac{c}{v}. \quad (6.1)$$

Поскольку ионосфера и тропосфера не являются однородными по составу, показатель преломления изменяется вдоль пути сигнала. На границе между двумя средами с различными показателями преломления (или в среде с изменяющимся показателем преломления) отклонение пути луча сигнала будет описываться законом Снеллиуса. В соответствии с этим законом,

$$n_1 \sin \theta_1 = n_2 \sin \theta_2, \quad (6.2)$$

где n_1 – показатель преломления в первой среде; θ_1 – угол падения (между направлением падающего сигнала и нормалью к поверхности между средами); n_2 – показатель преломления второй среды; θ_2 – преобразованный угол (между направлением преобразованного сигнала и нормалью к поверхности). Отклонение пути является прямым следствием принципа Ферма (принципа наименьшего времени), который утверждает, что из всех возможных путей, свет (и другие электромагнитные волны) распространяется по пути, который занимает самое короткое время. Таким образом, изменение в скорости сигнала изменяет время прохождения сигнала, и поэтому изменяет видимое расстояние до спутника. Изменение показателя преломления в среде приводит к искривлению пути сигнала, делая путь длиннее, чем геометрическая дальность по прямой линии (см. рис. 6.2). Время прохождения вдоль этого искривленного пути, однако, короче, чем для пути по прямой линии. Влияние искривления пути сигнала очень мало, за исключением самых малых углов высоты.

Зная профиль показателя преломления вдоль пути распространения сигнала от спутника S до приемника R , время прохождения получается как

$$\tau = \frac{1}{c} \int_S^R n(s) ds, \quad (6.3)$$

где интегрирование производится вдоль пути распространения сигнала, а $n(s)$ представляет изменяющийся показатель преломления среды. Можно записать выражение для избытка времени распространения (задержки) сигнала из-за рефракции как

$$\tau = \frac{1}{c} \int_S^R [n(s) - 1] ds \quad (6.4)$$

или, эквивалентно, как действительное увеличение в длине пути (путевая задержка)

$$\Delta s = \int_S^R [n(s) - 1] ds. \quad (6.5)$$

Если показатель преломления среды зависит от частоты сигнала, то среда называется *диспергирующей*. Известно, например, что стеклянная призма является диспергирующей для видимого света, как и капли воды, взвешенные в воздухе. Для радиосигналов в L диапазоне ионосфера является диспергирующей средой, но тропосфера является нейтральной средой.

Чтобы определить избыток во времени прохождения сигнала при его прохождении через ионосферу и тропосферу, нужно определить показатель преломления вдоль пути распространения.

6.1.3. Фазовая и групповая скорость

Фазовая скорость распространения электромагнитной волны с частотой f и длиной волны λ равна

$$v_{\phi} = \lambda f. \quad (6.6)$$

С этой скоростью распространяются фазы несущих волн GPS и ГЛОНАСС. Для групповых волн частоты существенно другие, и скорость распространения для группы определяется как

$$v_g = -\frac{df}{d\lambda} \lambda. \quad (6.7)$$

Соотношение между групповой и фазовой скоростью можно установить через дифференцирование (6.6):

$$dv_{\phi} = fd\lambda + \lambda df, \quad (6.8)$$

откуда

$$\frac{df}{d\lambda} = \frac{1}{\lambda} \frac{dv_{\phi}}{d\lambda} - \frac{f}{\lambda}. \quad (6.9)$$

После подстановки (6.9) в (6.7) получаем:

$$v_g = -\lambda \frac{dv_{\phi}}{d\lambda} + f\lambda = v_{\phi} - \lambda \frac{dv_{\phi}}{d\lambda}. \quad (6.10)$$

Скорость распространения волны в среде зависит от показателя преломления среды:

$$v = c/n, \quad (6.11)$$

где c – скорость света в вакууме. Применяя выражение (6.11) к фазовой и групповой скорости, находим:

$$v_{\phi} = \frac{c}{n_{\phi}}; \quad v_g = \frac{c}{n_g}, \quad (6.12)$$

где n_{ϕ} и n_g – соответствующие показатели преломления. Можно показать, дифференцируя v_{ϕ} через связь λ и подстановку в (6.10), что

$$n_g = n_{\phi} + f \frac{dn_{\phi}}{df}. \quad (6.13)$$

Для тропосферы фазовый и групповой показатели преломления не зависят от частоты, поэтому $n_{\phi} = n_g$ [Botton et al., 1997].

6.2. Влияние ионосферы на параметры наблюдений

6.2.1. Ионосферная задержка

Ионосфера, простирающаяся от высоты около 50 км до примерно 1 000 км над Землей, является областью ионизированных газов (свободных электронов и ионов). Ионизация вызывается солнечной радиацией, и состояние ионосферы определяется преимущественно интенсивностью солнечной активности. Ионосфера состоит из слоев (называемых слоями D, E, F1 и F2) на различных высотах, каждый со своими скоростями образования и потери свободных

электронов. Пик электронной плотности (количество электронов в кубическом метре) приходится на диапазон высот в 250 – 400 км (слой F2).

Физические характеристики ионосферы изменяются ото дня к ночи в широких пределах. Когда Солнце восходит, его ультрафиолетовое излучение начинает разлагать молекулы газа (в основном N_2 и He на больших высотах, а на меньших высотах – O_2 и N_2) на ионы и свободные электроны. Пик электронной плотности наступает около 2 часов после местного полудня, а затем плотность начинает уменьшаться. Ночью ионизация не происходит, и ионы и электроны находят друг друга и рекомбинируют, уменьшая количество свободных электронов. Наблюдаются значительные изменения в зависимости от времени года и фазы 11-летнего цикла солнечной активности. (Текущий солнечный цикл начался в 1995 г. и имел пик в 2000 г.) Может также проявляться значительная изменчивость ото дня ко дню, в зависимости от солнечной активности и геомагнитных нарушений. Есть также непредсказуемые краткосрочные влияния и локальные аномалии (подвижные ионосферные нарушения).

Скорость распространения радиосигналов в ионосфере зависит от числа свободных электронов на их пути, определяемых величиной полной электронной концентрации ТЕС (Total Electron Content). Это число электронов, содержащихся в столбе сечением в 1 м^2 , простирающемся от приемника до спутника:

$$TEC = \int_S^R n_e(s) ds, \quad (6.14)$$

где $n_e(s)$ – переменная электронная плотность вдоль пути сигнала, а интегрирование производится вдоль пути сигнала от спутника S к приемнику R . Длина пути через ионосферу самая короткая в направлении зенита, и поэтому ТЕС имеет наименьшее значение в вертикальном направлении (Vertical TEC, TECV). Величина ТЕС измеряется в единицах TECU (TEC Units), определяемых как 10^{16} электронов/ м^2 . Обычно TECV изменяется между 1 и 150 TECU. В данном месте и в данное время TECV может изменяться на 20-25% от его среднемесячного значения. Современные модели ионосферы не обеспечивают адекватное представление изменений в ТЕС между сутками.

Ионосфера обычно имеет спокойное поведение в умеренных широтах, но может флуктуировать вблизи экватора и магнитных полюсов. Район с наивысшей ионосферной задержкой лежит в пределах $\pm 20^\circ$ от магнитного экватора. Солнечные вспышки и последующие магнитные бури могут создавать обширные и быстрые флуктуации в фазе несущей (называемые сцинтилляциями) и в амплитуде (называемые затуханиями) сигналов СРНС. Это явление, хотя и кратковременное и нечастое в средних широтах, может создавать трудности в непрерывном отслеживании сигналов в полярных и экваториальных районах.

6.2.2. Фазовое опережение и групповая задержка

Ионизованный газ представляет собой диспергирующую среду для радиоволн. Фазовый показатель преломления n_ϕ для радиоволны с частотой f равен

$$n_\phi \approx 1 - \frac{40.3n_e}{f^2}, \quad (6.15)$$

где n_e – плотность электронов. Показатель преломления немного меньше 1 (≈ 0.99998 для центральной частоты L1), и фазовая скорость GPS в ионосфере превышает скорость света в вакууме на достаточно большую для точного позиционирования величину. Из выражения для показателя преломления можно вычислить фазовую задержку I_τ (в секундах), которую испытывает сигнал при его распространении через ионосферу

$$I_\tau = \frac{1}{c} \int_s^R (n_\phi(s) - 1) ds = -\frac{1}{c} \int_s^R \frac{40.3n_e(s)}{f^2} ds = -\frac{40.3 \cdot TEC}{cf^2}. \quad (6.16)$$

Фазовая задержка отрицательная, то есть наблюдается опережение по фазе. Фазовое опережение I_ϕ (в метрах) прямо пропорционально количеству электронов на пути сигнала, то есть

$$I_\phi = c \cdot I_\tau = -\frac{40.3 \cdot TEC}{f^2}. \quad (6.17)$$

Из (6.13) можно определить групповой показатель преломления как

$$n_g = 1 + \frac{40.3 \cdot TEC}{f^2}, \quad (6.18)$$

тогда ионосферная задержка (в метрах) для псевдодальности, измеренной по кодам, будет равна

$$I_P = \frac{40.3 \cdot TEC}{f^2}. \quad (6.19)$$

Величина фазового опережения часто выражается в циклах, то есть соответствующем числе длин волн, содержащихся в I_ϕ . Поскольку $\lambda = c/f$, то

$$I_\phi = -\frac{40.3 \cdot TEC}{cf}. \quad (6.20)$$

Формулы (6.17) и (6.19) дают значение ионосферной задержки в метрах, при условии, что f дается в герцах, а TEC – в электронах/м². В последующем будем обозначать групповую ионосферную задержку просто как I , а фазовую задержку – как $-I$, при этом возможно указание на ее размерность (в метрах I_ϕ , I_P , в циклах I_ϕ или секундах I_τ).

В табл. 6.1 приводятся ионосферные задержки для нескольких частот и для двух значений величины TEC . Видно, что на диапазон частот L1 и L2 ионосфера оказывает большое влияние. Обычно величина TEC находится в пределах от 10^{16} до 10^{18} [Leick, 1995; Misra, Enge, 2001].

Таблица 6.1. Ионосферная поправка в дальность (в метрах)

Частоты	$TEC = 10^{16}$ (эл/м ²)	$TEC = 10^{18}$ (эл/м ²)
100 МГц	40.000	4000.0
400 МГц	2.500	250.0
f_{L1}	0.260	26.0
f_{L2}	0.160	16.0
2 ГГц	0.100	10.0
10 ГГц	0.004	0.4

6.2.3. Модели ионосферы

Формулы (6.17), (6.19) и (6.20) показывают, что для введения поправок в измерения псевдодальностей и фаз несущей необходимо с достаточной точностью знать параметр TEC – полную электронную концентрацию по направлению радиолуча. Разработано несколько способов для учета или ослабления влияния ионосферы на параметры измерений либо по результатам измерений, либо посредством моделирования. При этом используется как зависимость ионосферной задержки от частоты, так и ее различное влияние на фазовые и кодовые измерения. При рассмотрении этого вопроса будем использовать упрощенные модели измерений псевдодальности и фазы несущей (см. главу 7). Измеренная приемником A до спутника i псевдодальность P_A^i при отсутствии других источников ошибок связана с геометрической дальностью ρ_A^i соотношением

$$P_A^i = \rho_A^i + c(dt_A - dt^i) + I_A^i + T_A^i + e_p. \quad (6.21)$$

Подобным образом, измерение фазы несущей, представленное в линейной мере, связано с геометрической дальностью аналогичной формулой:

$$\Phi_A^i = \rho_A^i + c(dt_A - dt^i) - I_A^i + T_A^i + \lambda N_A^i + \varepsilon_\phi, \quad (6.22)$$

где N_A^i – начальная неоднозначность фазы; dt_A , dt^i – поправки часов приемника и спутника; T_A^i – тропосферная задержка; e_p и ε_ϕ – шумы измерений для псевдодальности и для фазы.

Точечная модель ионосферы. Для упрощения геометрического моделирования ионосферу можно рассматривать как тонкую оболочку, окружающую Землю (рис. 6.3). Длина пути сигнала варьируется при изменении положения спутника на небе: чем ниже спутник, тем длиннее путь и больше TEC . Считая, что боковые градиенты электронов отсутствуют, можно принять простую и компактную характеристику для TEC вдоль пути сигнала через вертикальную TEC ($TECV$) и умножить ее на величину удлинения пути сигнала. Этот множитель называется фактором наклона OF (используется также термин «ионосферная функция отображения»). Чтобы представить положение спутника S относительно приемника R , введем в рассмотрение зенитное расстояние ζ .

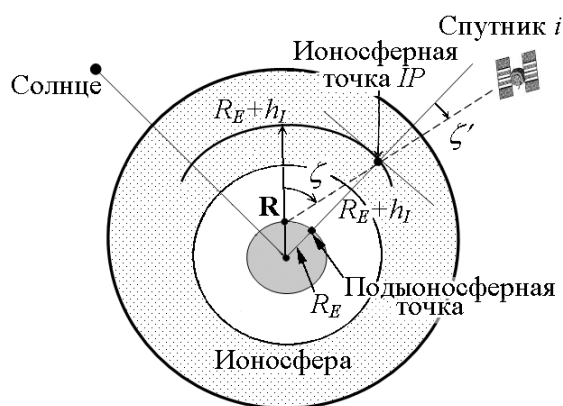


Рис. 6.3. Прохождение радиолуча через ионосферу

Средняя высота ионосферного слоя, или средняя ионосферная высота h_I , обычно берется в диапазоне 300 – 400 км. *Ионосферная точка IP* определяется как точка пересечения линии визирования со сферическим слоем на высоте h_I . Ее проекция по радиусу-вектору на земную поверхность называется *подыоносферной точкой*. Теперь можно связать TECV с ТЕС на зенитном расстоянии ζ через длины путей тонкого ионосферного слоя как

$$TEC(\zeta) = \frac{1}{\cos \zeta'} \cdot TECV, \quad (6.23)$$

где ζ и ζ' – зенитные расстояния спутника, соответственно, в положении пользователя и в ионосферной точке *IP*. Член $(\cos \zeta')^{-1}$ определяет фактор наклона, который можно записать через зенитное расстояние спутника при положении наблюдателя следующим образом. Из треугольника, образованного центром Земли, приемником *R* и ионосферной точкой *IP*, по теореме синусов имеем:

$$\frac{\sin \zeta}{R_E + h_I} = \frac{\sin \zeta'}{R_E}, \quad (6.24)$$

где R_E – средний радиус Земли, равный 6 371 км. Отсюда получается ионосферный фактор наклона OF_I для зенитного расстояния ζ

$$OF_I(\zeta) = \left[1 - \left(\frac{R_E \sin \zeta}{R_E + h_I} \right)^2 \right]^{-1/2}. \quad (6.25)$$

Величина OF_I лежит в диапазоне от единицы (для направления в зенит) до примерно трех для угла высоты в 5° .

Соотношение (6.23) можно непосредственно перевести в групповую задержку или фазовое опережение для сигналов СРНС в соответствии с (6.17) и (6.19). Обозначив ионосферную задержку как функцию зенитного расстояния $I(\zeta)$, имеем:

$$I(\zeta) = I_Z \cdot OF_I(\zeta). \quad (6.26)$$

Ионосферная зенитная задержка I_Z , то есть путевая задержка в зенитном направлении обычно изменяется в средних широтах примерно от 1 – 3 м ночью до 5 – 15 м в полдень. В пик солнечного цикла активности на экваторе наблюдалась зенитная задержка в 36 м [Misra, Enge, 2001]. Следовательно,

величины $I(\zeta)$ и I_Z должны относиться к одному и тому же моменту, а именно к моменту наблюдений t .

Ионосферная плоская модель. В простейшей модели ионосфера аппроксимируется для отдельного положения приемника плоским слоем равной толщины, имеющей однородное распределение свободных электронов. Эта модель не учитывает кривизну Земли. Для такой простой модели вертикальная групповая задержка вдоль пути представляется как

$$I_A^i = \frac{I_Z}{\cos \zeta_A^i} = \frac{I_Z}{\sin h_A^i}. \quad (6.27)$$

Символом ζ_A^i обозначено зенитное расстояние спутника i , видимого приемником R . В этой модели вертикальная групповая задержка считается постоянной, независимой от азимута спутника. Вместо зенитного расстояния может использоваться высота спутника над горизонтом станции $h_A^i = 90^\circ - \zeta_A^i$. Объединяя (6.21) и (6.22) и пренебрегая задержками в аппаратуре и многопутностью, получаем

$$P_A^i - \Phi_A^i = 2I_A^i \frac{1}{\sin h_A^i} - \lambda N_A^i. \quad (6.28)$$

По крайней мере, концептуально, вертикальную групповую задержку и неоднозначность можно определить из серии кодовых и фазовых измерений. В действительности любые задержки в аппаратуре спутника и приемника будут входить в сумму неоднозначности в той мере, в какой эти задержки остаются постоянными.

Суточная косинусная модель. Несколько более совершенная модель учитывает вращение Земли и суточное движение Солнца по отношению к положению приемника. Например,

$$I_Z(t) = I_{Z,\max} \cos(t_{Sun} - 2^h). \quad (6.29)$$

Символом $I_{Z,\max}$ обозначена максимальная вертикальная задержка, которая имеет место около 14:00 по местному времени [Leick, 1995]. Часовой угол Солнца равен t_{Sun} . Модель (6.29) можно подставить в (6.28).

Оценивание задержки по двухчастотным измерениям. Пользователь, имеющий двухчастотную аппаратуру (с L1-L2), может оценивать ионосферную групповую задержку и фазовое опережение по измерениям и существенно исключать влияние ионосферы как источника ошибок измерений. Перепишем уравнение для измерения псевдодальности (6.21), введя дополнительный нижний индекс для измерений на L1 или L2

$$P_q = \rho + c[dt_A - dt^i] + I_q + T + e_{\rho_q}, \quad (6.30)$$

где $q = L1$ или $L2$. Объединяя члены, не связанные с ионосферным эффектом и моделированием ионосферной задержки, зависящей от квадрата частоты, можно записать приведенное выше уравнение как

$$P_q = P^* + \frac{A}{f_q^2}, \quad (6.31)$$

где $PL1$ и $PL2$ – измеренные псевдодальности соответственно на L1 или L2, $fL1$ и $fL2$ – соответствующие частоты несущих, а P^* – псевдодальность,

свободная от влияния ионосферы, то есть измерение псевдодальности при отсутствии ионосферного эффекта, и величина $A = 40.3 \cdot \text{ТЕС}$ является неизвестным параметром. Из двухчастотных измерений можно определить P^* и A . Например, ионосферная групповая задержка на $L1$ равна

$$I_{L1} = \frac{A}{f_{L1}^2} = \frac{f_{L2}^2}{(f_{L1}^2 - f_{L2}^2)} (P_{L2} - P_{L1}), \quad (6.32)$$

а псевдодальность, свободная от влияния ионосферы,

$$P^* = \frac{f_{L1}^2}{(f_{L1}^2 - f_{L2}^2)} P_{L1} - \frac{f_{L2}^2}{(f_{L1}^2 - f_{L2}^2)} P_{L2} = 2.546P_{L1} - 1.546P_{L2}. \quad (6.33)$$

Есть два замечания по поводу ионосферно-свободной псевдодальности (6.33). Во-первых, в этих измерениях, как в $PL1$, так и в $PL2$, в полной мере присутствуют ошибки из-за часов спутника, эфемерид и тропосферы. Во-вторых, за исключение ионосферного влияния приходится платить: ионосферно-свободная псевдодальность значительно более шумная, чем псевдодальности, измеренные на $L1$ и $L2$. Если мы смоделируем многопутность и шум приемника на $L1$ и $L2$ некоррелированными и имеющими одинаковую дисперсию, то шум ионосферно-свободной псевдодальности примерно в

$$\sqrt{2.546^2 + 1.546^2} \approx 3$$

раза больше, чем шум на $L1$ или $L2$. В действительности, предположение об отсутствии корреляции обоснованно, но шум в измерениях на $L2$ больше, чем в современных приемниках для SPS.

Измерения фазы несущей намного менее шумные, и можно попытаться оценить ионосферное опережение фазы, основываясь на них. Во-первых, запишем выражение для измерения фазы несущей (6.28), вводя обозначения для различия измерений на $L1$ или $L2$

$$\Phi_q = \rho - I_q + T + c(dt_A - dt^i) + \lambda N_q + \varepsilon_{\Phi_q}. \quad (6.34)$$

Уравнения, подобные (6.32) или (6.33), можно записать для ионосферно-свободной фазы несущей с включением целых неоднозначностей. Так, фазовое опережение на $L1$ равно

$$I_{L1} = \frac{f_{L2}^2}{(f_{L1}^2 - f_{L2}^2)} [\lambda_{L1}(\Phi_{L1} - N_{L1}) - \lambda_{L2}(\Phi_{L2} - N_{L2})]. \quad (6.35)$$

Оценка ионосферной задержки (6.32) по кодовым измерениям не содержит неоднозначностей, но довольно грубая. Соответствующая оценка по фазовым измерениям (6.35) оказывается точной, но содержит целые неоднозначности N_{L1} и N_{L2} , определение которых является достаточно сложной задачей. Поскольку наблюдения фазы ведутся продолжительное время и с сохранением постоянными N_{L1} и N_{L2} , то можно использовать (6.35) для оценивания изменений в ионосферной задержке между эпохами измерений в реальном времени. Такое изменение называется дифференциальной задержкой, и его оценка по (6.35) имеет сантиметровый уровень точности. Шумные оценки ионосферной задержки по кодам можно сгладить по оценкам дифференциальной задержки из фазовых измерений. Полученные сглаженные

оценки обычно имеют дециметровый уровень точности, после того, как спутник поднялся до высоты 30° .

Ионосферная модель в навигационном сообщении Navstar. Чтобы помочь отдельному приемнику вести позиционирование (навигацию и геодезические измерения) в реальном времени, вычислять зенитную временную задержку на частоте L1, часто используется «модель Клобучара». Алгоритм основан на постоянстве ионосферной задержки в ночные часы и косинусном представлении (положительный полупериод) в дневные часы (рис. 6.4). Оценка зенитной ионосферной задержки на местное время t дается как

$$\frac{\hat{I}_z}{c} = \begin{cases} A_1 + A_2 \cos\left(\frac{2\pi(t - A_3)}{A_4}\right), & \text{если } |t - A_3| < A_4 / 4, \\ \text{иначе } A_1 \end{cases} \quad (6.36)$$

где A_1 – значение зенитной задержки в ночное время, зафиксированное на величине 5 нс; A_2 – амплитуда функции косинуса для дневных величин; A_3 – фаза, соответствующая пику функции косинуса, зафиксированная на величине 50 400 с, что соответствует 14 часам по местному времени; A_4 – период функции косинуса ($> 72\,000$ с).

Значения параметров A_2 и A_4 даются в навигационном сообщении, передаваемом каждым спутником через четыре коэффициента полиномиальной функции:

$$A_2 = \sum_{i=0}^3 \alpha_{i-1} \cdot \Phi_m^{i-1}; \quad (6.37)$$

$$A_4 = \sum_{i=0}^3 \beta_{i-1} \cdot \Phi_m^{i-1}, \quad (6.38)$$

где Φ_m – геомагнитная широта подыоносферной точки (см. рис. 6.3), выраженная в полуциклах:

$$\Phi_m = \Phi_i + 0.064 \cdot \cos(\lambda_i - 1.617), \quad (6.39)$$

где Φ_i и λ_i – широта и долгота пользователя в полуциклах. (Чтобы получить величину в радианах, нужно полуциклы умножать на 2π .) Члены α являются коэффициентами кубического уравнения для представления величины вертикальной задержки, а члены β являются коэффициентами кубического уравнения, представляющего период ионосферной модели.

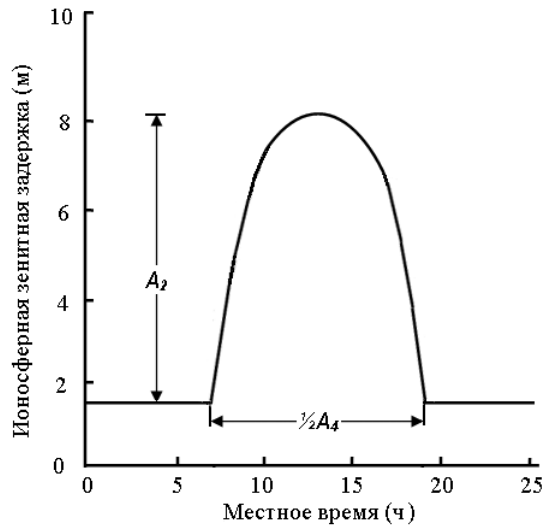


Рис. 6.4. Изменение ионосферной задержки в течение суток в модели Клобучара

Пользователь выполняет следующую последовательность вычисления.

1. Зная свою широту и долготу (можно приближённо), а также положение спутника в пространстве, пользователь вычисляет высоту и азимут линии направления визирования на спутник.

2. Считая, что средняя высота ионосферы 350 км, пользователь вычисляет широту и долготу для точки пересечения линии визирования и ионосферы (подыоносферная точка).

3. Далее вычисляют геомагнитную широту подыоносферной точки. Имея географическую широту и долготу подыоносферной точки, вычисляют угол между точкой и северным геомагнитным полюсом; величина в 90° минус этот угол определяет геомагнитную широту. Геомагнитная широта подобна обычной широте за исключением того, что географический полюс заменяется геомагнитным полюсом (его географическая широта 78.3°N , долгота 291.0°E).

4. С полученной выше информацией пользователь вычисляет вертикальную задержку сигнала через уравнение (6.35). Наконец, эта задержка должна быть увеличена через фактор наклона, то есть функцию угла высоты направления на спутник.

Восемь ионосферных коэффициентов, поступающих от спутника, выбираются из 370 наборов по 8 параметрам. Эти параметры являются функциями сезонных применений и уровня солнечного излучения. Имеется 37 10-суточных групп для сезонов года, а в каждой группе есть по 10 наборов параметров, связанных с величиной солнечной активности. Выбор набора для засылки на спутник производят на Главной станции контроля в Колорадо-Спрингс.

Коэффициент наклона для бортовой модели выражается через высоту спутника над горизонтом h как

$$OF_1(h) = 1.0 + 16.0 \times (0.53 - h)^3, \quad (6.40)$$

где выражается в полуциклах (1 полуцикл = 180° или π радиан). Это выражение является упрощением формулы (6.30). Мотивация для упрощения

объясняется желанием сделать выражение проще, что было важно для процессоров 1970-х гг.

Считается, что бортовая модель уменьшает ошибку измерения дальностей из-за некомпенсированной ионосферной задержки примерно на 50%. В средних широтах остаточная задержка может достигать 10 м в течение суток и намного больше – при высокой солнечной активности.

Ионосферные сцинтилляции и магнитные бури. Если число электронов на пути сигнала от спутника к приемнику быстро изменяется, приводя к быстрому изменению в фазе несущей, то это может представить трудности для цепи отслеживания фазы в приемнике. Для приемника, отслеживающего сигнал L1, изменение только на 1 радиан фазы (соответствующий $0.19 \cdot 10^{16}$ м⁻² TEC) в интервале времени, равном обратной величине ширины пропускания приемника, достаточно, чтобы вызвать проблему для цепи слежения приемника. Если ширина пропускания приемника равна только 1 герцу (что как раз достаточно для приспособления к геометрическому доплеровскому сдвигу), то когда вторая производная от фазы превышает 1 Гц в секунду, произойдет потеря захвата. Во время такого явления амплитуда сигнала также затухает. Эти короткопериодические изменения (от 1 до 15 с) в амплитуде и фазе сигнала известны как ионосферные сцинтилляции (мерцания).

Потеря захвата приводит в итоге к разрыву фазы или потере счета циклов. Потеря счета циклов должна быть исправлена до того, как могут быть использованы данные, следующие за потерей счета. Большие изменения в ионосферном смещении дальности на коротких интервалах времени могут затруднить определение правильного целого числа циклов, связанного с этими разрывами. Если изменения в ионосферных смещениях дальностей превышают половину цикла несущей, то они могут ошибочно интерпретироваться в обработке данных как потеря счета циклов.

Есть две области, в которых нерегулярности (нарушения) в земной ионосфере часто происходят, вызывая краткосрочные затухания сигнала, что может тяжело сказываться на способностях GPS приемника в отслеживании. Это область, простирающаяся на $\pm 30^\circ$ в обе стороны от геомагнитного экватора, и районы авроральных явлений (связанных с полярными сияниями) и полярных шапок. Затухание может быть настолько сильным, что уровень сигнала полностью падает ниже порога захвата сигнала приемником. Когда это происходит, данные теряются до тех пор, пока приемник вновь не захватит сигнал. Процесс потери и повторного захвата может продолжаться несколько часов.

Такое же затухание сигнала происходит во время геомагнитных бурь. Магнитные бури (и связанные с ними ионосферные бури) происходят, когда заряженные частицы высоких энергий от солнечных вспышек, эруптивных протуберанцев или коронарных дыр достигают Земли, вызывая возмущения в магнитном поле Земли. Заряженные частицы взаимодействуют с нейтральной атмосферой Земли, производя возбужденные ионы и дополнительные электроны. Сильные электрические поля, которые возникают при этом, вызывают значительные изменения в морфологии ионосферы, что приводит к

большим колебаниям в задержках распространения в псевдодальностях и опережениях в фазах несущей в пределах интервала в одну минуту. Магнитные бури в полярных и авроральных областях ионосферы могут продолжаться несколько часов.

6.3. Влияние тропосферы на параметры наблюдений

6.3.1. Распространение электромагнитных волн в тропосфере

Нейтральная атмосфера (тропосфера, тропопауза и стратосфера) является недиспергирующей средой. О ее влиянии говорят как о тропосферной рефракции, которая не зависит от частоты и, следовательно, влияет и на кодовую модуляцию, и на фазу несущей одинаковым образом. Влияние представляет задержку (с тем же знаком, что у ионосферы для кодов), которая достигает 2.0 – 2.5 м в зенитном направлении и увеличивается примерно пропорционально косекансу угла высоты, достигая 20 – 28 м на высоте 5°. Измеренные дальности оказываются длинней, чем геометрическое расстояние между приемником и спутником. Задержка зависит от температуры, влажности и давления, изменяется с высотой пользователя и с типом местности под траекторией сигнала. Из-за того, что тропосферная рефракция не зависит от частоты несущей, ее невозможно устранять в двухчастотных наблюдениях, в отличие от ионосферной рефракции.

Показатель преломления N удобно определять через индекс показателя преломления n как $N = (n - 1) \times 10^6$. По аналогии с выражениями для ионосферной рефракции (6.16), тропосферную задержку можно представить как

$$T_R^S = \int_R^S cN dt. \quad (6.41)$$

Показатель преломления воздуха для электромагнитных волн, используемых в спутниковых системах определения местоположения, зависит от состояния атмосферы, то есть от температуры воздуха T , давления P и влажности (давления водяных паров) e :

$$N = f(T, P, e). \quad (6.42)$$

Показатель преломления является функцией положения точек пространства, через которые проходит путь сигнала, так как метеорологическое поле атмосферы считается регулярным лишь условно. Оно является неоднородным, особенно вблизи поверхности Земли. Поэтому, для вычисления пути, пройденного сигналом спутника и найденного из прямых или косвенных определений, необходимо знать действительный показатель преломления воздуха вдоль пути.

Действительный средний показатель преломления n теоретически определяется выражением

$$N = \frac{1}{S} \int_{x=0}^{x=S} N(x) dx. \quad (6.43)$$

Это равенство предполагает, что функция $N(x)$ от пути x известна. Она может быть определена только при достоверных предположениях о строении атмосферы или из непосредственных измерений.

6.3.2. Атмосферные поля температуры, давления и влажности

Поле температуры. Температурное поле атмосферы даже на значительных высотах над поверхностью Земли определяется её обратным излучением из-за нагрева Солнцем в течение суток. При этом большое значение имеет рельеф, время дня и года, погода и характер покрова поверхности.

Толщина слоя воздуха, подверженного влиянию поверхности Земли, достигает нескольких сотен метров. Расположенные над ним воздушные слои в меньшей степени подвержены колебаниям температуры, и степень этих колебаний уменьшается с высотой. Эти слои называют *свободной* атмосферой. Среднегодовой вертикальный температурный градиент β свободной атмосферы составляет приблизительно $-0.7^{\circ}\text{C}/100$ м. Изометрические поверхности внутри слоя, подверженного влиянию земной поверхности, размещаются, повторяя рельеф.

Расположение температурных слоев вблизи поверхности различно днём и ночью. Днём, даже при сплошной облачности, оно определяется солнечным и отраженным излучением. Солнечная энергия проходит сквозь толщу воздуха, лишь частично её поглощающего, и нагревает Землю. Земля отдает тепло приземному слою, медленно остывая. Так же она частично отражает излучение Солнца в длинноволновой части инфракрасного диапазона, поглощаемого парами воды и углекислым газом воздуха. За счёт турбулентных процессов обмена (конвекции) это тепло передаётся расположенным выше слоям.

Исследования зависимости температуры воздуха в приземном слое (до 300 м) от высоты показали, что происходит разделение его на подслои, вызванное взаимодействием прямого и обратного излучений. В нижнем подвижном подслое вертикальный температурный градиент β уменьшается по логарифмическому закону, колебание его толщины зависит от времени суток и сезона. В верхней границе подвижного подслоя наблюдается градиент $\beta < -1^{\circ}\text{C}/100\text{м}$.

Следующий, промежуточный подслой, имеет адиабатический температурный градиент $\beta = -1^{\circ}\text{C}/100\text{м}$. Расположение границ колеблется в зависимости от времени года и суток, летом его высота составляет 200 – 300 м, а при ясной погоде достигает 1 000 м. Выше тропопаузы (10 – 12 км) температура остается почти постоянной. Представление об изменении температуры с высотой дают профили на рис. 6.5, полученные по результатам аэрологического зондирования в г. Новосибирске.

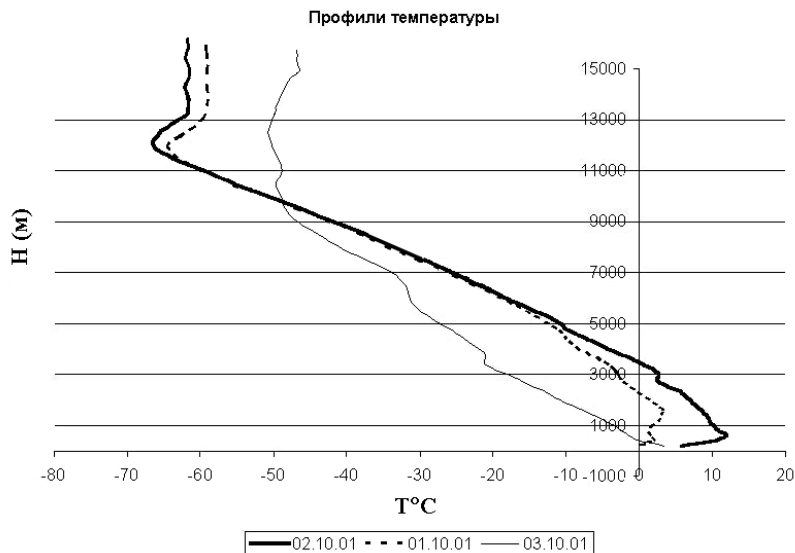


Рис. 6.5. Профили температуры по данным аэрологического зондирования в Новосибирске на 1 – 3 октября 2001 г.

Важно заметить, что подвижный нижний подслон и адиабатическая прослойка образуются даже при сильной облачности и, кроме погодных условий, зависят еще и от термических свойств поверхности Земли и покрывающей ее растительности. Над местностью с городской застройкой температура воздуха выше, чем над сельскими поселками. Эта разница в летние вечера может достигать 2°C , а при ясной безветренной погоде – $6-7^{\circ}\text{C}$, сохраняясь всю ночь.

Строение температурного поля атмосферы вблизи поверхности Земли ночью определяется охлаждением поверхности Земли, растительности и слоя воздуха над Землей.

Механизм охлаждения состоит в излучении за счёт перепада температур между тёплым воздухом и холодной землей и в частичном поглощении тепла парами воды и углекислым газом, содержащимися в воздухе. Эти процессы приводят к образованию равномерного перепада температур до больших высот, сопровождаемого турбулентными явлениями. Над Землей расположен слой воздуха значительной толщины, температура которого значительно ниже температуры расположенных выше слоёв свободной атмосферы. Это явление известно под названием ночной инверсии температуры.

Инверсии возникают как при ясной, так и при облачной погоде, но при этом различна скорость их образования; толщина инверсионного слоя увеличивается в ясные ночи от $30 - 40$ м до сотен метров. Внутреннее строение инверсионной зоны подобно строению дневных слоёв, находящихся под влиянием поверхности Земли. Ночью над поверхностью образуется инверсионный подслон, толщина которого достигает нескольких десятков метров.

Над инверсионным слоем располагается промежуточный, соответствующий дневному адиабатическому слою. Толщина его в течение ночи может во много раз превысить толщину инверсионного слоя.

Представляет интерес влияние росы на распределение температуры в приземных слоях воздуха. Если на поверхности Земли температура достигает точки образования росы, то освобожденное в процессе её выпадения тепло вызывает нагрев поверхностного слоя и искажения характера изменения температуры ночью. Этот процесс вызывает скачкообразное повышение температуры на высотах до 2 м.

Значительное влияние на интенсивность образования слоёв воздуха около поверхности Земли оказывает движение воздушных масс. Ветер приводит к перемешиванию слоёв воздуха, штиль – к интенсивному образованию слоёв с различной температурой. Приповерхностные слои переходят в слои расположенной выше свободной атмосферы без четкой границы. Ветер уменьшает степень расслоения воздуха по температуре в нижних и приповерхностных слоях или вообще препятствует расслоению.

Представление о строении температурного поля атмосферы в зависимости от времени суток даёт некоторую схематическую модель. В действительности, процессы, происходящие в атмосфере, значительно сложнее из-за многообразия местных воздействий и влияния времени. Температурное поле атмосферы неоднородно и имеет нерегулярные области.

Поле давления. Распределение давления воздуха в пространстве, охватываемом измерениями, можно рассматривать как закономерное и однородное, то есть поверхности равного давления располагаются практически горизонтально. Давление уменьшается с высотой от значения около 1 000 мбар на уровне моря до 45 мбар на высоте 20 км (рис. 6.6). Падение давления в горизонтальной плоскости при нормальной погоде в направлении максимума составляет в среднем 1 мбар на 100 – 500 км. Периодические суточные колебания давления, вызванные воздействием Солнца, составляют в средних широтах десятые доли миллибара. То же самое относится к местным изменениям давления, возникающим при наличии ветра.

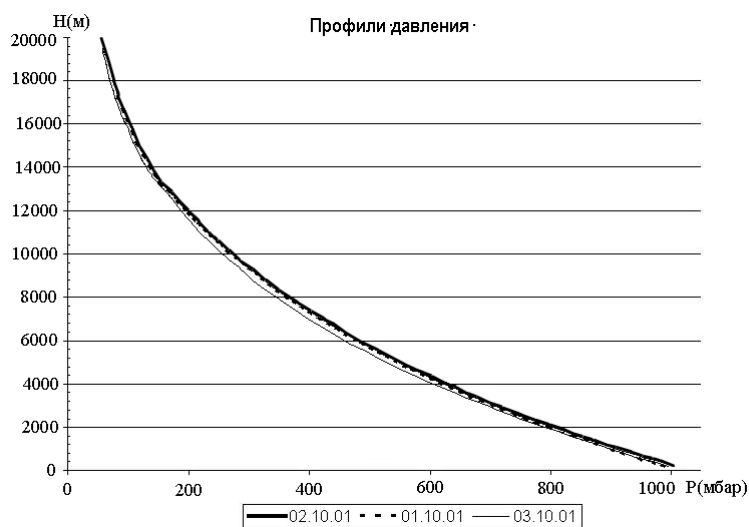


Рис. 6.6. Профили давления по данным аэрологического зондирования в Новосибирске на 1 – 3 октября 2001 г.

Пары воды в атмосфере. Присутствие паров воды в атмосфере обеспечивается двумя источниками. Основная часть паров образуется при испарении с поверхности морей и океанов, попадая в области, расположенные над сушей, посредством адвективных процессов в атмосфере. (Адвекция – перенос в горизонтальном направлении воздуха и вместе с ним его свойств: температуры, влажности и т. п.) Остальная часть появляется за счёт испарения на суше – с поверхности внутренних водоёмов, за счёт влажности почвы и растений. Испарение происходит при любой погоде и температуре, но увеличивается при повышении температуры и скорости ветра. Пары воды в атмосфере распространяются за счёт диффузии и ветра.

Содержание паров воды в атмосфере уменьшается с увеличением высоты и удалением от моря. Количество паров воды в атмосфере, не учитывая приповерхностные её слои, одинаково при устойчивой погоде на больших горизонтальных расстояниях, благодаря единству своего происхождения. В связи с суточными колебаниями температуры и вызванными этим движениями воздуха, расположенного непосредственно над поверхностью Земли, возникают периодические колебания влажности, амплитуда которых зависит от местных условий. В более высоких слоях, начиная примерно с 300 м, таких колебаний не возникает.

Содержание в воздухе паров воды, в отличие от остальных газовых составляющих, ограничено температурой воздуха. Каждой температуре соответствует определенное максимальное содержание водяных паров в воздухе, именуемое состоянием насыщения. Если соответствующая состоянию насыщения температура была превышена, то излишние пары конденсируются в росу, туман и облака. Эта критическая температура называется точкой росы. Содержание паров лучше представлять эквивалентной величиной давления паров воды, e .

Профили влажности, приведенные на рис. 6.7, показывают, что в отличие от профилей давления и температуры, их изменения не имеют четкой закономерности ни по высоте, ни по времени, что существенно затрудняет моделирование.

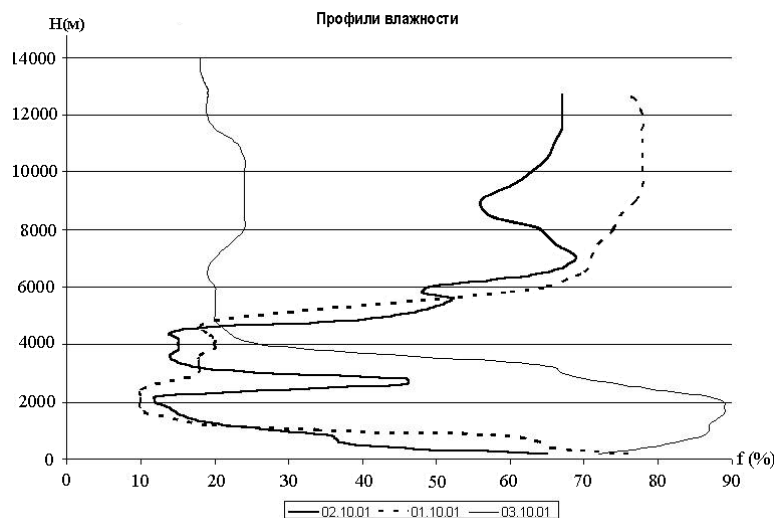


Рис. 6.7. Профили влажности по данным аэрологического зондирования в Новосибирске на 1 – 3 октября 2001 г.

Сравнение результатов измерений влажности воздуха на разных высотах разных климатических районов показало, что относительное уменьшение давления паров воды при увеличении высоты, или уровень насыщения, для одинаковых высот достаточно хорошо совпадает, то есть не зависит от давления паров воды на поверхности.

6.3.3. Стандартная атмосфера

Вычисление показателя преломления осуществляется через параметры тропосферы. Их можно измерить при помощи специального оборудования. Однако у наблюдателя не всегда есть возможность заниматься измерениями, тем более осуществляемыми на больших высотах. Поэтому в качестве альтернативного метода для определения величины показателя преломления часто используется *стандартная атмосферная модель*. В такой модели по международному соглашению используются значения температуры, давления и влажности (и ряда других параметров) для высоты на уровне моря, полученные как средние из множества реальных измерений, проведенных по земному шару. В стандартной атмосфере воздух подчиняется законам идеального газа в состоянии гидростатического равновесия, то есть без ускорений в вертикальном направлении. Для получения состояния атмосферы на других высотах используются функции давления, температуры и влажности от высоты над средним уровнем моря H (в километрах). Эти функции имеют вид:

$$\begin{aligned} P &= P_0 \cdot \left(1 - 0,0226 \cdot H\right)^{5,226}; \\ T &= T_0 - 6,5 \cdot H; \quad t = T - 273,15; \\ e &= e_0 \cdot 10^{\frac{H \cdot \left(\frac{1+H/8}{8}\right)}{}}; \quad f = e \cdot \frac{100}{E}; \\ E &= 6,107 \cdot 10^{\frac{7,5+t}{283+t}}, \end{aligned} \quad (6.44)$$

где P – давление (мбар); T – температура (К); t – температура ($^{\circ}\text{C}$); e – парциальное давление паров воды (мбар); f – относительная влажность (%); E – давление насыщения паров воды (мбар); P_0 , T_0 , e_0 – значения параметров на уровне моря.

Разные исследователи используют различные значения параметров на уровне моря. В табл. 6.2 приведены параметры стандартной атмосферы, приведенные в разных источниках.

Таблица 6.2. Параметры стандартной атмосферы

Параметры	Источник информации или модель			
	[Rizos, 1999]	DIN5450	ISA	US SA 1976
P_0 , мбар	1013.25	1013.25	1013	1013.25
T_0 , К	291.20	288.00	288.2	288.15
t_0 , °С	-	-	15.0	
e_0 , мбар	15.00	-	-	
r_0 , %	-	60.00	50.00	
Скорость падения температуры, К/км			-6.5	-6.5

Наиболее известными стандартными атмосферами являются: Международная стандартная атмосфера (International Standard Atmosphere, ISA), Стандартная атмосфера США 1976 г. (USSA 1976) (<http://www.pdas.com/atmos.htm>). Дополнения к Стандартной атмосфере США 1976 г. включают таблицы температуры, давления, плотности, скорости звука, вязкости, температурной проводимости для широт 15, 30, 45, 60, 75° для летних и зимних условий. Указания о влажности или парциальном давлении паров воды обычно отсутствуют.

6.3.4. Показатель преломления воздуха для микрорадиоволн

Показатель преломления воздуха, $N = 10^6 (n - 1)$, является функцией температуры (T) и парциального давления сухого газа (P_d) и паров воды (e):

$$N = K_1 \left(\frac{P_d}{T} \right) Z_d^{-1} + \left[K_2 \left(\frac{e}{T} \right) + K_3 \left(\frac{e}{T^2} \right) \right] Z_w^{-1}, \quad (6.45)$$

где K_1 , K_2 , K_3 – эмпирически определенные коэффициенты; Z_d – коэффициент сжимаемости для сухого воздуха; Z_w – коэффициент сжимаемости для паров воды. Коэффициенты сжимаемости являются поправками в расчет за отклонения в состоянии воздуха от идеального газа (для которого $P/T = R\rho$, где R – газовая постоянная соответствующего газа, а ρ – плотность газа). Для типичных условий в земной атмосфере Z_d и Z_w отличаются от 1 менее чем на 10^{-3} .

Поскольку тропосфера не является диспергирующей средой, то величина N не зависит от частоты. Наиболее широко используются наборы постоянных преломления Смита и Вейнтрауба и Тайера, представленные в табл. 6.3.

Таблица 6.3. Экспериментально определенные величины для постоянных показателя преломления

	Размерность	Смит и Вейнтрауб	Тайер
K_1	К мбар ⁻¹	77.61±0.01	77.60±0.014
K_2	К мбар ⁻¹	72±9	64.8±0.08
K_3	К ² мбар ⁻¹	(3.75±0.03)×10 ⁵	(3.776±0.004)×10 ⁵

Показатель преломления воздуха для микрорадиоволн может быть представлен в виде:

$$N = K_1 \frac{P}{T} + K_2^* \frac{e}{T^2}, \quad (6.46)$$

где

$$K_2^* = [(k_2 - K_1)T + K_3]. \quad (6.47)$$

Наиболее известным из выражений для определения показателя преломления является уравнение Смита и Вейнтрауба:

$$N = \frac{77.6}{T} \cdot \left(P + \frac{4810 \cdot e}{T} \right) \quad (6.48)$$

или

$$N = 77.6 \frac{P}{T} + 3.73 \cdot 10^5 \frac{e}{T^2}, \quad (6.49)$$

где P – полное давление, в миллибарах (мбар); T – температура в кельвинах (К); e – парциальное давление паров воды (мбар). Первый и второй члены в уравнении (6.48) часто называют *сухим* и *влажным* компонентами показателя преломления.

Альтернативно показатель преломления можно выразить как

$$N = K_1 \frac{M}{M_d} \frac{P}{T} - \left(K_1 \frac{M}{M_d} - K_2 \right) \frac{e}{T} + K_3 \frac{e}{T^2}, \quad (6.50)$$

где

$$\frac{M}{M_d} = \frac{T}{T'} = \left(1 + 0.3780 \frac{e}{P} \right)^{-1}. \quad (6.51)$$

Здесь T' – фактическая температура, а M и M_d обозначают молярную массу, соответственно, влажного и сухого воздуха. Первый член в уравнении (6.50) называют *гидростатическим* компонентом показателя преломления, поскольку он является функцией плотности влажного воздуха, о котором предполагают, что он находится в состоянии гидростатического равновесия.

Уравнение (6.50) можно записать как

$$N = K_1 R_d \rho + K_2' R_w \rho_w + K_3 R_w \frac{\rho_w}{T}, \quad (6.52)$$

где R_d и R_w – газовые постоянные, соответственно, для сухого воздуха и паров воды; ρ – полная плотность влажного воздуха; ρ_w – плотность паров воды, а

$$K_2' = \left(K_2 - \frac{M_w}{M_d} K_1 \right), \quad (6.53)$$

где M_w – молярная масса паров воды.

Уравнения (6.50) и (6.53) используются для выводов уравнений зенитных задержек (см. ниже), основанных на гидростатическом компоненте, который не подвержен влиянию содержания паров воды, в отличие от представления сухого компонента [Teunissen et al., 1998].

6.3.5. Модели тропосферных задержек

Представим показатель преломления N как сумму показателей преломления сухих газов и паров воды в атмосфере

$$N = N_d + N_w, \quad (6.54)$$

где N_d и N_w называются, соответственно, сухим и влажным показателями преломления. Путевую задержку из-за тропосферной рефракции (в метрах) можно записать как

$$\tilde{T} = 10^{-6} \int N(l) dl = 10^{-6} \int [N_d(l) + N_w(l)] dl = \tilde{T}_d + \tilde{T}_w, \quad (6.55)$$

где \tilde{T}_d и \tilde{T}_w называются, соответственно, сухой и влажной задержками, определяемыми из интегрирования вдоль пути сигнала. В этом разделе тропосферные задержки будут обозначаться с добавлением знака тильды, чтобы не путать их с обозначением температуры. Как и при прохождении сигнала через ионосферу, мы будем пренебрегать кривизной пути сигнала и сосредоточимся на величине задержки из-за уменьшения скорости сигнала.

В моделях тропосферы пытаются оценить сухой (или гидростатический) и влажный показатели преломления вдоль пути сигнала и найти полную задержку в соответствии с (6.55). Показатель преломления участка воздуха зависит от температуры и парциальных давлений сухого газа и паров воды. Приближенные выражения (с эмпирически полученными коэффициентами) для сухого и влажного показателей преломления для участка воздуха равны:

$$N_d = 77.64 \frac{P}{T}; \quad N_w = 3.73 \cdot 10^5 \frac{e}{T^2}, \quad (6.56)$$

где P – полное давление; e – парциальное давление паров воды, оба даются в миллибарах; T – температура в кельвинах.

Знание давления, температуры и влажности вдоль пути распространения сигнала позволяет точно определить профиль показателя преломления и тропосферную задержку. Такие измерения получаются для номинально вертикального направления исследователями атмосферы с использованием аппаратуры, установленной на радиозондах (аэрологических баллонах). Пользователи GPS редко имеют доступ к таким измерениям. Менее обременительный подход – это измерить метеорологические условия (давление, температуру и влажность) на месте установки антенны и связать эти измерения с P , T и e вдоль пути сигнала, используя газовые законы или эмпирические модели. Исследователи, которым необходима высокая точность GPS измерений, часто записывают поверхностные метеорологические данные. Например, станции GPS сетей постоянного тектонического мониторинга требуют непрерывного обеспечения метеорологическими измерениями на каждом пункте.

В навигации использование метеорологических приборов непрактично. Действительно, многих пользователей СРНС устраивает оценка тропосферной задержки на основании некоторых средних метеорологических условий по модели *стандартной атмосферы* для дня года и широты и долготы пользователя.

Будем рассматривать оценивание тропосферной задержки сигнала в два шага:

1) оценивание зенитной задержки \tilde{T}_z (то есть задержки, связанной с сигналом из зенитного направления) через соответствующие сухую $\tilde{T}_{z,d}$ и влажную $\tilde{T}_{z,w}$ задержки как

$$\tilde{T}_z = \tilde{T}_{z,d} + \tilde{T}_{z,w}; \quad (6.57)$$

2) определение фактора наклона для масштабирования зенитной задержки как функции угла высоты E или зенитного расстояния ζ . Исследователи физики атмосферы называют тропосферный фактор наклона *функцией отображения* (mapping function). Тогда

$$\tilde{T}(E) = \tilde{T}_{z,d} \cdot m_d(E) + \tilde{T}_{z,w} \cdot m_w(E). \quad (6.58)$$

Здесь мы ввели отдельные функции отображения m_d и m_w , соответственно, для сухого и влажного компонентов. В простых моделях часто используется одна общая функция отображения, игнорирующая различия в профилях атмосферы сухих газов и паров воды.

Разработано множество тропосферных моделей, называемых либо по фамилии автора модели, либо по названию организации, в которой была выполнена разработка. Они различаются по принятым предположениям, касающимся изменения температуры и содержания паров воды на различных высотах. Ниже описываются три модели, разработанные Хопфилд, Саастамойненом и Блэком.

Модель показателей преломления и тропосферной задержки Хопфилд.

Модель Хопфилд (Helen S. Hopfield) основана на соотношениях между показателями преломления на высоте h и у земной поверхности. Эти соотношения были выведены эмпирически по большому объему измерений. Полученную модель называют моделью с профилем показателя преломления четвертого порядка:

$$N_d(h) = N_{d0} \left(1 - \frac{h}{h_d} \right)^4, \quad (6.59)$$

где h – высота над антенной; N_{d0} – сухой показатель преломления на поверхности; h_d – (=43 км) определяет высоту над антенной, на которой показатель преломления равен нулю $N_d(h_d) = 0$.

Модель Хопфилд для влажного показателя преломления подобна (6.59):

$$N_w(h) = N_{w0} \left(1 - \frac{h}{h_w} \right)^4, \quad (6.60)$$

где N_{w0} – влажный показатель преломления на поверхности; $h_w = 12$ км.

Из (6.41) следует:

$$\tilde{T}_z = 10^{-6} \int [N_d(h) + N_w(h)] dh = \frac{10^{-6}}{5} [N_{d0} h_d + N_{w0} h_w] = \tilde{T}_{z,d} + \tilde{T}_{z,w}. \quad (6.61)$$

Подстановка выражений для сухого и влажного показателей преломления из (6.56) дает:

$$\tilde{T}_{z,d} = 77.64 \cdot 10^{-6} \frac{P_0}{T_0} \frac{h_d}{5}; \quad (6.62)$$

$$\tilde{T}_{z,w} = 0.373 \cdot 10^{-6} \frac{e_0}{T_0^2} \frac{h_w}{5}. \quad (6.63)$$

Значения $\tilde{T}_{z,d}$ составляют 2.3 – 2.6 м на уровне моря и становятся меньше с увеличением высоты: около 2 м на высоте около 1.5 км и около 1 м на вершинах

пиков в Гималаях. Соответствующая влажная задержка зависит от распределения паров воды вдоль пути сигнала и может быть очень переменной. Модели влажной задержки $\tilde{T}_{z,w}$, основанные на метеорологических данных для поверхности Земли, обычно менее точны, их типичная ошибка – 1 – 2 см. Использование средних метеорологических условий, а не действительных измерений, вводит дополнительные ошибки моделирования и в сухую, и во влажную задержку, и ошибка в полной зенитной задержке может быть 5 – 10 см.

Для перехода от направления в зенит к высоте E у Хопфилд вводятся сухая и влажная функции отображения:

$$m_d(E) = \frac{1}{\sin \sqrt{E^2 + 6.25}}; \quad m_w(E) = \frac{1}{\sin \sqrt{E^2 + 2.25}}. \quad (6.64)$$

В итоге полная тропосферная задержка для высоты E получается по формуле (6.58). Хопфилд разработала несколько моделей тропосферной задержки, которые отличаются способами интегрирования профилей [Hopfield, 1969; Misra, Enge, 2001; Hofmann-Wellenhof et al., 2001].

Модель Саастамойнена (Yuko Saastamoinen) была разработана с использованием газовых законов и упрощающих предположений, касающихся изменений в давлении, температуре и влажности с высотой. Сухая и влажная зенитные задержки даются как

$$\tilde{T}_{z,d} = 0.002277(1 + 0.0026 \cos 2\varphi + 0.00028H)P_0; \quad (6.65)$$

$$\tilde{T}_{z,w} = 0.002277 \left(\frac{1255}{T_0} + 0.05 \right) e_0, \quad (6.66)$$

где T_0 – температура (в кельвинах); P_0 – полное давление и e_0 – парциальное давление паров воды (оба в миллибарах), все определенные у местоположения антенны по измерениям или по модельным данным стандартной атмосферы; φ – широта; H – высота антенны над уровнем моря (км). В эту модель не включены дополнительные корректирующие члены, которых мы здесь не касались [Саастамойнен, 1975; Hofmann-Wellenhof et al., 2001].

Модель тропосферной задержки Блэка. Блэк (Harold D. Black) опубликовал свою модель в 1978 г. [Black, 1978], ее уточнение появилось в 1984 г. [Black, Eisener, 1984]. Следует учитывать, что Блэк разрабатывал модель до появления СРНС, и впоследствии, при уточнении, предполагал использовать ее для низкоорбитных (1 200 км и меньше) спутников.

Представление о геометрии прохождения луча в тропосфере, которое использовал Блэк для своего вывода выражения тропосферной задержки, дает рис. 6.8. Выражение геометрической дальности ρ , исходя из этого представления, имеет вид:

$$\rho = \sqrt{r^2 - r_A^2 \cos^2 \epsilon^i} - r_A \sin \epsilon^i. \quad (6.67)$$

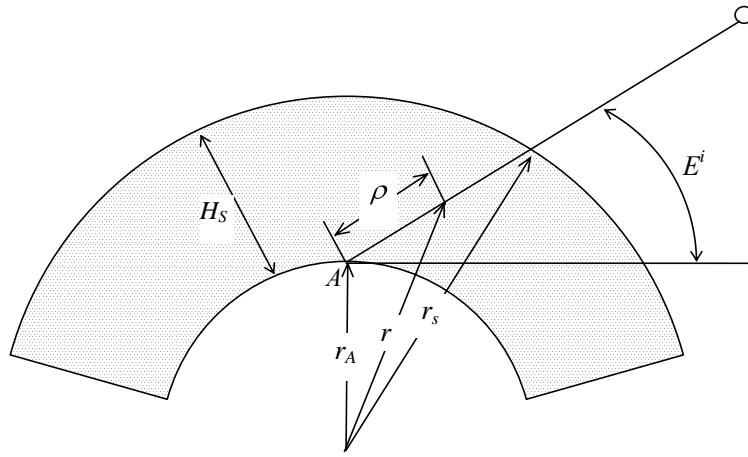


Рис. 6.8. Геометрия прохождения сигнала в модели Блэка.

Подстрочные индексы S и A , соответственно, обозначают верхнюю границу нейтральной атмосферы и станцию на поверхности Земли. H_S – высота нейтральной атмосферы; E^i – угловая высота наблюдаемого объекта над горизонтом; r – радиус-вектор положения низкоорбитного спутника или метеорологического баллона; ρ – геометрическая дальность по прямой линии от станции на поверхности до объекта наблюдения в атмосфере, $\rho = |\vec{r} - \vec{r}_A|$

При разработке аналитических формул Блэк использовал модель показателя преломления Хопфилд и ее открытие, опубликованное в 1971 г. Основываясь на предположении, что сухая атмосфера подчиняется закону идеального газа и находится в состоянии гидростатического равновесия, Хопфилд сделала вывод о том, что сухая составляющая тропосферной задержки прямо пропорциональна поверхностному давлению и нечувствительна к поверхностной температуре. Используя это утверждение и предположение о малости горизонтальных градиентов давления и температуры, Блэк вывел собственную формулу тропосферной задержки, представив ее, как сумму интегралов гидростатической и влажной составляющих преломления показателей по пути луча:

$$\tilde{T} = 10^{-6} \int_0^{\rho} N_h d\rho + 10^{-6} \int_0^{\rho} N_w d\rho. \quad (6.68)$$

Термин «гидростатическая составляющая» был введен в работе [Davis et al., 1985] и считается более точным, чем термин «сухая составляющая» (для атмосферы, показателя преломления или тропосферной задержки), поскольку определяется полным давлением, то есть с включением парциального давления паров воды.

Анализируя выражение гидростатической составляющей в (6.68), Блэк использовал формулу (6.59) показателя преломления N_h , выведенную Хопфилд, для гидростатической (сухой) составляющей нейтральной атмосферы, а выводы распространил на влажную составляющую, предполагая подобными нормы функционалов N_h и N_w .

Гидростатическую часть тропосферной задержки Блэк представил выражением:

$$\tilde{T}_h = 2.343 \cdot P_A \left(\frac{T_A - 4.12}{T_A} \right) \cdot \frac{1}{\sqrt{1 - \left[\frac{\cos \epsilon^i}{1 + L \cdot H_{S,h}/r_A} \right]^2}}, \quad (6.69)$$

а влажную составляющую

$$\tilde{T}_w = k_w \cdot \frac{1}{\sqrt{1 - \left[\frac{\cos \epsilon^i}{1 + L \cdot H_{S,w}/r_A} \right]^2}}, \quad (6.70)$$

где $H_{S,h} = 14898(T_A - 4,12)$ и $H_{S,w} = 13000$ м над станцией; $L = 0,85$; r_A – дается в метрах; P_A – в атмосферах; T_A – в кельвинах. Значения для коэффициента k_w приводятся в табл. 6.3.

Таблица 6.3. Выбор коэффициента k_w в модели Блэка в зависимости от климатических условий

Климатические условия	k_w
лето в тропиках или средних широтах	0,28
весна или осень в средних широтах	0.20
зима в средних широтах (море)	0.12
зима в средних широтах (континент)	0.06
полярные районы	0.05

Блэк не рекомендует использовать эту модель для спутников с высотой менее 5° по причине значительных ошибок от «искривления» луча и из-за увеличения чувствительности к ошибкам выбора вертикальных градиентов характеристик нейтральной атмосферы.

6.3.6. Тропосферные функции отображения

В предыдущем разделе было показано, каким образом, зная тропосферную задержку \tilde{T}_z для направления в зенит, можно получить задержку $\tilde{T}(E)$ для пути прохождения сигнала на высоте E . Для этого используются функции отображения $m(E)$:

$$\tilde{T}(E) = \tilde{T}_z \cdot m(E). \quad (6.71)$$

Были предложены более двадцати функций отображения (или тропосферного фактора наклона). Простейшая модель и для сухого, и для влажного компонента – это $1/\sin E$. Эта модель подходит для плоской Земли и совершенно не подходит для спутников на малых высотах ($E < 15^\circ$). Примером более точной модели является выражение

$$m(E) = \frac{1}{\sqrt{1 - (\cos E / 1.001)^2}}. \quad (6.72)$$

Другой пример – отдельные функции отображения для сухой и влажной задержек

$$m_d(E) = \frac{1}{\sin(E) + \frac{0.00143}{\operatorname{tg} E + 0.0445}}; \quad m_w(E) = \frac{1}{\sin(E) + \frac{0.00035}{\operatorname{tg} E + 0.017}}. \quad (6.73)$$

Более совершенные функции отображения, основанные на усеченной форме бесконечной дроби, были впервые предложены Дж. Марини (John W. Marini)

[Marini, 1972], который, выводя свою формулу для тропосферных поправок, показал, что зависимость от угла высоты в любой горизонтально простирающейся атмосфере можно аппроксимировать посредством расширения в непрерывной дроби через $1/\sin \zeta$:

$$m(E) = \frac{1}{\sin(E) + \frac{a}{\sin(E) + \frac{b}{\sin(E) + \frac{c}{\dots}}}} \quad (6.74)$$

Используя четыре члена в выражении, Марини нашел согласие лучевых траекторий с моделью атмосферы лучше, чем 0.3% от зенита до высоты ниже 1°. Ошибку менее 0.1% можно было бы получать путем настройки по четырем эмпирически определенным коэффициентам. Большинство функций отображения, разработанных с тех пор (за исключением [Lanyi, 1984]), использовали форму такого расширения.

Функция отображения Найелла. А.Е. Найелл (Artur E. Niell) получил выражения для функций отображения гидростатической и влажной задержек для радиоволн, приходящих от спутников с высотой больше 3° над горизонтом [Niell, 1996].

Считая, что задержка радиоволн нейтральной атмосферой определяется через гидростатическую и влажную составляющие тропосферы, Найелл для своих исследований использовал следующее выражение для полной тропосферной задержки:

$$\tilde{T} = \tilde{T}_{z,h} \cdot m_h(\zeta) + \tilde{T}_{z,w} \cdot m_w(\zeta), \quad (6.75)$$

где $\tilde{T}_{z,h}$ и $\tilde{T}_{z,w}$ – соответственно, зенитные гидростатическая и влажная тропосферные задержки; m_h и m_w – гидростатическая и влажная функции отображения для высоты E .

Найелл в качестве основы для вывода функций использовал усеченную непрерывную дробь Марини [Marini, 1972] в виде:

$$m(\zeta) = \frac{\frac{1}{1 + \frac{a}{1 + \frac{b}{1 + c}}}}{\sin \zeta + \frac{a}{\sin \zeta + \frac{b}{\sin \zeta + c}}} \quad (6.76)$$

Функция отображения для любой станции в любой день измерений может быть получена посредством интерполяции коэффициентов. Найелл не смог найти аналитического выражения широтной зависимости коэффициентов выражения (6.76), поэтому выбрал для них линейную интерполяцию из таблиц. Для широт от экватора до $\pm 15^\circ$ используются значения коэффициентов для широты 15° , а для широт от 75° до полюса – значения коэффициентов широты 75° .

Исследования Найелла показали, что временные изменения в гидростатической функции отображения $m_h(E)$ имеют синусоидальный характер. Для каждой широты коэффициенты моделировались функцией синуса

по времени с периодом в 365.25 суток и с амплитудой в половину разности между значениями января и июля. В качестве фазы функции отображения принят порядковый номер дня года (Day of year, DOY).

Коэффициенты для гидростатической функции отображения на табличной широте φ на эпоху t в сутках от января 0.0 (по времени UT) вычисляются по формуле:

$$k(\varphi_i, t) = k_{cp}(\varphi_i) + k_{ампл}(\varphi_i) \cos\left(2\pi \frac{t - T_0}{365.25}\right), \quad (6.77)$$

где T_0 – принятая начальная фаза, равная у Найелла 28 суткам. Величина любого из коэффициентов $k(\varphi, t)$ получается линейной интерполяцией между ближайшими значениями в табл. 6.4. Инверсия сезонов (времен года) для южного полушария учитывается добавлением половины года к фазе для южной широты.

Таблица 6.4. Коэффициенты гидростатической функции отображения Найелла

Коэффициенты	Широта				
	15°	30°	45°	60°	75°
Средние коэффициенты k_{cp} .					
a	$1.2769934e^{-3}$	$1.2683230e^{-3}$	$1.2465397e^{-3}$	$1.2196049e^{-3}$	$1.2045996e^{-3}$
b	$2.9153695e^{-3}$	$2.9152299e^{-3}$	$2.9288445e^{-3}$	$2.9022565e^{-3}$	$2.9024912e^{-3}$
c	$62.610505e^{-3}$	$62.837393e^{-3}$	$63.721774e^{-3}$	$63.824265e^{-3}$	$64.258455e^{-3}$
Амплитуды коэффициентов $k_{ампл}$.					
a	0.0	$1.2709626e^{-5}$	$2.6523662e^{-5}$	$3.4000452e^{-5}$	$4.1202191e^{-5}$
b	0.0	$2.1414979e^{-5}$	$3.0160779e^{-5}$	$7.2562722e^{-5}$	$11.7233375e^{-5}$
c	0.0	$9.0128400e^{-5}$	$4.3497037e^{-5}$	$84.795348e^{-5}$	$170.37206e^{-5}$
Поправки за высоту станции					
a_{ht}	$2.53e^{-5}$				
b_{ht}	$5.49e^{-3}$				
c_{ht}	$1.14e^{-3}$				

Коэффициенты января и июля влажной функции отображения $m_w(E)$ различаются незначительно, и поэтому интерполяция по дате для этой составляющей не проводится, а коэффициенты интерполируются только по широте непосредственно из табл. 6.5.

Таблица 6.5. Коэффициенты влажной функции отображения Найелла

Коэффициенты	Широта				
	15°	30°	45°	60°	75°
a	$5.8021897e^{-4}$	$5.6794847e^{-4}$	$5.8118019e^{-4}$	$5.9727542e^{-4}$	$6.1641693e^{-4}$
b	$1.4275268e^{-3}$	$1.5138625e^{-3}$	$1.4572752e^{-3}$	$1.5007428e^{-3}$	$1.7599082e^{-3}$
c	$4.3472961e^{-2}$	$4.6729510e^{-2}$	$4.3908931e^{-2}$	$4.4626982e^{-2}$	$5.4736038e^{-2}$

Кроме зависимости от широты и времени года, гидростатическая функция отображения также зависит от высоты пункта наблюдений над геоидом, поскольку отношение «толщины» атмосферы к радиусу кривизны уменьшается с высотой. Этот эффект не применяется к влажной функции отображения, поскольку пары воды не находятся в гидростатическом равновесии, а зависимость их высотного распределения от высоты станции непредсказуема.

Приведение гидростатической функции отображения к высоте станции H (в метрах) над уровнем моря выполняется по формуле:

$$m_h(E, H) = m_h(E) + \frac{dm(E)}{dH} \cdot H, \quad (6.78)$$

в которой высотный градиент находится как

$$\frac{dm(E)}{dH} = \frac{1}{\sin E} - \frac{1 + \frac{a_{ht}}{b_{ht}}}{\sin E + \frac{a_{ht}}{\sin E + \frac{b_{ht}}{\sin E + c_{ht}}}}. \quad (6.79)$$

Параметры a_{ht} , b_{ht} , c_{ht} приведены в табл. 6.4.

Функции отображения Найелла использовались при анализе геодезических данных РСДБ, поскольку минимальная высота включенных данных уменьшается с 12 до 3°, оцененные длины базовых линий до 10 400 км изменяются менее чем на 5 мм. Они не зависят от поверхностной метеорологии, но сравнимы по точности с функциями, использующими наземные метеоданные.

Рекомендации Международной службы вращения Земли по использованию функций отображения. Различие между математическими тропосферными моделями часто меньше, чем ошибки, которые могли бы вводиться характером и распределением влажного компонента и распределением показателя преломления из-за азимутальной асимметрии. По этой причине задачей исполнителя при обработке геодезических данных является оценивание зенитной тропосферной задержки и моделирование только функций отображения, которые представляют собой отношение задержки на заданной высоте к зенитной задержке. В соответствии с этим, рекомендуемая МСВЗ модель касается преимущественно функций отображения. Для наиболее точной априорной гидростатической задержки, особенно нужной, когда точность оценивания зенитной задержки очень важна, должна использоваться формула Саастамойнена [Саастамойнен, 1972], в том виде, как она дается у Дэвиса [Davis et al., 1985].

Сравнение 15 функций отображения с построением траекторий лучей по глобально распределенным данным радиозондирования было сделано Джейнсом [Janes et al., 1991]; Мендесом и Лэнгли [Mendes and Langley, 1994]. Для наблюдений на высотах ниже 10°, что может быть включено в геодезические программы для повышения точности высоты пункта, наиболее точными оказались функции отображения Ланьи [Lanyi, 1984], Айфадиса [Ifadis, 1986], Херринга, обозначаемая как МТТ [Herring, 1992], и Найелла, обозначаемая как NMF [Niell, 1996]. Только три последние функции были разработаны для наблюдений на высотах ниже 6°, причем МТТ и NMF справедливы до 3°, а Айфадиса – до 2°.

Каждая из этих функций состоит из компонента для паров воды и компонента либо для полной атмосферы (Ланьи), либо для гидростатической составляющей в полной задержке (Айфадис, МТТ, NMF). Во всех случаях

отображение влажной составляющей должно производиться как частная производная для оценивания остаточной атмосферной зенитной задержки.

Параметры атмосферы, которые измеряют во время наблюдений, – это поверхностная температура, давление и относительная влажность. Функции отображения Ланьи, Айфадиса и Херринга были разработаны именно для использования такой информации. Функции Ланьи дополнительно позволяют выражение их через высоту слоя изотермической поверхности, скорость падения температуры от верха этого слоя до тропопаузы и высоту тропопаузы. Включение поверхностной метеорологии без этих данных приводит к большим расхождениям между данными радиозондов, чем с моделями Айфадиса и Херринга.

Гидростатическая функция отображения Найелла NMF отличается от трех других тем, что не зависит от поверхностной метеорологии. Вместо этого она полагается на больший вклад атмосферных условий над высотой примерно 1 км, этот вклад сильно зависит от времени года. Таким образом, NMF предлагает сравнимую абсолютную точность и сходимость (внутреннюю точность) с моделями МТТ и Айфадиса, когда они обеспечиваются точными метеорологическими данными, но без зависимости от внешних измерений.

Таким образом, если есть информация о вертикальном распределении температуры в атмосфере, то предпочтительнее модель Ланьи. Иначе должна использоваться одна из трех других функций отображения [IERS, 1996].

6.3.7. Градиентные модели

В последние годы особое внимание уделяется отклонению атмосферных задержек от азимутальной симметрии. Представленные выше модели тропосферных задержек были основаны на условии, что атмосферу можно разделить на сферические оболочки с одинаковым показателем преломления. Предположение об одинаковых сферических оболочках для индекса показателя преломления делали модель тропосферной задержки зависимой только от угла высоты, без зависимости от азимута. Исследования величин и эффектов от азимутальной асимметрии атмосферных задержек впервые были выполнены Гарднером. В 1977 г. он вывел формулы для выражения азимутальной асимметрии атмосферы при оценивании влияния несимметричной части сухой тропосферной задержки по данным радиозондов. В результате проведенных исследований было выяснено, что влияние асимметрии может достигать до нескольких сантиметров при высоте 20° над горизонтом [Chen, Herring, 1997].

С учетом влияния наклона слоев формула тропосферной задержки имеет вид:

$$\tilde{T}(E, A) = \tilde{T}_{sym}(E) + \tilde{T}_{az}(E, A), \quad (6.80)$$

где $\tilde{T}_{sym}(E)$ – тропосферная задержка от азимутально симметричной атмосферы, выражаемая формулой (6.75). Для той части задержки, которая зависит от азимута A направления на радиоисточник, Чен и Херринг предложили модель:

$$\tilde{T}_{az}(E, A) = G_{ns} m_{az}(E) \cos A + G_{ew} m_{az}(E) \sin A, \quad (6.81)$$

где G_{ns} и G_{ew} – компоненты горизонтального градиента тропосферной задержки в направлении «север – юг» и «восток – запад»; $m_{az}(E)$ – функция отображения для градиентного компонента тропосферной задержки для высоты E . Для нее получено выражение

$$m_{az}(E) = \frac{1}{\sin E \operatorname{tg} E + C}, \quad (6.82)$$

в котором для поправочного члена C использовалось значение 0.0032.

Влияние градиентной части тропосферной задержки намного меньше главного члена (обычно не превышает 30 мм), но для высокоточных GPS/ГЛОНАСС и РСДБ измерений это существенно. При этом среднее значение градиента в направлении «север – юг» зависит от широты и, возможно, объясняется общим уменьшением температуры от экватора к полюсам. Градиенты для направления «восток – запад» не были обнаружены. Сделано также заключение о том, что невозможно оценить гидростатические и влажные компоненты отдельно; поэтому полученные оценки являются их комбинацией [Chen, Herring, 1997].

В статье [Bar-Sever et al., 1998] описывается метод моделирования тропосферных градиентов при определении координат абсолютным методом по фазовым измерениям. Результаты получаются более надежными при использовании угла отсечки по высоте $5 - 7^\circ$.

Т. Эмардсон и П. Ярлемарк оценили три модели, описывающие горизонтальное распределение «влажной» нейтральной атмосферы: стандартную модель, основанную на модели атмосферы с горизонтальными слоями; градиентную модель с использованием двух градиентных параметров и турбулентную модель, использующую корреляцию значений влажной задержки в разных направлениях.

Было обнаружено, что при наличии больших градиентов, превышающих средние значения в обсерватории Онсала (Швеция) в 10 раз, градиентный метод дает для влажной задержки и высоты станции средние квадратические ошибки, которые на 3 – 7 мм меньше, чем полученные при стандартном подходе. Турбулентный метод дает средние квадратические ошибки еще на 1 – 5 мм меньше, чем в стандартном методе. В присутствии сравнительно сильной турбулентности средние квадратические ошибки для влажной задержки и высоты, полученные градиентным и турбулентным методами, на 1 – 3 мм меньше, чем при применении стандартного подхода. Основываясь на том факте, что градиентная модель дает более высокие ошибки для горизонтально-слоистой атмосферы, было сделано заключение о том, что турбулентная модель также может использоваться в обработке GPS как альтернативная двум первым моделям.

Кроме того, сделан вывод о том, что градиентный метод является надежным, то есть хорошо выполняется даже в условиях, для которых он не предназначен, например, когда атмосферные изменения согласуются с турбулентной моделью, и когда в атмосфере отсутствуют градиенты. Градиентная модель была разработана с использованием данных радиометров

паров воды, наблюдавших выше угла высоты 23° . Влияние градиентов для сухой составляющей не рассматривалось [Evardson, Jarlemark, 1999].

6.3.8. Способы определения метеопараметров

Моделирование задержки сигналов спутников СРНС в атмосфере Земли считается одним из главных факторов, ограничивающим точность измерений из-за естественного непостоянства задержки и трудностей разработки практических средств определения задержки какими-либо другими средствами, кроме самих GPS измерений.

Величина тропосферной задержки \tilde{T}_z в зените (*зенитная задержка*) составляет около 2.4 м. Она растет с увеличением зенитного расстояния и на высоте 15° достигает 9.3 м. Простые модели легко обеспечивают точность зенитной задержки в 20 см, вполне достаточную для кодовых измерений. Для обработки фазовых измерений используют более точные и сложные модели – Хопфилд, Саастамойнена, Гoad и Гудмена и др. Большая часть атмосферной задержки хорошо предсказуема как гидростатическая (или сухая) составляющая $\tilde{T}_{z,h}$, адекватно представляемая через атмосферное давление. В зените она составляет 2.1 – 2.3 м. Влажная составляющая зенитной тропосферной задержки $\tilde{T}_{z,w}$ колеблется от нескольких миллиметров в полярных областях и нескольких сантиметров для пустынь до 40 и более сантиметров в тропиках. Основной вклад во влажную задержку дают слои атмосферы до высоты около 1.5 км и облака на высотах примерно до 4 км. Трудность учета этой части задержки состоит в том, что измерения температуры и влажности на поверхности Земли не соответствуют условиям на пути прохождения радиолучей от спутника к антенне приемника.

Ключевым параметром для вычисления гидростатического компонента тропосферной задержки является барометрическое давление, измеряемое возле антенны приемника. Для влажной составляющей важны также температура и парциальное давление паров воды. Ошибки измерения метеопараметров сильно сказываются на точности определения тропосферной задержки. Для базовой линии в 15 км ошибка в задержке в 1 мм получается, если температура ошибочна на $0,3^\circ\text{C}$, давление – на 0,5 мбар или влажность – на 1,5%. Порядок данных величин справедлив для температуры $T = 0^\circ\text{C}$, давления $P = 1\ 000$ мбар и влажности $H = 50\%$ на уровне моря. Для $T = 30^\circ\text{C}$, $P = 1\ 000$ мбар и $H = 100\%$ влияние тех же ошибок из-за температуры и влажности возрастает в 5 раз [Beutler et al., 1989].

Измерения метеопараметров на поверхности Земли. Многие модели тропосферных поправок разработаны для вычисления зенитной задержки по *непосредственным метеорологическим измерениям*, сделанным на поверхности во время наблюдений. Для измерений используются метеорологические приборы – барометры, термометры и психрометры или гигрометры. Требования к качеству приборов достаточно высокие: точность отсчитывания температуры – 0.1° , давления – 0.1 мбар, влажности – 1-2%. Приборы должны иметь свидетельства о метрологической аттестации. Если измеряется относительная

влажность RH в виде десятичной дроби, то она должна быть переведена в парциальное давление паров воды e :

$$e = 6.108RH \exp \frac{17.15T - 4684}{T - 38.45}, \quad (6.83)$$

где температура T дается в кельвинах [King et al., 1987].

Современная метеорологическая аппаратура (рис. 6.9) позволяет получать измерения необходимой точности и записывать файл метеоданных в GPS приемник при наличии у него соответствующего программного обеспечения.



Рис. 6.9. Метеорологическая система Met3A компании Paroscientific.

Точность измерения давления ± 0.08 ГПа в диапазоне 620 – 1 100 ГПа. Точность измерения температуры $\pm 0.1^\circ\text{C}$ от -50 до $+60^\circ$. Точность измерения относительной влажности $\pm 2\%$ в диапазоне от 0 до 100% при 25°C (<http://www.paroscientific.com>)

Основной недостаток поверхностных измерений состоит в том, что полученные метеоданные в общем случае являются слабым индикатором распределения влажности над приемником. Получается, что сбор метеоданных, являющийся сам по себе сложной задачей, зачастую дает совершенно ошибочные данные. Близость к земной поверхности и локальные аномалии в погодных условиях затрудняют сбор объективной информации. Динамические процессы в атмосфере сглаживают эти эффекты, начиная с высот около 100 м над поверхностью.

Моделирование метеопараметров. На практике редко делаются поверхностные метеорологические наблюдения, поскольку считается, что результаты определения базовых линий оказываются хуже по сравнению с тем, когда метеоданные используются. Для съемок в малых масштабах (протяженностью меньше, чем несколько десятков километров) часто рекомендуют использовать моделированные значения метеопараметров. Их получают по «стандартным» значениям для уровня моря с использованием уравнений вида (6.44). Это объясняется тем, что малые систематические ошибки в метеоданных (такие, как ошибки калибровки инструментов и ошибки наблюдателя в поле) могут часто вводить большие смещения, чем

использование «стандартной атмосферы». Более того, не все коммерческие программы обработки принимают полевые метеоданные [Rizos, 1999].

Промежуточным вариантом между непосредственным измерением и моделированием метеоданных является построение локальной стандартной модели атмосферы. В этом случае используются измеренные значения давления P_0 , температуры (сухой) T_0 и относительной влажности (в процентах) RH_0 для одной станции (опорной), а для других станций генерируются искусственные метеоданные с высотными градиентами для T , P и RH из стандартных атмосферных моделей. Примером приведения данных к заданной высоте станции h по высоте опорной станции h_0 может служить следующая модель:

$$\begin{aligned} T &= T_0 - 0.0065(h - h_0); \\ P &= P_0 (1 - 0.0000226(h - h_0))^{5.225}; \\ RH &= RH_0 \cdot e^{-0.0006396(h-h_0)}. \end{aligned} \quad (6.84)$$

Если метеоусловия очень специфичны, или существует большой перепад высот, то применяется локальная модель атмосферы, создаваемая по измеренным метеопараметрам. В этой методике метеоданные измеряют на Земле, по крайней мере, на двух точках с достаточно быстрой последовательностью (10 – 30 минут между измерениями) и одновременно для каждой бригады. Все полученные данные приводят к одной опорной высоте, и из них затем вычисляют средние, чтобы получить параметры местной модели. Когда выбрана эта методика, нужно перед началом полевых работ эталонировать барометры, термометры и психрометры и использовать отчеты об эталонных измерениях [Botton et al., 1997].

Предельный случай моделирования метеорологических данных – это отказ от их измерений и использование модели глобальной стандартной атмосферы, определяемой формулами (6.44).

Метеорологические датчики, установленные на радиозондах, измеряют давление, температуру и влажность (а также направление и скорость ветра) окружающего воздуха на различных высотах при вертикальном подъеме. Радиозонды Ваясяля выполняют эти же функции при спуске на парашюте с воздушного судна. Их данные также можно использовать для вычисления влажной составляющей тропосферной поправки. Недостатком радиозондов является их зависимость от направления ветра, вследствие чего они не всегда могут давать данные о зенитной задержке для пункта. Запуски радиозондов, производимые на метеостанциях, совершаются обычно 1 – 2 раза за сутки, и они не дают информацию о полной динамике атмосферы. Кроме того, операции с радиозондами требуют значительной и дорогой инфраструктуры. В результате этого запуски специальных радиозондов весьма редки и используются в исследовательских проектах, а не в обычных GPS съемках.

В работе [Антонович, Фролова, 2003] для вычисления влажной зенитной задержки данные аэрологического зондирования были объединены с поверхностными измерениями. При этом влажная часть показателя преломления была представлена в виде, предложенном в статье [Askne, Nordius, 1987], и применена для вычисления интеграла по методу прямоугольника:

$$\tilde{T}_{z,w} = 10^{-6} \sum_{i=0}^{i_t} (K_2' e_i / T_i + K_3 e_i / T_i^2) \Delta H. \quad (6.85) \quad \text{Здесь индекс } i = 0$$

соответствует данным на поверхности у антенны приемника с высотой над уровнем моря H_0 , $i = it$ – соответствует высоте тропопаузы; данные влажного парциального давления e_i и абсолютной температуры T_i при $i > 0$ соответствуют измерениям на радиозондах. Для перехода к наклонным тропосферным задержкам использовались гидростатическая и влажная функции отображения Найелла [Niell, 1996].

Радиометры паров воды. Измерения с помощью радиометров водяных паров можно использовать для получения с высокой точностью влажной компоненты в любом направлении. Радиометр представляет собой очень чувствительный радиоприемник, который измеряет яркостную температуру (то есть энергию излучения) всех молекул паров воды вдоль линии, по которой направлена пассивная антенна (рис. 6.10). Эти инструменты обычно работают на двух частотах: 23.8 ГГц для измерения содержания паров воды и 31.4 ГГц для измерения содержания жидкой воды в облаках. Влажная составляющая тропосферной задержки получается с точностью, не хуже чем 10 мм. Измерения базовых линий при этом могут получаться с миллиметровой точностью [Alber et al., 1997]. Для этого радиометры калибруют по дифференциальным измерениям показателя преломления с использованием спектральных гигрометров, радиозондов или других методов измерений паров воды, чтобы вывести возможные систематические ошибки.



Рис. 6.10. Микроволновый радиометр паров воды корпорации Radiometrics (<http://radiometrics.com>)

Данные о влажной задержке можно также получать с помощью некоторых видов лидаров (лазерных радаров). Однако, как лидары, так и микроволновые радиометры паров воды представляют собой достаточно дорогое оборудование (порядка \$200 000 на пункт) и вряд ли будут использоваться в ближайшем будущем при GPS измерениях. Исключение могут составить станции мониторинга, например, станции МГС, расположенные поблизости от антенн РСДБ.

Определение тропосферной задержки по фазовым измерениям. В 1990-е гг. появился ряд исследований, показывающих, что с помощью GPS измерений можно успешно определять содержание паров воды в нейтральной атмосфере. При этом точность совсем ненамного уступает результатам,

достигаемым с помощью радиозондов и радиометров паров воды. В дополнение к этому, система GPS обеспечивает более качественное пространственное распределение измерений, чем другие методы. Как следствие, GPS измерения становятся ценным источником информации о количестве осаждаемых паров воды для предсказания погоды. Для этого метеорологи оценивают различные способы использования данных GPS в численных моделях прогноза погоды. Для геодезистов же задержка в распространении сигналов, вызванная нейтральной атмосферой, остается одним из главных факторов, ограничивающих точность прецизионного позиционирования. Точность, ожидаемая во многих геодезических приложениях, требует применения хорошо настроенной схемы обработки, в которой особое внимание должно уделяться методам учета тропосферных ошибок. Миллиметровая точность, необходимая для GPS оценок содержания осаждаемых паров воды для ее использования в метеорологии, а также точности, необходимые сегодня в геодезии, придают особое значение тому вниманию, которое уделяется проблеме оценивания тропосферных задержек.

Принцип определения влажной задержки по наблюдениям спутников СРНС состоит в следующем. Если из уравнения фазы (6.27) исключить ионосферную задержку, которая может быть определена из фазовых двухчастотных измерений, в нем остается тропосферная задержка, состоящая из гидростатического (или «сухого») и влажного компонентов. Чтобы получить точную тропосферную задержку без других ошибок, необходимы точные орбиты, точные поправки часов спутников и точное положение станции. Обычно положения станции получаются либо независимо, либо через использование независимых от GPS данных (например, радиометров). Многопутность и искривление луча в тропосфере можно уменьшить, увеличивая угол отсечки по высоте. Полную зенитную тропосферную задержку \tilde{T}_z можно определять из точного абсолютного фазового двухчастотного позиционирования точки. Зенитная гидростатическая задержка вычисляется через полное давление на поверхности (формула Саастамойнена (6.65)). Разность полной и гидростатической задержек дает зенитную влажную задержку:

$$\tilde{T}_{z,w} = \tilde{T}_z - \tilde{T}_{z,h} \quad (6.86)$$

Поскольку влияние паров воды может оказаться неотделимым от влияний фоновых изменений в температуре и давлении, будет оцениваться полная зенитная задержка, а влажная составляющая – вычитаться позднее. Полная задержка оценивается как процесс Гаусса – Маркова первого порядка или как процесс случайного блуждания (процесс Гаусса – Маркова первого порядка с бесконечным временем корреляции), характеризуемый шумом процесса [Tralli, Lichten, 1990].

Для многих станций Международной GPS службы даются значения влажной или влажной и полной тропосферных задержек. Точность этих данных – около 4 мм, задержка – 4 недели. Данные обновляются еженедельно. Использование этих данных в обработке наблюдений ограничивается научными

программными продуктами, коммерческое программное обеспечение на использование этих данных не рассчитано.

Использование цифровой модели погоды. В Лаборатории систем прогноза (Forecast Systems Laboratory, FSL) Национального океанического и атмосферного управления США разработана цифровая модель погоды, называемая Mesoscale Analysis and Prediction System, (Среднемасштабная система анализа и предсказаний, MAPS) [Marshall et al., 2001]. Модель MAPS предназначена для обеспечения ежечасного анализа обычных и новых источников данных для США и смежных территорий для поддержки авиации и других среднемасштабных пользователей. Исходными данными для MAPS являются четыре типа метеорологических наблюдений, включающих: 1) радиозонды; 2) наблюдения с коммерческих воздушных судов; 3) наблюдения с 35 тропосферных профилей ветров, размещённых, в основном, в центре США; 4) традиционные поверхностные измерения температуры давления, влажности и других величин. Метеорологические продукты MAPS даются для сетки, которая охватывает континентальную часть США. Текущее запаздывание, связанное с обработкой данных MAPS, равно 21 минуте после каждого часа.

Модель MAPS, использованная в работе [Marshall et al., 2001], обеспечивалась априорными величинами осаждаемых паров воды PWV, представленных в узлах сетки со сторонами размером 40 км. Для получения гидростатической зенитной задержки $\tilde{T}_{z,h}$ применялась модель Саастамойнена, для чего использовались данные точных поверхностных измерений полного давления. Для получения влажной зенитной задержки $\tilde{T}_{z,w}$ поверхностная температура и PWV были преобразованы с помощью уравнения из [Bevis et al., 1992]:

$$\tilde{T}_{z,w} = \Pi \cdot PWV \quad (6.87)$$

атмосферной температуры T_m и нескольких постоянных и выражается как

$$\Pi = \frac{10^6}{\rho_w R_v (K_3 / T_m + K'_2)}, \quad (6.88)$$

где ρ_w – плотность воды; R_v – газовая постоянная для паров воды; K'_2 и K_3 – постоянные показателя преломления. Температура T_m проявляет сезонные и географические изменения.

С помощью программного обеспечения PAGES (научная программа для обработки GPS измерений, созданная Национальной геодезической службой США) был обработан ряд наборов данных, собранных за месяц на 23 базовых линиях в режиме статики, с длинами от 62 до 304 км. Данные GPS были обработаны в сессиях с продолжительностью 1/2, 1, 2 и 4 часа. Главной задачей было сравнение точности высот, полученных с использованием обычно принятых моделей сезонной погоды, с точностью высот по моделям погоды MAPS. Анализ показал, что текущая версия MAPS может приводить к улучшению в точности GPS высот, когда продолжительность сессии короче 2 часов. Для сессий более длинных, чем 2 часа, сравнительно точные высоты

можно получать, используя менее точную сезонную модель путём введения соответствующих мешающих параметров в процессе оценивания высот.

6.4. Многопутность

6.4.1. Природа многопутности и простейшие модели

Многопутность является главным источником ошибок, касающихся позиционирования по сигналам СРНС (встречается также термин «*многолучевость*»). Сигналы спутника могут достигать приемника по множеству путей из-за отражения (рис. 6.11). Многопутность нарушает модуляции С/А-кода и Р-кода и наблюдения фазы несущей. Хотя многопутные сигналы имеют общее время излучения на спутнике, они приходят со смещением кода и фазы несущей из-за разностей в длинах их путей. Сигналы, искаженные многопутностью, всегда задерживаются по сравнению с прямыми сигналами из-за более длинного пути следования, вызванного отражением. Поскольку геометрия между спутниками GPS и специфическим положением приемника повторяется каждые звездные сутки, многопутность оказывается одной и той же в последующие дни. Это повторение может быть полезным для того, чтобы убедиться в присутствии многопутности, анализируя наблюдения различных дней. Влияние многопутности сигналов на псевдодальности или измерения фазы несущей зависит от множества факторов, таких, как мощность и величина задержки отраженного сигнала по сравнению с прямым сигналом, характеристик затухания в антенне, совершенства техники измерения и обработки сигнала в приемнике. Часто локальный отражатель накладывает свое преобладающее значение на многопутность. Однако в общем многопутность проявляет случайные высокочастотные и низкочастотные особенности.

Сигналы могут отражаться при спутнике (спутниковая многопутность) или в окрестностях приемника (многопутность приемника). Спутниковая многопутность, скорее всего, исключается на коротких базовых линиях в одинарных разностях наблюдений. Отраженный сигнал всегда слабее, из-за потери энергии на отражателе. Это затухание зависит от материала отражателя, угла падения и поляризации. Отражение на очень малых углах падения практически не имеет затухания. Именно поэтому на малых высотах происходят сильные помехи из-за многопутности.

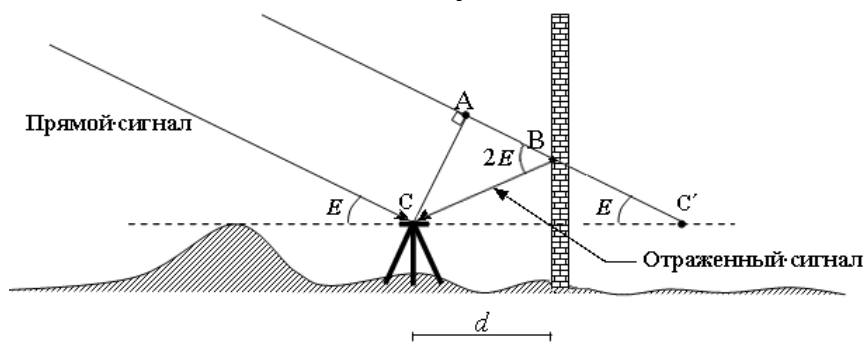


Рис. 6.11. Геометрия отражателя на гладкой вертикальной плоскости

Отражающими объектами для приемников могут быть здания, деревья, холмы и т. д. Многопутность создается земной поверхностью, особенно гладкими поверхностями, такими, как асфальтовое покрытие, водное зеркало, ровный слой снега (особенно наста). Значительно меньше влияет травяной покров, пахота. Крыши зданий являются плохим окружением для приемника, поскольку здесь часто есть выступы зданий, трубы и другие отражающие объекты поблизости от антенны. Неплохими отражателями являются деревья, особенно с мокрой листвой. Для подвижной антенны в кинематическом режиме влияние многопутности быстро изменяется из-за смены расположения антенны относительно отражающих объектов. Самолетные приемники испытывают дополнительные трудности от многопутности, связанные с металлическими конструкциями крыльев и т. п. Сильно отражающие поверхности изменяют правостороннюю круговую поляризацию сигналов на левостороннюю. Антенны, которые спроектированы для сигналов с правосторонней поляризацией, будут ослаблять сигналы с противоположной поляризацией.

Многие антенны по-разному принимают сигналы с различных направлений. Частичное отражение многопутности может быть заложено в антенне формированием у нее диаграммы направленности коэффициента усиления. Поскольку большая часть многопутности приходит с направлений, близких к горизонту, многопутность можно резко уменьшить и, в конечном итоге, отсесть, выбирая диаграмму с малым усилением на этих направлениях. Такие антенны могут быть полезны для наземных приемников, но могут стать проблемными для применения на авиационных носителях. Бортовые антенны должны принимать сигналы спутника при высокой динамике, например, необходимо избегать потери захвата при вираже воздушного судна. Многопутный сигнал, проходящий на антенну снизу, может иметь значительную мощность. В зависимости от типа применяемой антенны, может понадобиться отражатель. Энергия, проходящая с поверхностей ниже антенны, поступает в антенну через дифракцию на краях плоскости заземления (ground plane). Обычно отражатель представляет собой металлическую поверхность круговой или прямоугольной формы. Улучшенное сопротивление многопутности показывают кольцевые антенны типа choke ring.

Влияние многопутности на наблюдение фазы несущей может быть объяснено с помощью простого примера (см. рис. 6.11). Предположим, что прямой и отраженный сигналы представлены как

$$\begin{aligned} A_d &= A \cos \Phi_d; \\ A_r &= \alpha A \cos(\Phi_r + \Delta\Phi), \end{aligned} \quad (6.89)$$

где A_d – амплитуда прямого сигнала; A_r – амплитуда отраженного сигнала; α – коэффициент затухания ($0 \leq \alpha \leq 1$) (0 – нет отражения, 1 – отраженный сигнал имеет ту же энергию, что и прямой сигнал); Φ_d – фаза прямого сигнала; $\Delta\Phi$ – фазовый сдвиг отраженного сигнала по отношению к прямому сигналу, обусловленный разностью расстояний $AB + BC$.

Сложный сигнал, проходящий на антенну, представляет суперпозицию двух сигналов:

$$A_{\Sigma} = A_d + A_r = A \cos \Phi_d + \alpha A \cos(\Phi_d + \Delta\Phi) = \beta A \cos(\Phi_d + \theta). \quad (6.90)$$

При максимальных амплитудах прямого и отраженного сигналов $A_{d,\max} = A$ и $A_{r,\max} = \alpha A$ получаемая задержка в фазе несущей от многопутности равна

$$\theta = \arctg\left(\frac{\sin \Phi}{\alpha^{-1} + \cos \Phi}\right). \quad (6.91)$$

Амплитуда этого сигнала выражается как

$$B = \beta A = A \sqrt{1 + \alpha^2 + 2\alpha \cos \Phi}. \quad (6.92)$$

Приведенные уравнения показывают, что при $\alpha = 1$ максимальная величина $\theta_{\max} = 90^\circ$, то есть 0.25 от длины волны. Поэтому максимальная ошибка измерений фазы несущей составляет около 5 см на L1 и около 6 см на L2 [Teunissen et al., 1998; Leick, 1995].

Задержка из-за многопутности, показанная на рис. 6.11, представляет собой сумму расстояний АВ и ВС (или АВ и ВС'). Выражение этой задержки через расстояние d между антенной и отражателем и высотой спутника над горизонтом E в радианах дает:

$$\Delta\phi = \frac{4\pi d}{\lambda} \cos E. \quad (6.93)$$

Когда взаимное расположение приемника и спутника (и, следовательно, углы падения и отражения сигнала по отношению к отражающей поверхности) изменяются, влияние многопутности также изменяется. Частота f ошибки многопутности θ , как это можно видеть из (6.91), точно такая же, как и частота фазовой задержки $\Delta\phi$, то есть $f_{\theta} = f_{\Delta\phi}$. Дифференцирование (6.93) по времени дает выражение для частоты ошибки многопутности как

$$f_{\theta} = f_{\Delta\phi} = \frac{1}{2\pi} \cdot \frac{d\Delta\phi}{dt} = \frac{2d}{\lambda} \sin E |\dot{E}|. \quad (6.94)$$

Здесь величина \dot{E} представляет мгновенную угловую скорость изменения высоты спутника над горизонтом. Видно, что частота многопутности пропорциональна расстоянию от антенны до отражателя, обратно пропорциональна длине волны и является функцией угла высоты спутника. Поскольку спутник постоянно движется, частота многопутности является функцией времени. При $d = 10$ м, $E = 45^\circ$ и $\dot{E} = 0.07$ мрад/с (примерно половина от среднего движения спутника), период ошибки от многопутности равен примерно 5 минутам. Если $d = 1$ м, то период увеличивается до 50 минут. Влияние многопутности, в основном, усредняется за период от нескольких минут до четверти часа и даже больше. Поэтому статическое GPS/ГЛОНАСС позиционирование – более точное и надежное, чем позиционирование с движущимся приемником (как по псевдодальностям, так и по фазе несущей).

В соответствии с (6.94), отношение частот многопутности для L1 и L2 равно отношению частот этих несущих, $f_{\theta,L1}/f_{\theta,L2} = f_1/f_2$.

Многопутность фазы хорошо заметна в остаточных невязках решений базовых линий, имеющих синусоидальный характер (рис. 6.12).

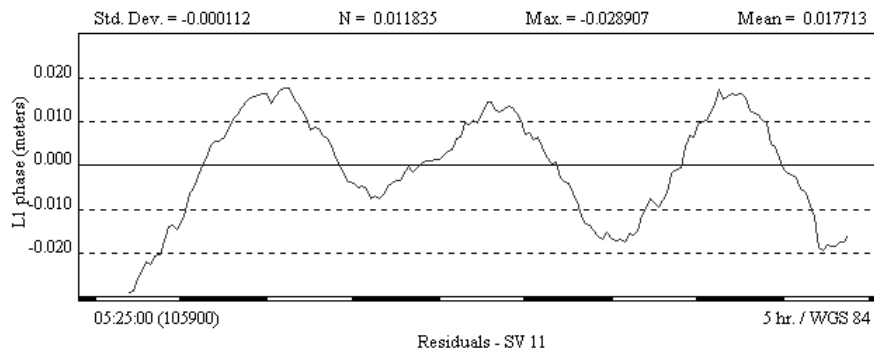


Рис. 6.12. Синусоидальный характер влияния многопутности на невязки измерений фазы (фрагмент протокола обработки по программе GPSurvey)

Многопутность псевдодальности ведет себя во многом подобно многопутности фазы несущей, однако ошибки в псевдодальности на несколько порядков больше ошибок в фазе несущей. Многопутность для псевдодальности определяется тактовой частотой дальномерных кодов и является функцией их длины. Тактовая частота кодов устанавливает естественный предел для максимальной многопутности. Чем выше тактовая частота, тем меньше максимальная ошибка многопутности. В соответствии с этим общим правилом, ожидаемая многопутность *P*-кодовых псевдодальностей (частота 10.23 МГц) меньше, чем для *C/A*-кодовых псевдодальностей (частота 1.023 МГц). Та же зависимость справедлива для точности измерений псевдодальностей. Считается, что максимальное смещение в псевдодальности от многопутности может достигать до половины длины чипа, то есть 150 м для *C/A*-кода и 15 м для *P*-кода. Типичные ошибки намного меньше (обычно < 10 м) [Rizos, 1999].

Из-за большой величины ошибок от многопутности в псевдодальностях было сделано множество попыток разработать алгоритмы обработки для приемника, чтобы снизить порог выявления и исключения многопутности и одновременно повысить точность измерения псевдодальностей [Weill, 2003]. Подобные попытки дали в результате новое поколение приемников, которые используют технику узких корреляторов [van Dierendonck et al., 1992].

6.4.2. Рассеяние сигналов и построение изображения

Рассеяние сигналов. Разновидностью многопутности, вызванной отражением сигналов от поверхности бетонного столба, на котором установлена антенна (обычно с принудительным центрированием), является рассеяние сигналов (scattering). В этом случае сигнал от спутника, рассеиваемый от поверхности столба, на котором монтируется антенна, интерферирует с прямым сигналом (рис. 6. 13). Ошибка зависит от угла высоты спутника E , высоты установки антенны H , коэффициента поглощения материала, из которого сделан корпус антенны. Ошибка медленно изменяется при изменении угла высоты спутника и времени наблюдений и не всегда исключается при различных установках антенны. В итоге при передаче координат от антенны, установленной на штативе, к антенне, установленной на бетонном столбе, в определяемой высоте пункта возникает систематическая погрешность,

величина которой может достигать 10 мм. Ошибки плановых координат незначительные.

Чтобы убедиться, что ошибки, зависящие от угла отсечки по высоте, были вызваны рассеянием от горизонтальной поверхности пилона, находящегося примерно на 0.2 м ниже фазового центра антенны, был использован материал, поглощающий микрорадиоволны, расположенный между антенной и бетонным пилоном. Результаты эксперимента показали следующее: 1) горизонтальная поверхность бетонного столба действительно является главным источником рассеяния; 2) и бетонный столб, и металлическая пластина, вставленная в пилон, являются значительными источниками рассеяния; 3) рассеяние можно значительно уменьшить, если использовать материалы, поглощающие микроволны.

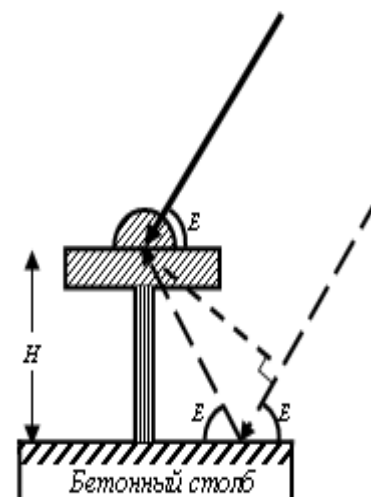


Рис. 6.13. Геометрия рассеяния сигналов

Учет рассеяния сигналов имеет большое значение для построения высокоточных глобальных геодезических сетей, которые используют антенны на бетонных столбах или на мачтах. Это важно при привязке локальных сетей к станциям мониторинга, пунктам ФАГС и ВАГС, закрепляемым бетонными столбами [Elósegui et al., 1995].

Построение изображения. В дополнение к помехам от многопутности, антенна может изменять положение фазового центра и подвергаться влиянию построения изображения антенны (antenna imaging). В то время как изменение положения фазового центра антенны происходит преимущественно из-за несферической диаграммы направленности коэффициента усиления антенны, явление построения изображения антенны происходит тогда, когда другое проводящее тело в непосредственной близости от антенны становится частью электрической цепи антенны. Построение изображения может вызывать изменения в диаграмме направленности антенны и приводить к быстрым и сложным изменениям фазы. Свой вклад в это явление может вносить металлическая структура корабля, самолета или арматура бетонного столба [Teunissen et al., 1998].

Радиопомехи и интерференция сигналов. Эти явления в значительной степени касаются преднамеренных и непреднамеренных радиопомех в сигналах, а также интерференции в критических навигационных применениях СРНС. Существует много жизненных ситуаций, а также результатов испытаний, которые указывают, что данная проблема существует. Нарушение входящего сигнала является функцией частоты сигнала помехи (она или ее гармоники должны быть близки к несущим частотам GPS/ГЛОНАСС) от расстояния до передатчика помехи и его мощности. В контексте геодезических измерений такие нарушения в сигналах, вероятно, проявляют себя как более шумные, чем обычные, наблюдения или, в экстремальных случаях, – как случайные потери захвата сигнала (с последующей потерей счета циклов). Следовательно, нужно

с подозрением относиться к телевизионным и другим вышкам микроволновых передатчиков и различным типам радаров [Rizos, 1999].

О некоторых видах источников интерференции сообщается в статье [Butsch, 2002]. Например, обычная телевизионная антенна, широко распространённая на рынке, со встроенным радиоусилителем, может передавать излучение на волне GPS L1 с достаточной мощностью, чтобы интерферировать с GPS приёмниками на расстояниях от 200 м и более. Угрозой для GPS может быть также гармоническое излучение от высокомошных телевизионных радиопередатчиков. Частота GPS L2 более чувствительна к интерференции от сигналов, исходящих от радиопередатчиков, работающих на частоте от 1 240 до 1 300 МГц, также используемой наземными радиостанциями и радиолюбителями.

Двухчастотные пользователи GPS регулярно отмечают интерференцию на частоте L2 в Германии, Швейцарии и Нидерландах. Во всех случаях источником являются любительские карманные радиопередатчики на частоте между 1 240 и 1 243.25 МГц. Подобные передатчики называются «digipeaters» (сокращение от выражения «цифровые усилители»). Они являются частью широко распространённой в Европе сети, по типу беспроводного Интернета.

Так как цифровые усилители передают информацию короткими отрывками, разделёнными на несколько секунд, приёмники теряют сигналы GPS на короткие интервалы. После того, как стало известно, что эти усилители вызывают интерференцию в радиосигналах GPS, некоторые производители усовершенствовали свои GPS приёмники, введя добавочные фильтры. Сигналы усилителей не представляют угрозы пользователям только L1 приёмников, используемых в авиации, из-за большого отличия частоты сигналов, используемых этими усилителями, от частоты L1. Однако их сигналы могут интерферировать с двухчастотными приёмниками, используемыми корректирующими станциями системы EGNOS.

Что касается умышленной интерференции, то слабые GPS сигналы могут быть легко заглушены как неприятельскими силами во время военного конфликта, так и хакерами, которые легко могут соорудить глушитель GPS сигналов из домашнего телевизионного приёмника.

6.5. Релятивистские эффекты

Релятивистские эффекты для СРНС. Реализация высоких потенциальных точностей позиционирования по сигналам СРНС GPS и ГЛОНАСС обусловила необходимость учета таких факторов, проявление которых в предшествующих системах навигации было незначительным. К таким факторам относятся релятивистские и гравитационные эффекты (РГЭ) [Hofmann-Wellenhof et al., 2001].

Система отсчёта покоя имеет начало в центре масс Земли, а движущиеся с ускорением системы отсчёта связывают с каждым спутником. Поэтому необходимо учитывать теории общей и специальной теории относительности. Релятивистские эффекты нужны для спутниковых орбит, для распространения сигналов спутника и для часов спутника и приёмника. При этом достаточно

учитывать только гравитационное поле Земли, поскольку Солнце, Луна и другие массы Солнечной системы оказывают пренебрежимо малое влияние [Пучков, Шебшаевич, 1989].

Релятивистские эффекты, воздействующие на орбиту спутника.

Гравитационное поле Земли вызывает релятивистские возмущения в орбитах спутников. Приближённая формула для возмущающего ускорения $d\ddot{\mathbf{r}}$ даётся уравнением [Hofmann-Wellenhof et al., 2001]:

$$d\ddot{\mathbf{r}} = -\frac{3\mu^2 a(1-e^2)}{c^2} \frac{\mathbf{r}}{r^5}, \quad (6.95)$$

где c – скорость света; μ – геоцентрическая гравитационная постоянная; a и e – соответственно, большая полуось и эксцентриситет орбиты. Величина возмущения имеет порядок $3 \cdot 10^{-10} \text{ мс}^{-2}$ и обычно не учитывается.

Релятивистские эффекты, воздействующие на сигнал спутника.

Гравитационное поле вызывает кривизну пространства-времени в сигнале спутника. Поэтому, чтобы получить моментальное расстояние, необходимо вводить поправку за распространение сигнала

$$\delta\rho_{A,rg}^i = \frac{2\mu}{c^2} \ln \frac{r^i + R_A + \rho_A^i}{r^i + R_A - \rho_A^i}, \quad (6.96)$$

где μ – земная гравитационная постоянная. Геоцентрические расстояния спутника i и пункта наблюдения A обозначены, как r^i и R_A , а ρ_A^i – расстояние между спутником и пунктом наблюдения. Чтобы оценить максимальное влияние для точки на поверхности Земли, возьмём средний радиус $R_E = 6\,370 \text{ км}$ и среднюю высоту спутников $H = 20\,000 \text{ км}$. Максимальное расстояние ρ_A^i получается по теореме Пифагора и равно около $26\,000 \text{ км}$. Подставив эти величины, получаем, в соответствии с (6.96), максимальную ошибку расстояния $\delta\rho_{A,rg}^i = 18.7 \text{ мм}$. Заметим, что это максимальное значение применяется только для точечного позиционирования. В относительном позиционировании влияние намного меньше и составляет около 10-8 от расстояния между пунктами.

Релятивистские эффекты в часах спутника.

Фундаментальная частота f_0 часов спутников GPS равна 10.23 МГц . На неё воздействуют движение спутника и различие в гравитационном поле возле спутника и на пункте наблюдений. Соответствующие эффекты специальной и общей теории относительности (СТО и ОТО) малы и их можно объединить в линейной форме как

$$\delta f_{rg} \equiv \frac{f_0^1 - f_0}{f_0} = \frac{1}{2} \left(\frac{v}{c} \right)^2 + \frac{\Delta U}{c^2}. \quad (6.97)$$

Чтобы получить численное значение, предполагают, что орбиты – круговые, а пункт наблюдений находится на сферической Земле. Основываясь на этих упрощениях, уравнение (6.97) принимает вид:

$$\delta f_{rg} \equiv \frac{f_0^1 - f_0}{f_0} = \frac{1}{2} \left(\frac{v}{c} \right)^2 + \frac{\mu}{c^2} \left[\frac{1}{R_E + H} - \frac{1}{R_E} \right]. \quad (6.98)$$

Это выражение, несмотря на простоту, достаточно точное. К примеру, при учете второй зональной гармоники для потенциала и центростремительных сил результат отличается на $-4.465 \cdot 10^{-10}$. Напомним, что f_0^1 – излучаемая частица, а f_0 – принятая частица в пункте наблюдений. Таким образом, можно видеть, что спутник, передающий номинальную частоту, увеличивал бы её на $df = 4.464 \cdot 10^{-10} \cdot f_0 = 4.57 \cdot 10^{-3}$ Гц. Однако принимать нужно номинальную частоту. Это достигается сдвигом частоты часов спутника на величину df , поэтому излучается частота 10.22999999543 МГц.

Другое периодическое влияние возникает из предположения о круговой орбите (что почти правильно для спутников Блока II). Адекватная формула поправки даётся как

$$\delta^{rel} = \frac{2}{c} \sqrt{\mu \alpha e} \sin E, \quad (6.99)$$

где e – эксцентриситет; a – большая полуось; E – эксцентрическая аномалия. Этот релятивистский эффект включается в передаваемый в навигационном сообщении полином для часов, где зависящая от времени эксцентрическая аномалия разложена в ряд Тейлора. Таким образом, если используется более точное уравнение (6.99), то релятивистский эффект должен вычитаться из коэффициентов полинома для часов. В случае относительного позиционирования это влияние исключается.

Релятивистские эффекты в часах приёмника. Часы приёмника размещаются на поверхности Земли, которая вращается по отношению к геоцентрической системе поля. Скорость движения точки на экваторе около 0.5 км с⁻¹ и таким образом составляет примерно $1/10$ от скорости спутника. Подстановка этой величины в уравнение (6.96) даёт сдвиг для относительной частоты порядка 10^{-12} , что за 3 часа примерно соответствует ошибке часов в 10 нс (30 см). Поскольку поправка обычно выполняется в программном обеспечении приёмника, формула здесь не приводится [Hofmann-Wellenhof et al., 2001].

7. МОДЕЛИ ПАРАМЕТРОВ СПУТНИКОВЫХ НАБЛЮДЕНИЙ

7.1. Виды спутниковых наблюдений

Каждый приемник, работающий по сигналам СРНС, после его включения принимает сигналы навигационных спутников, обрабатывает их, производя необходимые измерения, расшифровывает навигационное сообщение и преобразует полученную информацию в значения координат, скорости движения и времени. В спутниковых ГЛОНАСС/GPS технологиях используются измерения псевдодальностей P , фазы несущей ϕ и доплеровского сдвига частоты D . Псевдодальность измеряется по дальномерным кодам, поэтому могут быть псевдодальности по C/A- (стандартному) коду $P_{C/A}$, по P(Y)-коду (или коду повышенной точности) на первой частоте P_{L1} или на второй частоте P_{L2} . Фаза несущей (в циклах) может измеряться на первой частоте ϕ_{L1} или на второй частоте ϕ_{L2} . Аналогично, доплеровский сдвиг может измеряться на первой частоте D_{L1} или на второй частоте D_{L2} . Фаза несущей в линейной мере будет обозначаться как Φ . С появлением новых видов сигналов в GPS и ГЛОНАСС появятся и новые виды измерений: псевдодальность по стандартному коду на второй частоте, фаза несущей на третьей частоте и др. Среди перечисленных параметров для определения положений используются измерения псевдодальностей и фаз. Применение доплеровского сдвига ограничивается получением скорости или сглаживанием псевдодальностей, поэтому в дальнейшем этому виду измерений будет уделяться минимум внимания. Для упрощения обозначений, если этого не нужно по контексту, нижний индекс, указывающий тип сигнала, обычно будет опускаться.

Все наблюдения псевдодальностей и фаз несущей GPS можно моделировать как

$$V_A^i = \rho_A^i + b_A + b^i + b_A^i + v_A^i, \quad (7.1)$$

где ρ_A^i – геометрическая или истинная дальность от станции A в момент выхода сигнала до спутника i в момент прихода сигнала; V_A^i – результат измерений приемником, то есть псевдодальность или фаза несущей; b^i – поправки, зависящие от спутника; b_A – поправки, зависящие от станции; b_A^i – поправки, зависящие от наблюдений; v_A^i – ошибка измерений. Очень часто термин «ошибка измерений» заменяют термином «шум измерений», пришедшим из радиотехники и спектрального анализа. Шум измерений в псевдодальности примерно на 2-3 порядка выше, чем для фазовых данных, то есть фазовые измерения значительно более точные.

Каждый из поправочных членов b_A, b^i, b_A^i состоит из нескольких компонентов, которые либо вычисляются по каким-либо моделям, либо подлежат определению в процессе обработки измерений. Поскольку эти поправки всегда определяются с некоторыми ошибками, что, в свою очередь, приводит к систематическим ошибкам в параметрах измерений, то их часто называют смещениями.

Интересующие нас координаты содержит только геометрическая дальность.

Все смещения влияют на наблюдения и псевдодальности, и фазы несущей в основном на одну и ту же величину (есть некоторые эффекты, зависящие от частоты), однако только наблюдения непрерывной фазы несущей содержат смещение от неоднозначности, которое является постоянным для пары «спутник – приемник» до тех пор, пока в инструменте сохраняется захват сигнала спутника.

Кроме того, в процессе обработки измерений путем комбинирования главных параметров различными способами могут образовываться *дополнительные параметры*, имеющие определенные преимущества перед главными параметрами измерений.

7.1.1. Псевдодальность

Псевдодальность P_A^i равняется разности между временем приемника t_A в момент приема сигнала t и временем спутника t^i в момент передачи сигнала $t - \tau_A^i$, умноженной на номинальную скорость света c в вакууме:

$$P_A^i(t) = c[t_A(t) - t^i(t - \tau_A^i)] + e_A^i, \quad (7.2)$$

где τ_A^i – время прохождения сигнала от генератора сигналов на спутнике до коррелятора сигналов в приемнике; e_A^i – ошибка измерения псевдодальности. Псевдодальности измеряются через корреляцию P-кода (Y-кода) на частотах f_1 и f_2 или через корреляцию C/A-кода на частоте f_1 . Время приемника и время спутника равно системному времени (GPS или ГЛОНАСС) с учетом соответствующих поправок (смещений) часов:

$$t_A(t) = t + dt_A(t); \quad (7.3)$$

$$t^i(t - \tau_A^i) = t - \tau_A^i + dt^i(t - \tau_A^i). \quad (7.4)$$

Подстановка уравнений (7.3) и (7.4) в (7.1) дает

$$P_A^i(t) = c\tau_A^i + c[dt_A(t) - dt^i(t - \tau_A^i)] + e_A^i. \quad (7.5)$$

Время прохождения сигнала τ_A^i можно разделить на три различных члена: задержку сигнала d^i , происходящую на спутнике между генерацией сигнала и его передачей из антенны спутника; время прохождения сигнала $\delta\tau_A^i$ от передающей антенны до антенны приемника и задержку сигнала d_A между принимающей антенной и коррелятором сигналов в приемнике:

$$\tau_A^i = d^i + \delta\tau_A^i + d_A. \quad (7.6)$$

Время прохождения сигнала между антеннами является функцией скорости распространения сигнала v вдоль пути сигнала:

$$v = \frac{ds}{dt}. \quad (7.7)$$

Скорость распространения сигнала связана со скоростью c распространения электромагнитного излучения в вакууме через коэффициент преломления среды n :

$$v = \frac{c}{n}. \quad (7.8)$$

Объединение этих двух уравнений в одно уравнение для скорости распространения сигнала дает дифференциальное соотношение между временем прохождения и пройденным расстоянием:

$$\frac{ds}{dt} = \frac{c}{n},$$

или

$$cdt = nds, \quad (7.9)$$

а его интегрирование по пути (path) сигнала окончательно дает

$$c\delta\tau_A^i = \int_{path} nds. \quad (7.10)$$

Этот интеграл удобно разделить на три отдельных члена:

$$c\delta\tau_i^k = \int_{geom} ds + \int_{geom} (n-1)ds + \left\{ \int_{path} nds - \int_{geom} nds \right\}, \quad (7.11)$$

где в геометрических интегралах интегрирование производится по прямой линии, в отличие от интеграла по пути. Путь не является прямой линией.

Первый член в правой части (7.11) является линейным интегралом вдоль прямой линии, соединяющей передающую и принимающую антенну. В идеальной среде этот интеграл равен геометрическому расстоянию $\rho_A^i(t, t - \tau_A^i)$ между антенной спутника в момент передачи сигнала и антенной приемника в момент приема сигнала. Однако, если сигнал, пришедший по прямой линии, интерферирует с другими копиями сигнала, которые распространяются по разным путям, то первый член будет суммой геометрического расстояния $\rho_A^i(t, t - \tau_A^i)$ и ошибки из-за многопутности dm_A^i . Таким образом,

$$\int_{geom} ds = \rho_i^k + dm_i^k. \quad (7.12)$$

Второй и третий члены в уравнении (7.11) описывают влияние атмосферной рефракции, то есть влияние, получающееся из-за отклонения от единицы коэффициента рефракции среды распространения. Второй член описывает основную часть задержки, вызванной изменением скорости распространения сигнала от атмосферной рефракции. Третий член описывает задержку, получающуюся от распространения сигнала вдоль действительного пути сигнала, отличного от прямой линии связи. Этот член вызван лучом, изгибающимся из-за атмосферной рефракции. Он намного меньше, чем второй член, и им часто пренебрегают.

По причинам, обсуждавшимся в главе 6, влияние атмосферной рефракции обычно разделяют на влияние ионосферной рефракции I , получающейся из-за отличного от единицы коэффициента ионосферной рефракции n_I

$$I_A^i = \int_{geom} (n_I - 1)ds + \left\{ \int_{path} n_I ds - \int_{geom} n_I ds \right\}, \quad (7.13)$$

и влияние тропосферной рефракции T , получающейся из-за отличного от единицы коэффициента тропосферной рефракции n_T

$$T_i^k = \int_{geom} (n_T - 1)ds + \left\{ \int_{path} n_T ds - \int_{geom} n_T ds \right\}. \quad (7.14)$$

Теперь можно подставить уравнения (7.6) и (7.10) – (7.14) в (7.5) и получить уравнение для измерений псевдодальностей:

$$P_A^i(t) = \rho_A^i(t, t - \tau_A^i) + I_A^i + T_A^i + dm_A^i + \\ + c[dt_A(t) - dt^i(t - \tau_A^i)] + c[d_A(t) + d^i(t - \tau_A^i)] + e_A^i. \quad (7.15)$$

Окончательный шаг в выводе уравнения наблюдений псевдодальности – это введение элементов приведения между центром масс спутника и его антенной и между антенной приемника и интересующей нас точкой (то есть центром позиционирования).

Обозначив вектор центра масс спутника через \mathbf{r}^i , вектор положения наземного пункта через \mathbf{R}_A , вектор элементов приведения измерений от фазового центра антенны приемника к центру пункта $\delta\mathbf{R}_A$ и вектор элементов приведения для передающей антенны $\delta\mathbf{r}^i$, получим следующее соотношение:

$$\rho_A^i = \left\| (\mathbf{r}^i + \delta\mathbf{r}^i) - (\mathbf{R}_A + \delta\mathbf{R}_A) \right\|, \quad (7.16)$$

где двойные скобки обозначают длину (модуль) вектора. Подставив уравнение (7.16) в (7.15), получаем окончательное уравнение псевдодальности:

$$P_A^i(t) = \left\| (\mathbf{r}^i(t - \tau_A^i) + \delta\mathbf{r}^i(t - \tau_A^i)) - (\mathbf{R}_A(t) + \delta\mathbf{R}_A(t)) \right\| + I_A^i + T_A^i + c[d_{t_A}(t) - dt^i(t - \tau_A^i)] + c[d_{A^i}(t) + d^i(t - \tau_A^i)] + dm_A^i + e_A^i. \quad (7.17)$$

В правой части уравнения последовательно содержатся: геометрическое расстояние между передающей и приемной антенной, выраженное через векторы положения пункта и спутника с соответствующими элементами приведения; поправки за влияние ионосферы и тропосферы, поправки часов спутника и приемника, задержки в оборудовании приемника и спутника, многопутность сигналов и ошибка измерений. Иногда добавляется поправка для учета релятивистско-гравитационных эффектов drg_A^i .

Положения спутника и приемника и поправка часов спутника, а также тропосферные задержки не зависят от частоты сигнала. Все другие члены, включая элементы приведения, в общем случае, будут различными для разных частот сигналов.

Часто, по аналогии с измерением фазы несущей, об измерении псевдодальности говорят как об измерениях фазы кода [Teunissen et al., 1998].

7.1.2. Соотношения между временем, частотой и фазой

Приведем основные соотношения между *временем, частотой и фазой* синусоидального сигнала, созданного генератором. Частота сигнала f является производной по времени от фазы сигнала ϕ и, обратно, фаза сигнала является интегралом по времени от частоты сигнала:

$$f(t) = \frac{d\phi(t)}{dt}; \quad (7.18)$$

$$\phi(t) = \int_{t_0}^t f(\tau) d\tau + \phi(t_0), \quad (7.19)$$

где $\phi(t_0)$ – начальная фаза сигнала для нулевого момента. Фаза сигнала измеряется в циклах, частота – в герцах. Альтернативно фаза может быть представлена в радианах путем умножения на 2π . Тогда частота $f(t)$ превращается в *угловую частоту* $\omega(t)$.

Фаза сигнала может быть преобразована во *время* t через вычитание начальной фазы $\phi(t_0)$ и последующего деления *на номинальную частоту*

генератора f_0 . Чтобы показать, что это время отличается от времени t , используем индекс i во времени t :

$$t_i(t) = \frac{\phi(t) - \phi(t_0)}{f_0} = \frac{\phi(t)}{f_0} - t_i(t_0). \quad (7.20)$$

Если частота генератора постоянна и равна номинальной частоте, тогда уравнения (7.19) и (7.20) дают:

$$t_i(t) = t - t_i(t_0), \quad (7.21)$$

то есть фаза сигнала является мерой времени вплоть до постоянного члена, получающегося из-за ненулевой начальной фазы. При непостоянной частоте

$$t_i(t) = \frac{1}{f_0} \int_{t_0}^t f(\tau) d\tau - t_i(t_0). \quad (7.22)$$

Разделив действительную частоту на номинальную частоту и девиацию частоты или *ошибку частоты* δf , получаем

$$t_i(t) = \frac{1}{f_0} \int_{t_0}^t \{f_0 + \delta f(\tau)\} d\tau - t_i(t_0). \quad (7.23)$$

Вводя далее девиацию во времени δt_i как интеграл относительного отклонения частоты

$$\delta t_i = \int_{t_0}^t \frac{\delta f(\tau) d\tau}{f_0}, \quad (7.24)$$

получаем окончательное соотношение между временем, измеренным по фазе сигнала, созданного генератором, и истинным временем t

$$t_i(t) = t + \delta t_i(t) - t_i(t_0). \quad (7.25)$$

Время, показанное на выходе генератора, равно сумме истинного времени, члена, зависящего от отклонения действительной частоты генератора, и влияния ненулевой начальной фазы генератора. Часто два последних члена правой части уравнения (7.8) объединяют вместе в *поправку часов* dt_i , ведущую к соотношению

$$t_i(t) = t + dt_i(t). \quad (7.26)$$

Время, выводимое генераторами спутников СРНС (на которое будем ссылаться как на время спутника или бортовую шкалу времени БШВ), приемниками GPS/ГЛОНАСС (время приемника), и время, поддерживаемое контрольным сегментом GPS или ГЛОНАСС (системное время), являются реализацией истинного времени t .

7.1.3. Фаза несущих колебаний

Фаза несущей частоты ϕ_A^i (в циклах) равна разности между фазой ϕ_A сигнала, созданного в приемнике в момент приема сигнала, и фазой ϕ^i сигнала, созданного на спутнике в момент передачи сигнала. Когда сигнал спутника принимается, может измеряться только дробная часть фазы, то есть целое число волн N неизвестно. Величина N называется целой неоднозначностью фазы, тогда

$$\phi_A^i(t) = \phi_A(t) - \phi^i(t - \tau_A^i) + N_A^i + \varepsilon_A^i. \quad (7.27)$$

Выразим фазы в правой части (7.27), используя уравнения (7.20), (7.25) и (7.26):

$$\phi_A(t) = f_0 t_A(t) + \phi_A(t_0) = f_0(t + dt_A(t)) + \phi_A(t_0), \quad (7.28)$$

$$\phi^i(t - \tau_A^i) = f_0(t - \tau_A^i + dt^i(t - \tau_A^i)) + \phi^i(t_0). \quad (7.29)$$

Подставив уравнения (7.28) и (7.29) в (7.27), получаем уравнение наблюдений для фазы несущей:

$$\phi_A^i(t) = f_0[\tau_A^i + dt_A(t) - dt^i(t - \tau_A^i)] + [\phi_A(t_0) - \phi^i(t_0)] + N_A^i + \varepsilon_A^i. \quad (7.30)$$

Чтобы преобразовать это уравнение в единицы расстояния, его умножают на номинальную длину волны сигнала несущей

$$\lambda = c / f_0, \quad (7.31)$$

что дает

$$\lambda \phi_A^i(t) = c \tau_A^i + c[dt_A(t) - dt^i(t - \tau_A^i)] + \lambda[\phi_A(t_0) - \phi^i(t_0)] + \lambda N_A^i + \lambda \varepsilon_A^i. \quad (7.32)$$

Первые два члена в правой части представляют время прохождения сигнала несущей и поправки часов спутника и приемника, подобно уравнению наблюдений (7.5) для псевдодалности. Третий член является постоянной и представляет отличные от нуля начальные фазы генерированных сигналов спутника и приемника, а четвертый член представляет целочисленную фазовую неоднозначность.

Время прохождения фазы несущей можно объяснить подобно выводам для псевдодалности в уравнениях (7.6) – (7.14). Это дает в результате:

$$\Phi_A^i(t) = \rho_A^i(t, t - \tau_A^i) - I_A^i + T_A^i + \delta m_A^i + c[dt_A(t) - dt^i(t - \tau_A^i)] + c[\delta_A(t) + \delta^i(t - \tau_A^i)] + \lambda[\phi_A(t_0) - \phi^i(t_0)] + \lambda N_A^i + \varepsilon_A^i. \quad (7.33)$$

В левой части произведение фазы несущей на длину волны обозначено через Φ , то есть Φ – это фаза, выраженная в единицах расстояния:

$$\Phi_A^i(t) = \lambda \cdot \phi_A^i(t). \quad (7.34)$$

Также опущен множитель в виде длины волны перед ошибкой измерений.

Сравнивая уравнение (7.33) с соответствующим уравнением наблюдений псевдодалности (7.17), делаем следующие выводы:

- оба уравнения содержат геометрическое расстояние $\rho_A^i(t, t - \tau_A^i)$;
- оба уравнения содержат члены с поправками часов $c[dt_A(t) - dt^i(t - \tau_A^i)]$;
- оба уравнения содержат член тропосферной задержки T_A^i ;
- знак у поправок за ионосферную рефракцию I_A^i противоположный;
- ошибка из-за влияния многопутности на псевдодалность dm_A^i заменена ошибкой многопутности фазы δm_A^i ;
- члены уравнения для псевдодалности за запаздывание сигнала в оборудовании $c[d_A(t) + d^i(t - \tau_A^i)]$ заменены членами запаздывания в оборудовании для фазы несущей $c[\delta_A(t) + \delta^i(t - \tau_A^i)]$;
- уравнение наблюдений фазы несущей содержит член $\lambda[\phi_A(t_0) - \phi^i(t_0)]$, полученный по отличным от нуля начальным фазам генераторов, и член неоднозначности фазы несущей λN_A^i .

В заключение, примененный для уравнения псевдодальности вывод геометрического расстояния, связывающего координаты спутника и приемника и связанные с ними элементы приведения, распространяется на уравнение наблюдения фазы (7.33). Такое расширение окончательно дает:

$$\begin{aligned} \Phi_A^i(t) = & \left\| (r^i(t, t - \tau_A^i) + \delta r^i(t, t - \tau_A^i)) - R_A(t) - \delta R_A(t) \right\| - \\ & - I_A^i + T_A^i + \delta m_A^i + c[dt_A(t) - dt^i(t - \tau_A^i)] + \\ & + c[\delta_A(t) + \delta^i(t - \tau_A^i)] + \lambda[\phi_A(t_0) - \phi^i(t_0)] + \lambda N_A^i + \varepsilon_A^i. \end{aligned} \quad (7.35)$$

Для обозначения элементов приведения, относящихся к фазам, использовались те же обозначения δR_A , δr^i , хотя в общем случае они будут отличаться от элементов приведения для псевдодальностей из-за различия в эффективных центрах антенн.

Есть одно дополнительное и более скрытое различие между уравнениями: полное время прохождения сигнала несколько различается для псевдодальности и для фазы несущей из-за различия в ионосферном эффекте и задержках в оборудовании. Как результат, временной аргумент для определения координат спутника будет также разным.

Кроме характеристик точности, различий в параметрах, входящих в уравнения псевдодальности и фазы несущей, имеется еще один фактор, который связан с использованием измерений для определения координат. Псевдодальности позволяют это делать моментально. Фазовые измерения требуют некоторого времени наблюдений, в течение которого приемник должен непрерывно сохранять захват сигнала.

Приведенные выше модели псевдодальности и фазы несущей даются по книге [Teunissen et al., 1998]. Модели, приведенные в других источниках, незначительно отличаются от этих. В книге [Hofmann-Wellenhof et al., 2001] встречается уравнение с членами смещений в неоднозначности из-за потерь счета циклов в непрерывной фазе. А. Лейк приводит выводы уравнений псевдодальности и фазы с учетом эффекта Доплера [Leick, 1995]. В книге Гуочанг Шу добавляется поправка за влияние приливов [Xu, 2004]. Практически везде выражения для геометрических дальностей даются без учета элементов приведения. Встречаются уравнения с противоположными знаками в поправках часов и в неоднозначности фазы [Botton et al., 1997], что несущественно. В зависимости от решаемых задач, часто используются упрощенные модели псевдодальности и фазы.

7.1.4. Компоненты моделей псевдодальности и фазы несущей

По основному назначению модели можно разделить на позиционные и непозиционные. Первые из них могут использоваться для определения координат точек, для определения векторов базовых линий, для определения дифференциальных поправок в координаты и скорости и т. д. Непозиционные модели используются для контроля работы приемника, выявления аномальных измерений псевдодальностей или потерь циклов непрерывной фазы, для сглаживания сравнительно грубых псевдодальностей по более точным фазам,

для фильтрации данных, для мониторинга ионосферы, определения содержания в тропосфере паров воды и т. д.

Для решения любой из задач, как позиционных, так и непозиционных, требуется, чтобы по возможности оценивалось как можно меньше параметров. Это улучшит обусловленность системы и повысит точность определения основных параметров. При этом точность известных параметров должна соответствовать потенциальной точности измерений. Эта точность измерений характеризуется величиной шума. Другой параметр, который также ограничивает точность позиционирования, – это точность эфемерид.

Параметры моделей измерений зависят от различных факторов, и для каждого из них существует несколько способов учета.

Шум измерений. Уверенное разрешение измерений возможно на уровне точности в 1% или меньше от длины волны. Для двух основных видов GPS измерений расстояний уровень точности следующий.

«Шум» псевдодальности. «Длина волны» C/A-кода примерно 300 м, следовательно, разрешение псевдодальности или шум измерения расстояния равен 3 м. Однако есть тенденция довести разрешение C/A-кода до величины менее метра. «Длина волны» P-кода примерно 30 м, следовательно, шум измерения расстояния равен 0.3 м.

«Шум» фазы несущей. Длина волны несущей L1 примерно 0.19 м, что подразумевает миллиметровое разрешение измерений фазы. Длина волны несущей L2 примерно 0.24 м, что также подразумевает миллиметровый уровень шума измерений фазы.

Эфемериды спутников, поправки часов спутников. Эфемериды, транслируемые спутником в навигационном сообщении (бортовые эфемериды), приемник получает непосредственно в процессе измерений. Точность этих эфемерид постоянно улучшается: если в начале 1980-х гг. для спутников GPS она составляла 20-30 м, то в настоящее время она доведена до 2 м.

Если точность эфемерид бортового сообщения недостаточная, то можно воспользоваться эфемеридами Международной GPS службы (см. раздел 4.4.3). МГС представляет четыре вида эфемерид: финальные эфемериды, доступные с задержкой 13 суток, срочные эфемериды, которые доступны примерно через 17 часов, сверхбыстрые эфемериды. Кроме того, имеются быстрые прогнозные данные с ошибкой положения порядка 10 см. Ошибка в финальной поправке часов равна 0.1 нс, по сравнению с 7 нс в бортовых эфемеридках.

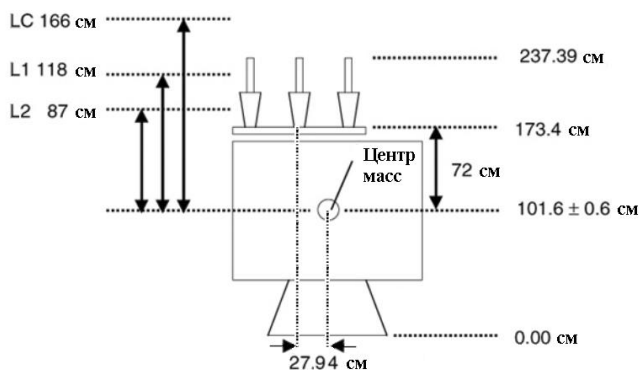
Как видно, точность хранения времени на спутниках вполне соответствует точности измерений по псевдодальностям. Но для фазовых измерений она явно недостаточная и при их обработке применяют метод исключения этого параметра посредством образования разностей между приемниками, одновременно наблюдавшими один и тот же спутник.

Элементы приведения для спутниковых антенн. Элементы приведения для спутниковых антенн (рис. 7.1) определяются из специальных исследований (см., например, [Mader, Szopek, 2002]). Точность определения этих элементов – примерно 0.5 см. В табл. 7.1. даны элементы приведения для

спутников GPS, взятые из Интернета (сайт NGA, National Geospatial-Intelligence Agency, <http://www.nga.mil>).



а)



б)

Рис. 7.1. Антенны спутника GPS Блока IIА:

а) первый из авторов [Mader, Szopek, 2002] с антенной; б) диаграмма расположения элементов антенн на корпусе спутника

(<http://www.ngs.noaa.gov/ANTCAL>)

Таблица 7.1. Смещения антенн спутников (спутникоцентрические координаты, метры)

Спутники	Delta x	Delta y	Delta z
Block II (все спутники)	0.2794	0.0000	0.9519
Block IIА (все спутники)	0.2794	0.0000	0.9519
Block IIR PRN 11	0.0019	0.0011	1.5141
Block IIR PRN 13	0.0024	0.0025	1.6140
Block IIR PRN 14	0.0018	0.0002	1.6137
Block IIR PRN 16	-0.0098	0.0060	1.6630
Block IIR PRN 18	-0.0098	0.0060	1.5923
Block IIR PRN 20	0.0022	0.0014	1.6140
Block IIR PRN 21	0.0023	-0.0006	1.5840
Block IIR PRN 22	0.0018	-0.0009	0.0598
Block IIR PRN 28	0.0018	0.0007	1.5131

Задержки по трассе распространения сигнала. К этой категории параметров относятся тропосферная и ионосферная задержки и влияние многопутности сигналов (см. главу 6).

Влияние *тропосферы* (точнее, нейтральной атмосферы) не зависит от частоты, поэтому ее невозможно исключить через комбинацию наблюдений на частотах L1 и L2. Величина тропосферной задержки одинакова для наблюдений на L1 и на L2 как для псевдодальности, так и для фазы несущей. Величина гидростатической составляющей для зенитного направления составляет около 2.1 м и зависит только от давления, а величина влажной составляющей может колебаться от нескольких сантиметров примерно до 40 сантиметров и зависит, главным образом, от влажности. При переходе от зенита к наклонным направлениям задержка увеличивается, достигая вблизи горизонта 20 – 30 м.

Тропосферную задержку можно вычислить, используя значения метеопараметров как входные данные для одной из многих моделей рефракции. Такие модели могут учитывать примерно до 90% от полной задержки, однако остальные 10% (в основном из-за влажной составляющей) будут серьезно влиять при высокоточном определении местоположения. Таким образом, большая часть тропосферной задержки поддается учету с использованием сравнительно простых моделей, но чтобы учесть остаток в 10 – 20 см, потребуются значительные усилия, в том числе материальные затраты [Brunner, Welsch, 1993].

Влияние ионосферы распространяется на слои от атмосферы примерно от 50 до 1 000 км над земной поверхностью. Максимальная величина ионосферной задержки составляет в зените около 30 м, вблизи горизонта почти в три раза больше. Дневная величина задержки примерно в 5 – 10 раз больше, чем ночью. Задержка изменяется в течение года и в течение 11-летнего цикла солнечной активности. Величина задержки зависит от частоты, и ее влияние на псевдодальности и фазы оказывается с противоположными знаками, поправка к измеренной фазе несущей положительная, в то время как поправка к псевдодальности – отрицательная.

Многопутность возникает во время приема антенной одновременно прямого сигнала спутника и сигнала, отраженного от окружающих ее поверхностей.

Многопутность может вызывать «скачки» в измерении сигнала, которые являются функцией частоты. Теоретическое максимальное смещение из-за многопутности в псевдодальности может доходить до половины длины чипа, то есть 150 м для C/A-кода и 15 м для P-кода. Типичные ошибки намного меньше (обычно < 10 м). Многопутность для фазы несущей не превышает примерно $\frac{1}{4}$ от длины волны, то есть 5-6 см для L1 или L2. Когда геометрия «спутник – приемник» изменяется (и, следовательно, изменяется угол падения и отражения сигнала по отношению к отражающей поверхности), влияние многопутности изменяется по синусоидальному закону и обычно «усредняется» за период от нескольких минут до четверти часа или больше. Многопутность зависит от геометрии «спутник – приемник», следовательно, ошибка в положении из-за многопутности обычно повторяется каждые звездные сутки.

Для определения или предсказания влияния многопутности на позиционное решение не существует общей математической модели, однако ее влияние на наблюдение расстояния можно *измерить* по комбинации фазовых данных фазы несущей для L1 и L2 и псевдодальности.

Ошибки часов приемника. Спутниковые приемники оборудованы кварцевыми генераторами, которые имеют преимущество из-за их малых размеров, низкого энергопотребления и доступных цен. В дополнение они имеют хорошую кратковременную стабильность частоты (или хранения времени). Некоторые приемники оборудованы портами для подключения к ним внешних цезиевых, рубидиевых и даже водородных стандартов частоты, необходимых для специальных применений.

Хотя шкала времени, определяемая часами отдельного приемника, имеет произвольное начало, ее можно привязать рядом способов к шкале системного

времени, например, посредством навигационного решения по псевдодальностям с использованием метода, описанного в разделе 1.5.5. После этого шкала времени, определяемая по исправленным часам приемника, является номинально временем спутниковой системы.

Точность воспроизведения этой шкалы времени определяется точностью *синхронизации с бортовой шкалой времени спутника*. Для спутников GPS при наличии режима SA она может выполняться только до уровня в 0.1 микросекунды времени и до 0.01 микросекунды при отсутствии SA, что эквивалентно ошибкам в расстоянии, соответственно, 30 и 3 м.

Стабильность шкалы времени напрямую связана с качеством используемого генератора и с тем, насколько часто текущее время часов синхронизируется с системным временем через наблюдения псевдодальностей.

Поскольку точность поддержания шкалы системного времени в приемнике в большинстве случаев недостаточная, то имеются следующие возможности для получения информации о времени:

- исключение параметров часов посредством образования разностей наблюдений псевдодальностей или фаз между спутниками;
- моделирование ошибок часов приемников как «случайного процесса» и **оценивание их как дополнительного параметра.**

Каждая опция требует, чтобы приемником одновременно наблюдались два или более спутников. Обе опции очень эффективны, полностью устраняют влияние ошибок часов спутников. Заметим, что при образовании разностей исключаются поправки часов, начальные фазы генераторов и запаздывания в цепях приемника. При необходимости запаздывание в приемнике может определяться из специальных калибровок.

Запаздывание в цепях одноканального приемника является одинаковым для сигналов, принятых одновременно от разных спутников, и поэтому оно действует как дополнительная поправка часов приемника. Многоканальные приемники имеют межканальные сдвиги, которые необходимо тщательно калибровать. Эта калибровка обычно делается микропроцессором приемника. Длины путей сигналов через каналы могут быть несколько различными, и поэтому будут неодинаковые ошибки в измерениях, сделанных на разных каналах в один и тот же момент. Однако в современных приемниках эти сдвиги можно откалибровать до уровня в 0.1 мм или лучше [Hofmann-Wellenhof et al., 2001].

Элементы приведения для антенны приемника и многопутность. Определение элементов приведения (центрировки или редукции) – обычная операция при наблюдении триангуляции. Определение этих элементов для антенны приемника включает измерение планового смещения и высоты опорной точки антенны над маркой геодезического пункта и введение в них поправок за изменение положения фазового центра. Но даже если привязка опорной точки антенны к марке выполнена безошибочно, влияние изменений в положении фазового центра из-за неточно выполненной калибровки может существенно влиять на точность измерений.

Общие свойства параметров моделей наблюдений. Таким образом, по приведенным выше величинам можно сделать следующие замечания.

Все виды измерений (в настоящее время для решения задач позиционирования применяется пять видов) имеют смещения на одинаковую величину (эквивалентное расстояние) от поправок часов приемника и спутника, и тропосферной задержки.

Фазовые наблюдения имеют пренебрежимо малый шум. Шум наблюдений для псевдодальности по Р-коду составляет несколько дециметров, а псевдодальность по С/А-коду – наиболее «шумная». Ошибка из-за многопутности (если присутствует) – наибольшая для псевдодальностей по С/А-коду, и наименьшая – для фазовых измерений.

Ионосфера отвечает за большую часть расхождений в измерениях псевдодальностей на L1 и L2. Это эквивалентно расхождению в наблюдениях фаз на L1 и L2, когда они преобразованы в расстояние (в линейную меру).

Ионосферная задержка в С/А-кодированной псевдодальности равна задержке в Р-кодированной псевдодальности на L1, и равна по величине, но не по знаку, задержке в фазе на L1 (если ее выразить в линейной мере).

Ионосферная задержка по измерениям псевдодальностей означает, что они измеряют расстояние, которое длиннее, чем «истинное», а фазовые наблюдения соответствуют расстоянию, которое короче, чем «истинное».

Неизвестная неоднозначность фазы на L1 отличается от неоднозначности фазы на L2, и они разные у разных спутников.

7.1.5. Сводные замечания: обращение со смещениями и ошибками

В зависимости от требуемого уровня точности, различные поправки (ошибки) можно рассматривать существенными или несущественными и использовать различные возможности для учета этих влияний. В табл. 7.2 суммированы возможности, указанные в разделе 7.1.4, для тех применений, где необходима обработка фазовых данных.

Анализ табл. 7.2 показывает, что наиболее часто применяемыми приемами для учета различных влияний являются методы моделирования поправок и исключения их посредством образования разностей. Моделирование требует применения более сложных программ, к которым относятся различные научные программы. Наиболее сильным средством для уменьшения влияний ошибок является образование разностей наблюдений. Этот метод используется и в научных, и в коммерческих программах. Но для этого метода требуются *одновременные наблюдения одних и тех же наборов спутников несколькими приемниками*. Вычитание наблюдений, или, в данном случае, принцип относительного позиционирования получает преимущество именно из-за коррелированной природы многих факторов [Rizos, 1999].

Таблица 7.2. Возможности управления параметрами уравнений моделей наблюдений

Поправка или ошибка	Способы учета				
	А	Б	В	Г	Д
Часы спутника (в том числе, задержки в цепях)	+	+			
Начальные фазы генераторов		+			
Элементы приведения спутниковой антенны			+		+
Орбита спутника	+	+			
Часы приемника	+	+			
Ионосферная задержка	+	+	+	+	+
Тропосферная задержка	+	+	+	+	+
Неоднозначность фазы	+	+			
Потери счета циклов	+	+			+
Элементы приведения антенны приемника			+		+
Многопутность		+			+
Шум измерений					+

В таблице приняты следующие обозначения:

А – параметр оценивается, Б – влияние исключается путем образования разностей, В – поправка находится по измерениям, Г – поправка моделируется, Д – поправка не учитывается и рассматривается как ошибка.

Особенности обработки наблюдений псевдодальностей. Поскольку псевдодальности обычно в сотни и тысячи раз более грубые («шумные»), чем фазовые данные, образование разностей для уменьшения смещений обычно не выполняется.

Поправки часов спутника предполагаются известными из навигационного сообщения. Орбиты спутников предполагаются известными, и ошибки в орбитах (вместе с немоделируемыми ошибками часов спутника) оказывают значительное влияние на точечное позиционирование, особенно при режиме селективного доступа. Поправки часов приемника должны оцениваться по данным измерений. При вычитании положений точек, полученных на двух (или более) приемниках, влияние орбит и ошибок в поправках часов спутников уменьшается. Следовательно, относительные (или дифференциальные) положения приемников, выведенные по псевдодальностям, имеют большую точность, чем при абсолютном позиционировании. Ионосферная рефракция обычно учитывается по модели из навигационного сообщения.

Особенности обработки фазы. Образование разностей между спутниками и между приемниками эффективно исключает все смещения из-за ошибок генераторов часов и в то же время значительно уменьшает другие смещения (за исключением неоднозначности фаз, которая требует специального исследования).

Неоднозначность в уравнении модели фазы может быть устранена посредством образования разностей между эпохами (тройных разностей).

Неоднозначность в модели наблюдения фазы можно также учесть путем ее оценивания в предварительном «плавающем» решении как вещественную величину, а затем разрешить ее до наиболее вероятного целого значения в последующем решении с «фиксированной неоднозначностью».

Ионосферная рефракция игнорируется на коротких базовых линиях (обычно до 5 км), учитывается по модели из навигационного сообщения в одночастотных наблюдениях или может существенно исключаться в двухчастотных наблюдениях для более длинных базовых линий.

Тропосферная рефракция наиболее проблематична. Иногда ее не учитывают, но чаще в программных пакетах вводятся поправки за рефракцию с использованием формул Хопфилд, Саастамойнена, Блэка и др. по модели стандартной атмосферы или с помощью наблюдаемых метеопараметров.

7.1.6. Линеаризованные модели псевдодальности и фазы несущей

Полученные выше модели уравнений псевдодальности (7.17) и фазы несущей (7.35) не являются линейными. Покажем в качестве примера линеаризацию уравнения для псевдодальности для L1. Линеаризация других уравнений происходит аналогичным путем. Уравнение наблюдений для псевдодальности возьмем в виде

$$P_{A,1}^i = \rho_A^i + c[dt_A - dt^i] + I_A^i + T_A^i + d_{A,1} + d_1^i + e_{A,1}^i, \quad (7.36)$$

где для геометрической дальности будем использовать выражение

$$\rho_A^i = \|\mathbf{r}^i - \mathbf{R}_A\| = \sqrt{(X^i - X_A)^2 + (Y^i - Y_A)^2 + (Z^i - Z_A)^2}, \quad (7.37)$$

считая, что элементы приведения к центрам для приемника и спутника предполагаются известными.

Для линеаризации нужны приближенные (априорные) величины для векторов положений спутника и приемника в общеземной системе. При этом, чтобы ограничиваться первыми членами разложений, необходимы их значения, достаточно близкие к истинным значениям.

Обозначим их как

$(\mathbf{r}^i)^0 = \langle (X^i)^0, (Y^i)^0, (Z^i)^0 \rangle^T$ – приближенное положение спутника на орбите;

$(\mathbf{R}_A)^0 = \langle (dX_A)^0, (dY_A)^0, (dZ_A)^0 \rangle^T$ – приближенное положение пункта.

Поправки к приближенным положениям спутника и приемника обозначим, соответственно, как $d\mathbf{r}^i = \langle dX^i, dY^i, dZ^i \rangle^T$ и $d\mathbf{R}_A = (dX_A, dY_A, dZ_A)^T$. Таким образом,

$$\mathbf{r}^i = (\mathbf{r}^i)^0 + d\mathbf{r}^i = \begin{bmatrix} (X^i)^0 \\ (Y^i)^0 \\ (Z^i)^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} dX^i \\ dY^i \\ dZ^i \end{bmatrix} \quad (7.38)$$

и

$$\mathbf{R}_A = (\mathbf{R}_A)^0 + d\mathbf{R}_A = \begin{bmatrix} (X_A)^0 \\ (Y_A)^0 \\ (Z_A)^0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} dX_A \\ dY_A \\ dZ_A \end{bmatrix}. \quad (7.39)$$

Подстановка выражений (7.38) и (7.39) в (7.37) с последующим разложением в ряд Тейлора при ограничении членами первого порядка дает:

$$\rho_A^i = \sqrt{\|(\mathbf{r}^i)^0 - (\mathbf{R}_A)^0\|^2} + \mathbf{u}_A^i d\mathbf{r}^i - \mathbf{u}_A^i d\mathbf{R}_A. \quad (7.40)$$

Первый член в правой части выражения (7.40) является приближенным значением геометрической дальности

$$\begin{aligned} (\rho_A^i)^0 &= \sqrt{\|(\mathbf{r}^i)^0 - (\mathbf{R}_A)^0\|^2} = \\ &= \sqrt{\left((X^i)^0 - (X_A)^0 \right)^2 + \left((Y^i)^0 - (Y_A)^0 \right)^2 + \left((Z^i)^0 - (Z_A)^0 \right)^2}. \end{aligned} \quad (7.41)$$

Величина \mathbf{u}_A^i является вектором частных производных от геометрической дальности по координатам:

$$\begin{aligned} \mathbf{u}_A^i &= (u_{A,X}^i, u_{A,Y}^i, u_{A,Z}^i)^T = \left(\frac{d\rho_A^i}{d\mathbf{r}^i} \right) = - \left(\frac{d\rho_A^i}{d\mathbf{R}_A} \right) = \\ &= \left(\frac{(X^i)^0 - (X_A)^0}{(\rho_A^i)^0}, \frac{(Y^i)^0 - (Y_A)^0}{(\rho_A^i)^0}, \frac{(Z^i)^0 - (Z_A)^0}{(\rho_A^i)^0} \right)^T. \end{aligned} \quad (7.42)$$

Она вычисляется по приближенным значениям координат и представляет собой единичный вектор топоцентрического направления на спутник.

Отметим, что поправку к вектору положения спутника $d\mathbf{r}^i$ можно выразить через поправки в элементы орбиты и использовать измерения псевдодальности (или фазы) для уточнения параметров движения или возмущающих сил, как это делается в орбитальном и динамическом методах космической геодезии [Баранов и др., 1986; Урмаев, 1981].

Другая проблема, связанная с уравнениями (7.17) и (7.35), состоит в том, что находящиеся в них параметры поправок часов, тропосферной и ионосферной задержек, фазовая неоднозначность (только в уравнении (7.35)) и другие параметры являются линейно зависимыми. В таком виде определение всех неизвестных величин или поправок к ним становится невозможным, и для них требуется другое представление.

Для поправок часов спутника и приемника обычно применяются полиномиальные модели вида

$$dt = a_0 + a_1(t - t_0) + a_2(t - t_0)^2, \quad (7.43)$$

где t_0 – опорная эпоха; параметры a_0 , a_1 и a_2 – соответственно, поправка часов в опорную эпоху, ход часов и скорость хода.

В случае определения тропосферной задержки T_A^i из наблюдений используется ее выражение через гидростатическую и влажную зенитную задержку $(T_{z,h})_A$, $(T_{z,w})_A$ и гидростатическую и влажную функции отображения $m_h(E_A^i)$, $m_w(E_A^i)$, зависящие от высоты спутника над горизонтом E_A^i (раздел 6.3):

$$T_A^i = (T_{z,h})_A \cdot m_h(E_A^i) + (T_{z,w})_A \cdot m_w(E_A^i). \quad (7.44)$$

Совместное определение гидростатической и влажной зенитных задержек из-за малых различий между функциями отображения не производится. Находится только влажная задержка, а гидростатическая задержка определяется по данным метеорологических измерений.

Подобное выражение для ионосферной задержки возможно через ионосферный фактор наклона OF , зависящий от зенитного расстояния спутника ζ (раздел 6.2):

$$I_A^i = I_Z \cdot OF(\zeta_A^i), \quad (7.45)$$

где I_Z – вертикальная ионосферная задержка.

Ниже будут показаны другие возможности определения различных параметров рассматриваемых уравнений. Если с помощью уравнений решаются только позиционные задачи, то для псевдодальности на L1 обычно используется формула:

$$P_{A,1}^i = (\rho_A^i)^0 - \mathbf{u}_A^i \cdot d\mathbf{R}_A + cdt_A - cdt^i + I_{A,1}^i + T_A^i + d_{A,1} + d_1^i + e_{A,1}^i, \quad (7.46)$$

при этом члены cdt^i , $d_{A,1}$, d_1^i , $I_{A,1}^i$, T_A^i предполагаются известными, а $d\mathbf{R}_A$ и cdt_A – подлежат определению. Уравнение для псевдодальности по C/A-коду отличается только величиной запаздываний в аппаратуре приемника и спутника, а уравнение для псевдодальности на L2 содержит другую ионосферную поправку $I_{A,2}^i$ и запаздывания:

$$P_{A,2}^i = (\rho_A^i)^0 - \mathbf{u}_A^i \cdot d\mathbf{R}_A + cdt_A - cdt^i + I_{A,2}^i + T_A^i + d_{A,2} + d_2^i + e_{A,2}^i. \quad (7.47)$$

Уравнения для фазы для частот L1 и L2 имеют вид:

$$\begin{aligned} \Phi_{A,1}^i &= (\rho_A^i)^0 - \mathbf{u}_A^i \cdot d\mathbf{R}_A + cdt_A - cdt^i - I_{A,1}^i + T_A^i + d_{A,1} + d_1^i + \\ &+ \lambda_1 N_A^i + \lambda_1 [\phi_{A,1}(t_0) - \phi_1^i(t_0)] + \varepsilon_{A,1}^i; \end{aligned} \quad (7.48)$$

$$\begin{aligned} \Phi_{A,2}^i &= (\rho_A^i)^0 - \mathbf{u}_A^i \cdot d\mathbf{R}_A + cdt_A - cdt^i - I_{A,2}^i + T_A^i + d_{A,2} + d_2^i + \\ &+ \lambda_2 N_A^i + \lambda_2 [\phi_{A,2}(t_0) - \phi_2^i(t_0)] + \varepsilon_{A,2}^i. \end{aligned} \quad (7.49)$$

Здесь в шумы измерений псевдодальности и фазы вошли неизвестные влияния многопутности.

7.2. Разности фаз

Один из самых эффективных способов исключения ошибок в наблюдениях – это образование разностей между параметрами измерений. Можно образовывать различные виды разностей. Одни из них применяются при контроле работы канала приемника или приемника в целом, другие – для определения некоторых параметров приемника, окружающей среды, для восстановления потерь счета циклов непрерывной фазы, третьи служат для определения координат и поправок часов приемника. Основное внимание здесь будет уделено именно последнему типу разностей. К ним относят разности:

- между фазами с одного пункта A на два спутника с номерами i и j ;
- между фазами с двух пунктов A и B на один спутник i ;
- между фазами с двух пунктов A и B на два спутника i и j ;
- между фазами с двух пунктов A и B на два спутника i и j в разные эпохи t_0 и t_1 .

Получаемые в результате вычитания параметры часто рассматривают как новые измерения, обладающие рядом преимуществ. К сожалению, эти параметры не лишены и определенных недостатков, с которыми приходится считаться. Главным из них является то, что полученные новые виды измерений содержат ошибки своих «предшественников» и становятся, таким образом, коррелированными.

7.2.1. Одинарные разности фаз

Одинарные разности фаз можно образовать между измерениями, *одновременно* сделанными с одной станции A на два спутника i и j или с двух станций A и B на один спутник i (рис. 7.2). Нужные для образования разностей исходные уравнения запишем без указания диапазона частот и без линеаризации геометрических дальностей:

$$\Phi_A^i = \rho_A^i + cdt_A - cdt^i - I_A^i + T_A^i + d_A + d^i + \lambda N_A^i + \lambda[\phi_A(t_0) - \phi^i(t_0)] + \varepsilon_A^i; \quad (7.50)$$

$$\Phi_A^j = \rho_A^j + cdt_A - cdt^j - I_A^j + T_A^j + d_A + d^j + \lambda N_A^j + \lambda[\phi_A(t_0) - \phi^j(t_0)] + \varepsilon_A^j; \quad (7.51)$$

$$\Phi_B^i = \rho_B^i + cdt_B - cdt^i - I_B^i + T_B^i + d_B + d^i + \lambda N_B^i + \lambda[\phi_B(t_0) - \phi^i(t_0)] + \varepsilon_B^i. \quad (7.52)$$

Разность уравнений (7.50) и (7.51) дает

$$\begin{aligned} \Phi_A^j - \Phi_A^i = & \rho_A^j - \rho_A^i - cdt^j + cdt^i - I_A^j + I_A^i + T_A^j - T_A^i + d^j - d^i + \\ & + \lambda N_A^j - \lambda N_A^i + \lambda[\phi_A^j(t_0) - \phi^i(t_0)] + \varepsilon_A^j - \varepsilon_A^i. \end{aligned}$$

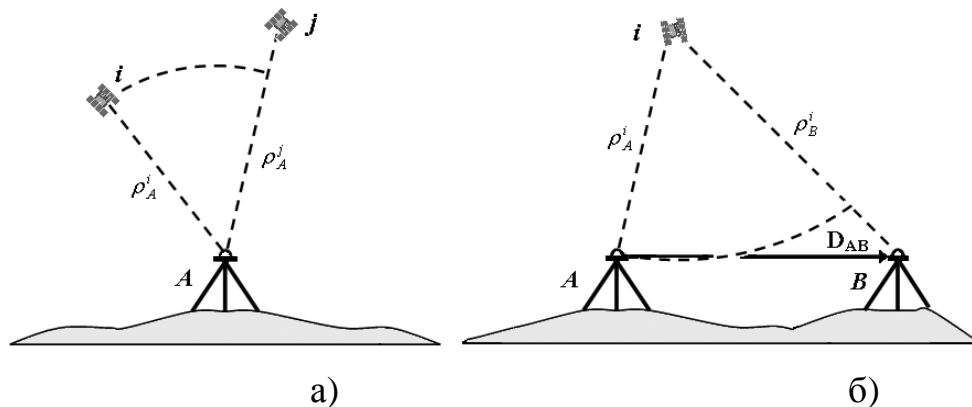


Рис. 7.2. Одинарные разности:

а) между спутниками; б) между станциями

Условимся для краткости в необходимых случаях обозначать разности одинаковых параметров с помощью комбинации двойных нижних или верхних индексов, например, $\rho_{AB}^i = \rho_B^i - \rho_A^i$ или $I_A^{ij} = I_A^j - I_A^i$. Тогда

$$\Phi_A^{ij} = \rho_A^{ij} - cdt^j + cdt^i - I_A^{ij} + T_A^{ij} + d^j - d^i + \lambda N_A^{ij} + \lambda[\phi^j(t_0) - \phi^i(t_0)] + \varepsilon_A^{ij}. \quad (7.53)$$

В одинарных разностях фаз, образованных между спутниками, полностью исключаются члены cdt_A , d_A и $\lambda\phi_A(t_0)$, называемые ошибками часов приемника. Можно предполагать, что на коротких базовых линиях (примерно до 50 км) значительно уменьшится влияние ионосферы I_A^{ij} и тропосферы T_A^{ij} . Что касается члена, учитывающего шумы измерений и другие не моделируемые ошибки, то он должен увеличиваться. Поэтому считается, что получаемые новые измерения становятся «более шумными».

Получим уравнение одинарной разности из наблюдений между станциями. Для этого вычтем уравнение (7.50) из (7.52). При этом учтем, что расстояния от пунктов до спутника могут различаться на величину до 6 000 км. По этой причине время прохождения сигнала τ_A^i и τ_B^i будет различаться примерно на 20 мс. На таком интервале изменениями в поправке часов спутника и в аппаратурной задержке можно пренебречь, то есть $dt^i(t_A - \tau_A^i) \approx dt^i(t_B - \tau_B^i)$ и $d^i(t_A - \tau_A^i) \approx d^i(t_B - \tau_B^i)$.

Тогда, используя прием сокращенной записи разностей, находим:

$$\begin{aligned} \Phi_{AB}^i = & \rho_{AB}^i + cdt_B - cdt_A - I_{AB}^i + T_{AB}^i + d_B - d_A + \lambda N_{AB}^i + \\ & + \lambda[\phi_B(t_0) - \phi_A(t_0)] + \varepsilon_{AB}^i. \end{aligned} \quad (7.54)$$

Таким образом, в этой одинарной разности полностью исключается влияние начальной фазы генератора спутника $\phi^i(t_0)$, а также поправки часов спутника и запаздывания в аппаратуре спутника. Как и в предыдущем случае, уменьшается влияние ионосферы и тропосферы (если линии не слишком длинные), дополнительно здесь ослабевает влияние ошибок эфемерид, но возрастает шум измерений [Hofmann-Wellenhof et al., 2001].

7.2.2. Двойные разности фаз

Найдем разность фаз между спутниками i и j и приемниками A и B (двойную разность фаз). Для этого образуем уравнение одинарной разности между спутниками Φ_B^{ij} , наблюдавшимися с пункта B

$$\Phi_B^{ij} = \rho_B^{ij} - cdt^j + cdt^i - I_B^{ij} + T_B^{ij} + d^j - d^i + \lambda N_B^{ij} + \lambda[\phi^j(t_0) - \phi^i(t_0)] + \varepsilon_B^{ij} \quad (7.55)$$

и вычтем из него разность Φ_A^{ij} . При вычитании уничтожатся ошибки часов спутников, в итоге получаем уравнение двойной разности (рис. 7.3):

$$\Phi_{AB}^{ij} = \rho_{AB}^{ij} - I_{AB}^{ij} + T_{AB}^{ij} + \lambda N_{AB}^{ij} + \varepsilon_{AB}^{ij}. \quad (7.56)$$

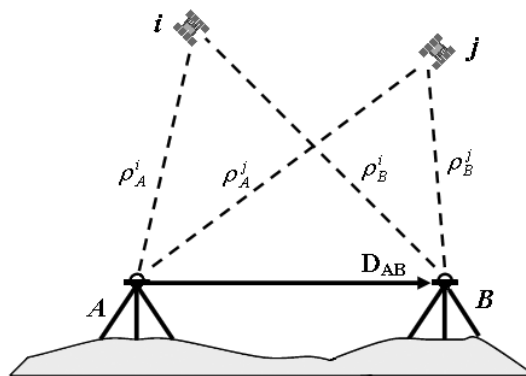


Рис. 7.3. Двойная разность: между двумя приемниками, одновременно наблюдающими два спутника

Это же уравнение можно было бы получить по уравнениям вида (7.54) для одинарных разностей между станциями, но в этом случае уничтожились бы ошибки часов приемников. Независимо от способа образования, в двойных разностях отсутствуют ошибки часов спутников и приемников, то есть исключаются поправки часов, запаздывания в аппаратуре и начальные фазы генераторов. При этом не важно, к одной или разным системам относятся

спутники. Влияние ионосферы и тропосферы продолжает уменьшаться (это справедливо для коротких базовых линий), ослабевает влияние ошибок эфемерид, а шум измерений растет. Единственное смещение, оставшееся в этом уравнении, – это целые неоднозначности N в циклах. Четыре отдельных неоднозначности могут входить в уравнение отдельно или в виде нового параметра неоднозначности $N_{AB}^{ij} = N_B^j - N_B^i - N_A^j + N_A^i$.

Если в наблюдениях участвуют R приемников, которые наблюдают S спутников в течение E эпох, то полное число наблюдений фаз равно $n_\phi = RSE$, при этом в каждую эпоху производится RS измерений. Число одинарных разностей равно $n_{SD} = (R - 1)SE$. Для каждой эпохи можно образовать $R(R - 1)S(S - 1)/4$ возможных двойных разностей, но из них независимыми будут только $n_{DD} = (R - 1)(S - 1)$. Полное число независимых двойных разностей равно $n_{DD} = (R - 1)(S - 1)E$ (если, конечно, все спутники наблюдались непрерывно в течение всего сеанса). Ситуации, когда спутники восходят и заходят в течение сеанса, усложняют дело и требуют значительной «бухгалтерии».

Возможно несколько способов для формирования в эпоху наблюдений $(R - 1)(S - 1)$ независимых двойных разностей из RS однонаправленных наблюдений фаз. Используются два наиболее общих метода формирования разностей – это метод базового спутника и метод последовательных спутников. В первом случае один из спутников назначается опорным, и его фаза вычитается из остальных фаз данной эпохи. Если опорный спутник был назначен неудачно, то ошибки его измерений исказят данные других спутников. Во втором случае от данных каждого спутника, начиная со второго в данную эпоху, вычитаются показания предыдущего спутника. При математической эквивалентности обоих методов результат может оказываться существенно разным [Rizos, 1999].

7.2.3. Тройные разности фаз

Запишем уравнения двойных разностей с указанием эпох t_1 и t_2 , к которым они относятся:

$$\Phi_{AB}^{ij}(t_1) = \rho_{AB}^{ij}(t_1) - I_{AB}^{ij}(t_1) + T_{AB}^{ij}(t_1) + \lambda N_{AB}^{ij} + \varepsilon_{AB}^{ij}(t_1); \quad (7.57)$$

$$\Phi_{AB}^{ij}(t_2) = \rho_{AB}^{ij}(t_2) - I_{AB}^{ij}(t_2) + T_{AB}^{ij}(t_2) + \lambda N_{AB}^{ij} + \varepsilon_{AB}^{ij}(t_2). \quad (7.58)$$

Заметим, что неоднозначности фазы не имеют указания эпохи, поскольку счетчик циклов непрерывной фазы начинает насчитывать ее сразу после захвата сигнала. Поэтому неоднозначности N называют начальными целыми неоднозначностями.

Тройные разности фаз образуются по двойным разностям, относящимся к разным эпохам (рис. 7.4):

$$\Phi_{AB}^{ij}(t_1, t_2) = \rho_{AB}^{ij}(t_1, t_2) - I_{AB}^{ij}(t_1, t_2) + T_{AB}^{ij}(t_1, t_2) + \varepsilon_{AB}^{ij}(t_1, t_2). \quad (7.59)$$

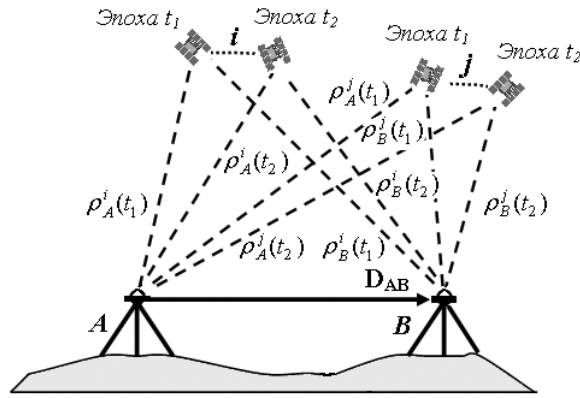


Рис. 7.4. Тройные разности между наблюдениями двух спутников с двух станций в две эпохи

Таким образом, тройные разности не содержат ошибок часов и не содержат начальных целых неоднозначностей фаз. Ошибки моделирования ионосферы и тропосферы в них сохраняются, уменьшается влияние ошибок эфемерид, а шум измерений возрастает [Hofmann-Wellenhof et al., 2001].

7.2.4. Корреляции фазовых разностей

Различают два вида корреляций: 1) физическая корреляция; 2) математическая корреляция. Фазы от одного спутника, принятые на двух точках, например, $\Phi_A^i(t)$ и $\Phi_B^i(t)$, являются физически коррелированными, поскольку они относятся к одному и тому же спутнику. Физическая корреляция обычно не учитывается. Поэтому главный интерес направлен на математическую корреляцию, которая вводится при образовании разностей.

Можно предположить, что ошибки фаз показывают случайное поведение, дающее в результате нормальное распределение с ожиданием нулевого среднего с дисперсией σ^2 . Будем считать, что измеренные (или «сырые») фазы поэтому являются линейно независимыми или некоррелированными. Введем вектор Φ , состоящий из фазовых отсчетов, тогда

$$\mathbf{K}_\Phi = \sigma^2 \cdot \mathbf{I} = \begin{bmatrix} \sigma^2 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \sigma^2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & \sigma^2 \end{bmatrix} \quad (7.60)$$

является ковариационной матрицей фаз, где \mathbf{I} – единичная матрица.

Одинарные разности. Одинарная разность фаз, наблюдавшихся с пунктов A и B на спутник i в эпоху t , получается как

$$\Phi_{AB}^i(t) = \Phi_B^i(t) - \Phi_A^i(t). \quad (7.61)$$

Образование двойной разности для тех же двух точек, но со спутником j в ту же самую эпоху дает

$$\Phi_{AB}^j(t) = \Phi_B^j(t) - \Phi_A^j(t). \quad (7.62)$$

Эти две одинарных разности можно вычислить из матрично-векторного соотношения

$$SD = C \cdot \Phi, \quad (7.63)$$

где \mathbf{SD} – матрица одинарных разностей (Single Difference) фаз между пунктами; \mathbf{C} – матрица коэффициентов при фазах;

$$\mathbf{SD} = \begin{bmatrix} \Phi_{AB}^i(t) \\ \Phi_{AB}^j(t) \end{bmatrix}; \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} -1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 1 \end{bmatrix}; \quad \Phi = \begin{bmatrix} \Phi_A^i(t) \\ \Phi_B^i(t) \\ \Phi_A^j(t) \\ \Phi_B^j(t) \end{bmatrix}. \quad (7.64)$$

Правило передачи дисперсий, примененное к уравнению (7.63), дает

$$\mathbf{K}_{SD} = \mathbf{C} \cdot \mathbf{K}_\Phi \cdot \mathbf{C}^T, \quad (7.65)$$

и, подставляя в него уравнение (7.60), получаем:

$$\mathbf{K}_{SD} = \mathbf{C} \cdot \sigma^2 \cdot \mathbf{I} \cdot \mathbf{C}^T = \sigma^2 \cdot \mathbf{C} \cdot \mathbf{C}^T. \quad (7.66)$$

Взяв \mathbf{C} из (7.64), получаем произведение матриц:

$$\mathbf{C} \cdot \mathbf{C}^T = 2 \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} = 2 \cdot \mathbf{I}, \quad (7.67)$$

подстановка которого в (7.66) приводит к ковариационной матрице одинарной разности

$$\mathbf{K}_{SD} = 2 \cdot \sigma^2 \cdot \mathbf{I}. \quad (7.68)$$

Формула (7.68) показывает, что одинарные разности некоррелированы. Размерность единичной матрицы в (7.68) соответствует числу одинарных разностей в эпоху t , в то время как коэффициент 2 не зависит от числа одинарных разностей, а свидетельствует об увеличении их дисперсии по сравнению с дисперсией исходных фаз. Если рассматривать более чем одну эпоху, то ковариационная матрица по-прежнему будет единичной с размерностью, равной полному числу одинарных разностей.

Двойные разности. Теперь рассмотрим три спутника i, j, k с опорным спутником i . Для двух пунктов A и B и эпохи t двойные разности можно вывести по одинарным разностям:

$$\begin{aligned} \Phi_{AB}^{ij}(t) &= \Phi_{AB}^j(t) - \Phi_{AB}^i(t); \\ \Phi_{AB}^{ik}(t) &= \Phi_{AB}^k(t) - \Phi_{AB}^i(t). \end{aligned} \quad (7.69)$$

Эти два уравнения можно записать в матрично-векторной форме

$$\mathbf{DD} = \mathbf{C} \cdot \mathbf{SD}, \quad (7.70)$$

где \mathbf{DD} – матрица двойных разностей (Double Difference);

$$\mathbf{DD} = \begin{bmatrix} \Phi_{AB}^{ij}(t) \\ \Phi_{AB}^{ik}(t) \end{bmatrix}; \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} -1 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{SD} = \begin{bmatrix} \Phi_{AB}^i(t) \\ \Phi_{AB}^j(t) \\ \Phi_{AB}^k(t) \end{bmatrix}. \quad (7.71)$$

Отметим, что разность между спутниками jk является зависимой и поэтому не используется. Ковариационная матрица для двойной разности дается как

$$\mathbf{K}_{DD} = \mathbf{C} \cdot \mathbf{K}_{SD} \cdot \mathbf{C}^T \quad (7.72)$$

и подстановка в него (7.68) приводит к

$$\mathbf{K}_{DD} = 2 \cdot \sigma^2 \cdot \mathbf{C} \cdot \mathbf{C}^T, \quad (7.73)$$

или, в явном виде, используя \mathbf{C} из (7.71),

$$\mathbf{K}_{DD} = 2 \cdot \sigma^2 \cdot \begin{bmatrix} 2 & 1 \\ 1 & 2 \end{bmatrix}. \quad (7.74)$$

Это выражение показывает, что двойные разности коррелированы. Весовая или корреляционная матрица $\mathbf{P}(t)$ получается обращением ковариационной матрицы:

$$\mathbf{P}(t) = \mathbf{K}_{DD}^{-1} = \frac{1}{2\sigma^2} \cdot \frac{1}{3} \cdot \begin{bmatrix} 2 & -1 \\ -1 & 2 \end{bmatrix}, \quad (7.75)$$

где были использованы две двойных разности в одну эпоху. В общем, если число двойных разностей одной эпохи равно n_{DD} , то корреляционная матрица дается как

$$\mathbf{P}(t) = \frac{1}{2\sigma^2} \cdot \frac{1}{n_{DD} + 1} \cdot \begin{bmatrix} n_{DD} & -1 & -1 & \dots \\ -1 & n_{DD} & -1 & \dots \\ -1 & & n_{DD} & \dots \\ \vdots & \dots & & n_{DD} \end{bmatrix}, \quad (7.76)$$

где размер матрицы равен $n_{DD} \times n_{DD}$. К примеру, если имеется четыре двойных разности, то в этом случае корреляционная матрица имеет размер 4×4 :

$$\mathbf{P}(t) = \frac{1}{2\sigma^2} \cdot \frac{1}{5} \cdot \begin{bmatrix} 4 & -1 & -1 & -1 \\ -1 & 4 & -1 & -1 \\ -1 & -1 & 4 & -1 \\ -1 & -1 & -1 & 4 \end{bmatrix}. \quad (7.77)$$

До сих пор рассматривалась только одна эпоха. Для эпох t_1, t_2, t_3, \dots , корреляционная матрица становится блочно-диагональной:

$$\mathbf{P}(t) = \begin{bmatrix} \mathbf{P}(t_1) & & & \\ & \mathbf{P}(t_2) & & \\ & & \mathbf{P}(t_3) & \\ & & & \ddots \end{bmatrix}, \quad (7.78)$$

где каждый элемент матрицы сам является матрицей.

Матрицы $\mathbf{P}(t_1), \mathbf{P}(t_2), \mathbf{P}(t_3), \dots$ не обязательно должны иметь одинаковую размерность, поскольку в разные эпохи может оказаться различное число двойных разностей.

Тройные разности. Уравнения тройных разностей – более сложные, поэтому необходимо рассмотреть несколько разных случаев. Ковариационная матрица тройных разностей вычисляется посредством применения правила передачи дисперсий к соотношению, см. уравнения (7.45) и (7.48):

$$\Phi_{AB}^{ij}(t_1, t_2) = \Phi_{AB}^j(t_2) - \Phi_{AB}^i(t_2) - \Phi_{AB}^j(t_1) + \Phi_{AB}^i(t_1). \quad (7.79)$$

Теперь рассмотрим две тройные разности с одинаковыми эпохами и одним общим спутником. Первая тройная разность использует спутники i, j , даваемые уравнением (7.66). Вторая тройная разность соответствует спутникам i, k :

$$\begin{aligned} \Phi_{AB}^{ij}(t_1, t_2) &= \Phi_{AB}^j(t_2) - \Phi_{AB}^i(t_2) - \Phi_{AB}^j(t_1) + \Phi_{AB}^i(t_1); \\ \Phi_{AB}^{ik}(t_1, t_2) &= \Phi_{AB}^k(t_2) - \Phi_{AB}^i(t_2) - \Phi_{AB}^k(t_1) + \Phi_{AB}^i(t_1). \end{aligned} \quad (7.80)$$

После введения ковариационной матрицы тройной разности KTD, матрицы коэффициентов C и вектора одинарных разностей SD

$$\mathbf{K}_{TD} = \begin{bmatrix} \Phi_{AB}^{ij}(t_1, t_2) \\ \Phi_{AB}^{ik}(t_1, t_2) \end{bmatrix}; \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} 1 & -1 & 0 & -1 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & -1 & -1 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{SD} = \begin{bmatrix} \Phi_{AB}^i(t_1) \\ \Phi_{AB}^j(t_1) \\ \Phi_{AB}^k(t_1) \\ \Phi_{AB}^i(t_2) \\ \Phi_{AB}^j(t_2) \\ \Phi_{AB}^k(t_2) \end{bmatrix}, \quad (7.81)$$

можно образовать матрично-векторное соотношение для тройных разностей TD (Triple Difference)

$$\mathbf{TD} = \mathbf{C} \cdot \mathbf{SD}, \quad (7.82)$$

а ковариационная матрица для тройной разности следует из

$$\mathbf{K}_{TD} = \mathbf{C} \cdot \mathbf{K}_{SD} \cdot \mathbf{C}^T, \quad (7.83)$$

или, подставляя в (7.83) формулу (7.68), получаем

$$\mathbf{K}_{TD} = 2\sigma^2 \cdot \mathbf{C} \cdot \mathbf{C}^T, \quad (7.84)$$

которое при использовании уравнений (7.81) для двух тройных разностей (7.80) дает

$$\mathbf{K}_{TD} = 2\sigma^2 \cdot \begin{bmatrix} 4 & 2 \\ 2 & 4 \end{bmatrix}. \quad (7.85)$$

Таким образом, видно, что тройные разности, как и двойные, являются математически коррелированными [Hofmann-Wellenhof et al., 2001; Капилевич, 2003].

7.2.5. Роль различных фазовых разностей в задачах позиционирования

Использование исходных фаз (называемых также «неразностными» фазами или нулевыми фазами) при их уравнивании идентично использованию одинарных, двойных и тройных разностей только в том случае, когда *математические корреляции*, введенные в процессе вычитания, включены в ковариационные матрицы. Однако часто эти условия не отвечают условиям точной эквивалентности. Тем не менее, различные разностные наблюдения играют свою роль.

Например, разности между спутниками и между станциями полезны для редактирования потерь счета циклов, в то время как тройные разности часто используются для получения предварительных координат пунктов из-за их относительно слабой чувствительности к потерям счета циклов в фазовых данных (это возникает потому, что игнорируются их математические корреляции). С другой стороны, именно двойные разности наиболее часто используются для решения базовых линий. Однако решение, основанное на двойных разностях, несовместимо с потерями счета циклов. Более того, математические корреляции обычно не учитываются (особенно в коммерческих программах), и поэтому результаты оказываются статистически неэквивалентны тем, что получаются при использовании метода без

образования разностей, но они, тем не менее, подходят для многих геодезических применений, требующих точность в несколько единиц 10^{-6} .

Влияние потерь в счете циклов на разности иллюстрируется в табл. 7.3. Предполагается, что потеря счета циклов происходит в приемнике A при наблюдении спутника i между эпохами t_2 и t_3 . Все двойные разности, начиная с эпохи t_3 , смещены на одну и ту же величину S , в то время как потеря счета циклов повлияла только на одну тройную разность. Кроме того, необходимо заметить, что нет возможности определить, какое из четырех исходных наблюдений содержит начальную потерю счета циклов, как только произошла потеря счета циклов, это становится заметно в двойных разностях от эпохи t_3 вперед по движению спутника [Rizos, 1999].

Таблица 7.3. Влияние потерь счета циклов на параметры наблюдений фазы

Исходные измерения фаз				Двойные разности	Тройные разности
Приемник A		Приемник B			
$\Phi_A^i(t_1)$	$\Phi_A^j(t_1)$	$\Phi_B^i(t_1)$	$\Phi_B^j(t_1)$	$\Phi_{AB}^{ij}(t_1)$	-
$\Phi_A^i(t_2)$	$\Phi_A^j(t_2)$	$\Phi_B^i(t_2)$	$\Phi_B^j(t_2)$	$\Phi_{AB}^{ij}(t_2)$	$\Phi_{AB}^{ij}(t_1, t_2)$
$\Phi_A^i(t_3) + S$	$\Phi_A^j(t_3)$	$\Phi_B^i(t_3)$	$\Phi_B^j(t_3)$	$\Phi_{AB}^{ij}(t_3) + S$	$\Phi_{AB}^{ij}(t_2, t_3) - S$
$\Phi_A^i(t_4) + S$	$\Phi_A^j(t_4)$	$\Phi_B^i(t_4)$	$\Phi_B^j(t_4)$	$\Phi_{AB}^{ij}(t_4) + S$	$\Phi_{AB}^{ij}(t_3, t_4)$
$\Phi_A^i(t_5) + S$	$\Phi_A^j(t_5)$	$\Phi_B^i(t_5)$	$\Phi_B^j(t_5)$	$\Phi_{AB}^{ij}(t_5) + S$	$\Phi_{AB}^{ij}(t_4, t_5)$

7.3. Комбинации фазовых данных

Передаваемые спутниками GPS и ГЛОНАСС сигналы L-диапазона подвергаются влиянию атмосферной рефракции. Остаточные влияния, сохраняющиеся после образования разностей между станциями, обычно очень малы для коротких базовых линий, и поэтому ими часто пренебрегают. Для более длинных расстояний между станциями ионосферными и тропосферными эффектами пренебрегать нельзя, поскольку:

- эти остаточные (не моделируемые) смещения ухудшают решение на неприемлемую величину, которая растет почти пропорционально длине базовой линии;
- эти эффекты влияния делают процесс разрешения неоднозначностей более трудным, поскольку они могут «нарушать» целочисленную природу параметров неоднозначностей.

Особые трудности возникают при учете ионосферной задержки, которая совершенно непредсказуема из-за ее зависимости от широты приемника, высоты спутника над горизонтом, времени суток наблюдений и уровня солнечной активности на момент наблюдений. Один из способов – это использование ионосферной модели, передаваемой спутниками в навигационном сообщении, но она учитывает только 25-50% от реальной поправки. Следовательно, поскольку влияние ионосферы составляет десятки метров, в фазовых измерениях остается значительное остаточное смещение. Вычитание между станциями понижает его до нескольких дециметров.

Более эффективный способ учета ионосферной задержки – это наблюдения на двух частотах L-диапазона. Для каждой эпохи двухчастотным спутниковым приемником можно измерить кодовые дальности P_1, P_2 и фазы несущей Φ_1, Φ_2 . Влияние ионосферы на наблюдения можно рассматривать через временную задержку I_τ , изменение фазы I_ϕ (в циклах) или задержку в расстоянии I (фазовое опережение I_ϕ или групповую задержку I_p). Эти смещения связаны соотношением (см. раздел 7.2):

$$I_\tau = \frac{I_\phi}{f} = \frac{I}{c} \approx 13.5 \cdot \frac{TEC \cdot OF(E)}{f^2}, \quad (7.86)$$

где $OF(E)$ – фактор наклона, зависящий от высоты спутника E над горизонтом станции; TEC – полное содержание электронов (Total Electron Content).

Ионосфера вызывает уменьшение в счете непрерывной фазы, но псевдодальность оказывается длиннее, чем геометрическое расстояние. Далее будет использоваться только групповая задержка I и в уравнениях псевдодальности, и в уравнениях фазы. Из уравнения (7.86) следует соотношение между задержками на частотах f_1 и f_2 :

$$f_1^2 \cdot I_1 = f_2^2 \cdot I_2. \quad (7.87)$$

Таким образом, влияние ионосферы на L2 примерно в 1.646 раз больше, чем на L1 ($1.646 \approx f_1^2 / f_2^2$), если его учитывать в линейной мере.

7.3.1. Линейные комбинации фазы

Линейная комбинация двух фаз ϕ_1 на частоте f_1 и ϕ_2 на частоте f_2 (в циклах) определяется как

$$\phi_C = n_1 \phi_1 + n_2 \phi_2, \quad (7.88a)$$

где n_1 и n_2 – произвольные числа.

Используя выражения (7.33) и (7.34), добавив в обозначениях нижний индекс для указания диапазона частот L1 или L2, можно записать:

$$\begin{aligned} \phi_{A,C}^i(t) = & \frac{mf_1 + nf_2}{c} \rho_A^i(t) + (mf_1 + nf_2)dt_A - (mf_1 + nf_2)dt^i + \\ & + (mf_1 + nf_2)\delta_A + (mf_1 + nf_2)\delta^i - mI_{A,1}^i - nI_{A,2}^i + \frac{mf_1 + nf_2}{c} T_A^i + \\ & + mN_{A,1}^i + nN_{A,2}^i + m\phi_{A,1}(t_0) - m\phi_1^i(t_0) + n\phi_{A,2}(t_0) - n\phi_2^i(t_0) + \\ & + \frac{mf_1}{c} \delta m_{A,1}^i + \frac{mf_2}{c} \delta m_{A,2}^i + \frac{mf_1}{c} \varepsilon_{A,1}^i + \frac{nf_2}{c} \varepsilon_{A,2}^i. \end{aligned} \quad (7.88b)$$

Желаемыми особенностями таких искусственных наблюдений, которые можно образовать из наблюдений на несущих L1 и L2 для целей обработки данных, являются:

- не слишком короткая, но и не слишком длинная эффективная длина волны;
- малая ионосферная задержка;
- малый уровень шума измерений;

неоднозначность, выражаемая целым числом, чтобы помочь ее разрешению. Подстановка в (7.88а) соответствующих соотношений для частот f_1 и f_2 дает

$$\phi_C = n_1 f_1 t + n_2 f_2 t = f_C t. \quad (7.89a)$$

Поэтому

$$f_C = n_1 f_1 + n_2 f_2 \quad (7.89б)$$

является частотой линейной комбинации, а

$$\lambda_C = \frac{c}{f_C} = \frac{c}{n_1 f_1 + n_2 f_2} \quad (7.89в)$$

является ее длиной волны. Неоднозначность N_C комбинации фаз определяется как

$$N_C = n_1 N_1 + n_2 N_2. \quad (7.89г)$$

Ионосферная задержка для комбинации фазы (в линейной мере) может быть получена непосредственно по формуле

$$I_C = \frac{n_1 f_1 I_1 + n_2 f_2 I_2}{n_1 f_1 + n_2 f_2}, \quad (7.90a)$$

либо через задержку I_1 на частоте L_1

$$I_C = k_I I_1, \quad (7.90б)$$

где k_I – коэффициент усиления влияния ионосферы

$$k_I = \frac{f_1}{f_2} \left(\frac{n_1 f_2 + n_2 f_1}{n_1 f_1 + n_2 f_2} \right). \quad (7.90в)$$

Если систематические ошибки (основную часть которых дает ионосферная задержка) для исходных фаз δ_1 и $\delta_2 = k\delta_1$ выражаются в единицах циклов, то для смещения комбинации фаз δ_C имеем:

$$\delta_C = n_1 \delta_1 + n_2 \delta_2 = (n_1 + k n_2) \delta_1. \quad (7.91)$$

Если у исходных фаз уровень шума (в циклах) характеризовался стандартными ошибками σ_1 и $\sigma_2 = \nu \sigma_1$, то шум линейной комбинации σ_C можно выразить, используя правило передачи ошибок, как

$$\sigma_C = \sqrt{n_1^2 \sigma_1^2 + n_2^2 \sigma_2^2} = \sigma_1 \sqrt{n_1^2 + \nu^2 n_2^2} = k_{\sigma(\phi)} \sigma_1, \quad (7.92)$$

откуда видно, что шум линейной комбинации всегда возрастает по сравнению с шумом отдельной фазы. При выражении случайных ошибок измерений исходных фаз в линейной мере ошибка комбинации фаз получается как

$$\sigma_{C(\Phi)} = k_{\sigma(\Phi)} \cdot \sigma_{\Phi}, \quad (7.93a)$$

где коэффициент усиления шума

$$k_{\sigma(\Phi)} = \frac{\lambda_2 \sqrt{n_1^2 + n_2^2}}{n_1 \lambda_2 + n_2 \lambda_1}. \quad (7.93б)$$

При этом предполагается, что шум $\sigma_1(\Phi)$ на L_1 равен шуму $\sigma_2(\Phi)$ на L_2 , когда он выражается в линейной мере

Отсюда видно, что можно подобрать такую комбинацию фаз, в которой влияние ионосферы будет сведено к минимуму. В табл. 7.4 приводятся

характеристики наиболее распространенных линейных комбинаций наблюдений фаз L1 и L2.

Таблица 7.4. Наиболее распространенные линейные комбинации наблюдений фаз на двух частотах

Название	Обозначения	Констан-ты		Длина волны (м)	Коэффициент усиления шума $k_{\sigma(\Phi)}$	Коэффициент усиления ионосферной задержки k_I
		n_1	n_2			
Первый сигнал GPS	L1	1	0	0.190	1.0	1.0
Второй сигнал GPS	L2	0	1	0.244	1.28	1.65
Комбинация, свободная от ионосферы	L3, iono-free	77	-60	0.06	3.2	0.0
Комбинация, свободная от геометрии	L4, geom-free				1.63	-0.65
Широкополосная	L5, Δ	1	-1	0.862	6.4	-1.28
Узкополосная	L6, Σ	1	1	0.107	0.8	1.28

В формуле (7.88б) расстояния предполагаются выраженными в длинах волн. Изменение $\phi_{A,C}^i(t)$ на один цикл эквивалентно либо изменению неоднозначности $N_{A,C}^i(1)$ на единицу, либо изменению того же топоцентрического расстояния «станция – спутник» на одну длину волны λ_C . Расстояние, соответствующее одной длине волны, часто называется «полосой». Комбинации с константами m и n , имеющими противоположные знаки, приводят к длинам волн, большим, чем λ_1 или λ_2 , поэтому их называют *широкополосными*, а комбинации с m и n , имеющими одинаковые знаки, приводят к длине волны, меньшей, чем λ_1 или λ_2 , из-за чего их называют *узкополосными* комбинациями.

Двухчастотные комбинации применяются не только к исходным наблюдениям фаз на L1 и L2, но также к фазовым разностям (чаще к двойным разностям фаз, из которых удалены ошибки часов) и к псевдодалностям, что дает дополнительные возможности при обработке фазовых измерений.

7.3.2. Линейные комбинации фаз с целыми числами

Простейшей комбинацией из фаз несущих ϕ_{L1} , ϕ_{L2} в уравнении (7.88а) является $n_1 = n_2 = 1$, что дает сумму

$$\phi_6 = \phi_1 + \phi_2. \quad (7.94)$$

и $n_1 = 1, n_2 = -1$, что приводит к разности

$$\phi_5 = \phi_1 - \phi_2. \quad (7.95)$$

Соответствующие длины волн, по (7.89в), равны

$$\lambda_5 = 86.2 \text{ см};$$

$$\lambda_5 = 10.7 \text{ см}.$$

Как уже указывалось, разностная комбинация ϕ_5 является узкополосной (narrow lane), а суммарная комбинация ϕ_6 – широкополосной (wide lane). Эти комбинации часто применяются для разрешения неоднозначностей фаз.

Уравнения (7.92) можно перевести в линейную меру, умножив на соответствующую длину волны λ_5 :

$$\Phi_5 = \rho - \frac{1}{f_1 - f_2} \cdot (f_1 \cdot I_1 - f_2 \cdot I_2) + \lambda_5 \cdot N_5 \quad (7.96a)$$

или, если использовать соотношение (7.87), через ионосферную задержку на L1

$$\Phi_5 = \rho + \frac{f_1}{f_2} \cdot I_1 + \lambda_5 \cdot N_5. \quad (7.96b)$$

Поэтому ионосферное влияние для L5 примерно в 1.28 раз больше, чем для наблюдений на L1 ($1.28 \approx f_1 / f_2$). Однако шум наблюдения на L5 примерно в 6 раз больше, чем у наблюдения на L1.

Преимущество комбинаций с целыми числами заключается в том, что неоднозначности фаз сохраняются целыми числами: $N_5 = N_1 - N_2$, $N_6 = N_1 + N_2$.

Ряд линейных комбинаций из L1 и L2, выведенных для некоторых бескодовых (с квадратурной обработкой сигнала) GPS приемников, для которых эффективная длина волны измерений равна половине длины волны сигнала на L2, весьма полезны. Например, «половинная широкополосная» является линейной комбинацией, аналогичной обычной разностной комбинации, образованной с использованием измерений на L1 с полной длиной волны и на L2 с половинной длиной волны. Длина волны этой комбинации равна ≈ 43 см, однако, усиление шума и смещения такие же, как для обычной разностной комбинации [Collins, 1999; Rizos, 1999].

7.3.3. Линейные комбинации с вещественными числами

Возьмем упрощенную математическую модель однонаправленной фазы несущей (в циклах), которая получается при измерениях на пункте A по спутнику i в эпоху t . При этом опустим: а) ошибки часов, которые исключаются в двойных разностях; б) смещения от тропосферы и орбиты, которые значительно уменьшаются на коротких базовых линиях. Для наблюдений на частотном канале L1:

$$\phi_{A,1}^i(t) = \left(\frac{f_1}{c}\right) \cdot \rho_A^i(t) - \left(\frac{f_1}{c}\right) \cdot I_{A,1}^i + N_{A,1}^i. \quad (7.97)$$

Подобным образом для фазы несущей на частотном канале L2 имеем:

$$\phi_{A,2}^i(t) = \left(\frac{f_2}{c}\right) \cdot \rho_A^i(t) - \left(\frac{f_2}{c}\right) \cdot I_{A,2}^i + N_{A,2}^i. \quad (7.98)$$

Здесь $\rho_A^i(t)$ – геометрические дальности до спутника; $N_{A,1}^i$ и $N_{A,2}^i$ – начальные неоднозначности фазы, причем заметим, что $N_{A,1}^i \neq N_{A,2}^i$. В

дальнейших уравнениях нижние и верхние индексы, указывающие на объекты наблюдений, а также временные аргументы, будут опущены.

Умножение каждого из приведенных уравнений наблюдений фаз на частоту сигнала и последующее вычитание дает:

$$f_1 \cdot \phi_1 - f_2 \cdot \phi_2 = \frac{f_1^2 - f_2^2}{c} \cdot \rho - \frac{1}{c} \cdot (f_1^2 \cdot I_1 - f_2^2 \cdot I_2) + f_1 \cdot N_1 - f_2 \cdot N_2, \quad (7.99)$$

где второй член в правой части уравнения (7.99) равен нулю из-за соотношения (7.96). Отсюда уравнение упрощается до следующего (все в единицах времени):

$$\frac{f_1 \cdot \phi_1 - f_2 \cdot \phi_2}{f_1^2 - f_2^2} = \frac{1}{c} \cdot \rho + \frac{f_1 \cdot N_1 - f_2 \cdot N_2}{f_1^2 - f_2^2}. \quad (7.100)$$

Чтобы объединить наблюдения фазы на L1 и L2, которые даются в циклах из различных длин волн, их нужно преобразовать в одинаковые единицы, например, приводя к частоте L1, путем умножения на f_1 :

$$\frac{f_1 \cdot (f_1 \cdot \phi_1 - f_2 \cdot \phi_2)}{f_1^2 - f_2^2} = \frac{f_1}{c} \cdot \rho + \frac{f_1 \cdot (f_1 \cdot N_1 - f_2 \cdot N_2)}{f_1^2 - f_2^2}. \quad (7.101)$$

Это дает следующее исправленное измерение фазы на L1:

$$\begin{aligned} \phi_{1, \text{iono-free}} &= \alpha_1 \cdot \phi_1 + \alpha_2 \cdot \phi_2 = \phi_1 - \left(\frac{f_2}{f_1} \right) \cdot \phi_2 = \\ &= \left(\frac{f_1}{c} \right) \cdot \rho + \alpha_1 \cdot N_1 + \alpha_2 \cdot N_2, \end{aligned} \quad (7.102)$$

где

$$\alpha_1 = \frac{f_1^2}{f_1^2 - f_2^2} \approx 2.546; \quad \alpha_2 = \frac{-f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} \approx 1.984.$$

Альтернативно, если уравнение (7.100) приводится к частоте L2, то исправленная фаза на L2 получается как:

$$\begin{aligned} \phi_{2, \text{iono-free}} &= \beta_1 \cdot \phi_1 + \beta_2 \cdot \phi_2 = \phi_2 - \left(\frac{f_1}{f_2} \right) \cdot \phi_1 = \\ &= \left(\frac{f_2}{c} \right) \cdot \rho + \beta_1 \cdot N_1 + \beta_2 \cdot N_2, \end{aligned} \quad (7.103)$$

где

$$\beta_1 = \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} \approx 1.984; \quad \beta_2 = \frac{-f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \approx -1.54.$$

Уравнения (7.102) или (7.103) представляют *линейные комбинации фазы, свободные от влияния ионосферы*, обозначаемые как *iono-free*, или L3. Соотношение между циклами на L1, L2 и L3, измеренными в единицах длин волн L1, имеет вид:

$$L3_{[\text{в циклах L1}]} \approx 2.546 L1_{[\text{в циклах L1}]} - 1.984 L2_{[\text{в циклах L2}]}, \quad (7.104a)$$

а в длинах волн L2:

$$L3_{[\text{в циклах L2}]} \approx 1.984 L1_{[\text{в циклах L1}]} - 1.54 L2_{[\text{в циклах L2}]}. \quad (7.104b)$$

Поэтому неоднозначность фазы N_3 связана с неоднозначностями на N_1 и N_2 следующим образом:

$$N3_{[\text{в циклах L1}]} \approx 2.546 N1_{[\text{в циклах L1}]} - 1.984 N2_{[\text{в циклах L2}]}; \quad (7.105a)$$

$$N3_{[\text{в циклах } L2]} \approx 1.984N1_{[\text{в циклах } L1]} - 1.54N2_{[\text{в циклах } L2]}. \quad (7.105б)$$

Следовательно, N3 не является целой комбинацией из неоднозначностей на L1 и L2.

Необходимо подчеркнуть, что фазы ϕ_1 и ϕ_2 даются, соответственно, на частотах L1 и L2 с длинами волн λ_1 (≈ 0.19 м) и λ_2 (≈ 0.24 м). Чтобы получить наблюдение L3 в метрах, необходимо обе части уравнения (7.102) умножить на λ_1 , или обе части уравнения (7.103) умножить на λ_2 .

К сожалению, комбинации L3 (фазы или псевдодалности) имеют шум примерно в три раза выше, чем шум наблюдений на L1.

Ионосферно-свободная комбинация псевдодалностей получена в разделе 6.2, приведем ее уравнение:

$$P_{iono-free} = \rho = \frac{f_1^2 \cdot P_1 - f_2^2 \cdot P_2}{f_1^2 - f_2^2}. \quad (7.106)$$

Заметим: все выведенные здесь выражения являются справедливыми для двойных разностей фаз или кодовых псевдодалностей, поскольку они получены для однопутных наблюдений. Например, уравнение (7.102) для линии AB и спутников ij можно записать как [Rizos, 1999]:

$$\Phi_{AB,1,iono-free}^{ij} = \left(\frac{f_1}{c} \right) \cdot \rho_{AB}^{ij} + \alpha_1 \cdot N_{AB,1}^{ij} + \alpha_2 \cdot N_{AB,2}^{ij}. \quad (7.107)$$

7.3.4. Ионосферная комбинация, свободная от геометрии

Ее также иногда называют комбинацией L4. Ионосферный компонент можно исключить, используя уравнения (7.97) и (7.98). Оба измерения в этих уравнениях преобразуются в линейную меру (умножением уравнения (7.97) на $\lambda_1 = c/f_1$, а уравнения (7.98) – на $\lambda_2 = c/f_2$), а затем находится разность:

$$\Phi_{geom-free} = \Phi_4 = \Phi_1 - \Phi_2 = \lambda_1 N_1 - \lambda_2 N_2 - I_1 + I_2, \quad (7.108)$$

или, используя ионосферную задержку только для L1 (с помощью уравнения (7.87)):

$$\Phi_{geom-free} = \Phi_4 = \lambda_1 N_1 - \lambda_2 N_2 + 0.646 \cdot I_1. \quad (7.109)$$

Как видно, первые два члена в правой части уравнения (7.109) являются постоянными, следовательно, любое изменение в комбинации L4 представляет только изменение в ионосферном влиянии на L1 (но это только 0.646 от влияния на наблюдение L1). Это происходит до тех пор, пока нет потери счета циклов на L1 (то есть, N_1 становится не постоянной) или на L2 (N_2 становится не постоянной). Поэтому, будучи вычисленным по фазовым двухчастотным данным, значение комбинации фаз L4 при нормальном процессе измерений изменяется плавно, поскольку ионосферная задержка изменяется медленно, и любой внезапный «скачок» в этом значении можно интерпретировать как потерю счета циклов на L1 или L2. Уравнение (7.109) не содержит расстояния «спутник – приемник», что объясняет название комбинации как «свободная от геометрии». Шум в комбинации L4 в $\sqrt{2}$ раз больше, чем шум на L1 или L2 [Rizos, 1999].

В случае наблюдений псевдодалностей на L1 и L2 можно подобным образом получить ионосферную комбинацию, свободную от геометрии,

$$P_4 = P_1 - P_2 = I_1 - I_2 = I_1 - \left(\frac{f_1^2}{f_2^2} \right) \cdot I_1 = -0.646 \cdot I_1. \quad (7.110)$$

Уравнение (7.110) подразумевает, что *ионосферную задержку можно измерить непосредственно по наблюдениям на двух частотах P-кодовых псевдодальностей*. Однако эта задержка оказывается грубой из-за «шума» данных и многопутности. Ошибка в ионосферной задержке может быть на уровне дециметра и более. Такой большой шум может «утопить» ионосферный сигнал, даже умноженный на коэффициент 0.646. Если имеются достаточно обширные ряды данных, то шум и многопутность можно усреднить, «сглаживая» ряды P_4 или подбирая полином [Rizos, 1999; Teunissen et al., 1998].

7.4. Комбинации псевдодальностей и фазы

7.4.1. 7.4.1. Возможности комбинаций фазы несущей и псевдодальности

Комбинации одно- или двухчастотных фаз и псевдодальностей могут быть полезны для нескольких целей:

- разрешение неоднозначностей фаз;
- выявление потерь счета циклов;
- ионосферные исследования;
- исследование многопутности псевдодальностей;
- сглаживание псевдодальностей.

Чтобы помочь последующему обсуждению, уравнения наблюдений фазы (в линейной мере) и псевдодальностей используются без верхних и нижних индексов и без явного включения членов от тропосферы, ошибок часов и орбит, но с сохранением шума измерений:

$$\Phi_1 = \rho - I_1 + N_1 + \varepsilon_{\Phi 1}; \quad (7.111a)$$

$$P_1 = \rho + I_1 + e_1; \quad (7.111б)$$

$$\Phi_2 = \rho - I_2 + N_2 + \varepsilon_{\Phi 2}; \quad (7.111в)$$

$$P_2 = \rho + I_2 + e_2. \quad (7.111г)$$

Анализ приведенных уравнений приводит к следующим выводам.

1. *Различие между уравнениями псевдодальностей и фазы выражается:*
 - а) в присутствии неоднозначностей N для фазы; б) в противоположных знаках ионосферной задержки; в) в значительно большем шуме у псевдодальности.
2. Член многопутности в уравнения не включен, но псевдодальность значительно более чувствительна к многопутности, ее влияние будет в 100 – 200 раз больше, чем в наблюдениях фазы.
3. Суммарная комбинация псевдодальности и фазы (на одной и той же частоте несущей) приводит к исключению ионосферной задержки.
4. Разностная комбинация псевдодальности и фазы (на одной и той же частоте) приводит к исключению геометрического расстояния и, следовательно, ведет к выделению ионосферной задержки для ее дальнейшего исследования.
5. Суммарная комбинация псевдодальности на L1 и фазы на L1 приводит к исключению ионосферной задержки на L1, а такая же комбинация на L2 – к исключению ионосферной задержки на L2.

б. Разностная комбинация псевдодальности на L1 и псевдодальности на L2 ведет к *исключению геометрического расстояния и выделению разности ионосферных задержек между L1 и L2, а разностная комбинация фазы L1 и фазы L2 – к исключению геометрической дальности и разности ионосферных задержек между L1 и L2* [Teunissen et al., 1998; Rizos, 1999].

7.4.2. Сглаживание двухчастотных кодовых псевдодальностей по фазе несущей

Здесь ставится цель показать принцип сглаживания кодовой псевдодальности посредством фазовых измерений. Это важный фактор при точном позиционировании в реальном времени.

Предположим, что в эпоху t_1 получены кодовые псевдодальности на двух частотах $P_1(t_1), P_2(t_1)$ и фазовые псевдодальности $\Phi_1(t_1), \Phi_2(t_1)$. Далее предположим, что кодовые псевдодальности выражены в циклах (но все еще оставим прежнее обозначение P), разделив их на соответствующую длину волны. Используя две частоты f_1, f_2 для кодовых псевдодальностей, образуется комбинация

$$P(t_1) = \frac{f_1 P_1(t_1) - f_2 P_2(t_1)}{f_1 + f_2} \quad (7.112)$$

и широкополосный сигнал

$$\Phi(t_1) = \Phi_1(t_1) - \Phi_2(t_1) \quad (7.113)$$

для фазовых псевдодальностей. Из уравнения (7.112) можно видеть, что шум комбинированной кодовой псевдодальности $P(t_1)$ уменьшается с коэффициентом 0.7 по сравнению с шумом одного кодового измерения. Увеличение шума широкополосного сигнала в $\sqrt{2}$ раз не оказывает влияния, поскольку шум фазовых псевдодальностей значительно ниже, чем шум кодовых псевдодальностей. Заметим, что оба сигнала, и $P(t_1)$, и $\Phi(t_1)$, имеют одну и ту же частоту, и, следовательно, одну и ту же длину волны, что можно проверить по уравнению (7.88).

Комбинации (7.112) и (7.113) образуются для каждой эпохи. В дополнение для всех эпох t_i после t_1 экстраполируются значения кодовых псевдодальностей $P(t_i)_{ex}$, которые можно вычислить как

$$P(t_i)_{ex} = P(t_1) + \Phi(t_i) - \Phi(t_1). \quad (7.114)$$

Наконец, образуется сглаженная величина $P(t_i)_{sm}$ как арифметическое среднее

$$P(t_i)_{sm} = \frac{1}{2} (P(t_i) + P(t_i)_{ex}). \quad (7.115)$$

Обобщая приведенные выше формулы для произвольной эпохи t_i (с предшествующей эпохой t_{i-1}), получаем рекурсивный алгоритм как

$$P(t_i) = \frac{f_1 P_1(t_i) - f_2 P_2(t_i)}{f_1 + f_2};$$

$$\Phi(t_i) = \Phi_1(t_i) - \Phi_2(t_i);$$

$$P(t_i)_{ex} = P(t_{i-1})_{sm} + \Phi(t_i) - \Phi(t_{i-1});$$

$$P(t_i)_{sm} = \frac{1}{2} (P(t_i) + P(t_i)_{ex}). \quad (7.116)$$

который работает при начальном условии $P(t_1) = P(t_1)_{ex} = P(t_1)_{sm}$ для всех $i > 1$.

Приведенный алгоритм предполагает, что все данные не содержат больших ошибок. Однако данные фазы несущей чувствительны к изменениям в целой неоднозначности, например, из-за потери счета циклов. Чтобы обойти эту проблему, делается следующее изменение в алгоритме. Используя те же самые обозначения, что и прежде для эпохи t_i , сглаженная кодовая псевдодалность получается как

$$P(t_i)_{sm} = wP(t_i) + (1-w)P(t_i)_{sm} + \Phi(t_i) - \Phi(t_{i-1}), \quad (7.117)$$

где w – зависящий от времени весовой коэффициент. Для первой эпохи $i = 1$, и вес устанавливается $w = 1$; таким образом придавая полный вес первой измеренной псевдодалности. Для последующих эпох вес фазы кода постепенно уменьшается, таким образом ограничивая влияние фаз несущей. Уменьшение веса на 0.01 от эпохи к эпохе было проверено на кинематическом эксперименте с наблюдениями через 1 с. После 100 с учитывалась только сглаженная величина, оцененная через фазовое расстояние. Как и в случае с потерей счета циклов, алгоритм должен провалиться. Простой контроль разности фаз несущей для двух последовательных эпох по доплеровскому сдвигу, умноженному на временной интервал, может выявлять неправильности в данных, такие, как потери счета циклов. После потери счета циклов вес устанавливается на $w = 1$, что полностью устраняет влияние ошибочных фазовых данных. Ключ этого подхода состоит в том, что потеря счета циклов должна выявляться, но не может исправляться.

Другой алгоритм сглаживания кодовых псевдодалностей использует фазовые разности $\Delta\Phi(t_i, t_1)$, полученным интегрированием доплеровского сдвига между текущей эпохой t_i и стартовой эпохой t_1 . Заметим, что интегральные доплеровские сдвиги нечувствительны к потерям счета циклов. Из каждой кодовой псевдодалности $P(t_i)$ эпохи t_i оценка кодовой псевдодалности в эпоху t_1 может даваться как

$$P(t_1)_i = P(t_i) - \Delta\Phi(t_i, t_1), \quad (7.118)$$

где нижний индекс i в левой части уравнения указывает на эпоху, из которой вычисляется кодовая псевдодалность $P(t_1)$. Получая такую оценку последовательно для каждой эпохи, арифметическое среднее $P(t_1)_m$ кодовой псевдодалности для n эпох вычисляется как

$$P(t_1)_m = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n P(t_1)_i, \quad (7.119)$$

а сглаженная кодовая псевдодалность для произвольной эпохи получается из соотношения:

$$P(t_i)_{sm} = P(t_1)_m + \Delta\Phi(t_i, t_1). \quad (7.120)$$

Преимущество этой методики лежит в снижении уровня шума в начальной кодовой псевдодалности при усреднении произвольного числа n измеренных кодовых псевдодалностей. Заметим, что три формулы (7.118) – (7.120) можно успешно применять последовательно эпоха за эпохой, где арифметическое среднее должно обновляться от эпохи к эпохе. При использовании тех же обозначений формула (7.120) работает для эпохи t_1 , в которую, конечно, $\Delta\Phi(t_i, t_1)$

равно нулю, и никакого эффекта сглаживания нет [Hofmann-Wellenhof et al., 2001].

Все алгоритмы сглаживания также применимы, если имеются только одночастотные данные. В этом случае $P(t_i)$, $\Phi(t_i)$ и $\Delta\Phi(t_i, t_1)$ означают, соответственно, одночастотную кодовую псевдодальность, псевдодальность по фазе несущей и разность фаз.

7.4.3. Сглаживание одночастотных кодовых псевдодальностей по фазе несущей

Поскольку слежение за фазой непрерывное, то измерения фазы несущей дают точные и не содержащие неоднозначностей изменения в псевдодальностях между двумя эпохами. В этом разделе проверим, как использовать приращения в точных фазовых данных для сглаживания одночастотных кодовых псевдодальностей.

Для объединения измерений кода и фазы более удобно представлять фазовые измерения в единицах расстояний, подобно измерениям псевдодальностей. Измерениями являются

$$P(t) = \rho(t) + c[dt_A(t) - dt^i(t - \tau)] + I(t) + T(t) + e(t); \quad (7.121)$$

$$\Phi(t) = \lambda\phi(t) = \rho(t) + c[dt_A(t) - dt^i(t - \tau)] - I(t) + T(t) + \lambda N + \varepsilon(t). \quad (7.122)$$

Оба измерения производятся по одному и тому же спутнику, его номер для простоты будет опущен. Определим свободную от ионосферы псевдодальность P^* как

$$P^*(t) = \rho(t) + c[dt_A(t) - dt^i(t - \tau)] + T(t).$$

Перепишем уравнения измерений кода и фазы несущей как

$$P(t) = P^*(t) + I(t) + e(t); \quad (7.123)$$

$$\Phi(t) = P^*(t) - I(t) + \lambda N + \varepsilon(t).$$

Мы имеем два уравнения с тремя неизвестными. Получим изменения в измерениях кода и фазы между двумя эпохами t_{i-1} и t

$$\Delta P(t_i) = P(t_i) - P(t_{i-1}) = \Delta P^*(t_i) + \Delta I(t_i) + \Delta e(t_i); \quad (7.124)$$

$$\Delta\Phi(t_i) = \Phi(t_i) - \Phi(t_{i-1}) = \Delta P^*(t_i) - \Delta I(t_i) + \Delta\varepsilon(t_i),$$

где ΔP^* – изменение в свободной от влияния ионосферы псевдодальности между двумя эпохами измерений. Подобным образом, ΔI – соответствующее изменение в ионосферной задержке, а Δe и $\Delta\varepsilon$ – изменение шума. Теперь имеем два уравнения с двумя неизвестными. Член шума в первом уравнении имеет метровый уровень, а во втором уравнении – сантиметровый уровень. Можно задать соответствующие веса двум измерениям и найти два неизвестных: $\Delta P^*(t)$ и $\Delta I(t)$. Альтернатива – не обращать внимание на $\Delta I(t)$, которое должно быть очень малым, если эпохи измерений расположены достаточно тесно, и использовать $\Delta\Phi(t_i)$ в качестве точной оценки $\Delta P^*(t)$. Если имеется какая-то возможность получить точную оценку $P(t_0)$, то можно построить все псевдодальности на период наблюдений, используя псевдодальности, полученные по приращениям фазы.

Действительно, оценку $\rho(t_0)$ можно получить из каждой эпохи как

$$\bar{P}(t_0)_i = P(t_i) - [\Phi(t_i) - \Phi(t_0)]. \quad (7.125)$$

Можно просто усреднить эти оценки за n эпох и получить

$$\bar{P}(t_0) = \frac{1}{n} \sum_i \bar{P}(t_0)_i. \quad (7.126)$$

Получив оценку $\bar{P}(t_0)$, можно уточнить сглаженные псевдодальности как

$$\bar{P}(t_0)_i = \bar{P}(t_0) - [\Phi(t_i) - \Phi(t_0)]. \quad (7.127)$$

В настоящее время сглаживание измерений псевдодальностей по фазе несущей является обычной процедурой в спутниковых приемниках. Существенным улучшением этой идеи является рекурсивный фильтр с длиной в M эпох:

$$\bar{\rho}(t_i) = \frac{1}{m} \rho(t_i) + \frac{(M-1)}{M} [\bar{\rho}(t_{i-1}) + (\Phi(t_i) - \Phi(t_{i-1}))]; \quad (7.128)$$

$$\bar{\rho}(t_1) = \rho(t_1).$$

Фильтр лучше «взвешивает» измерения фазы несущей, чем измерения по кодам. Заметим, что в выводе (7.127) были проигнорированы какие-либо изменения в ионосфере между эпохами измерений. Поскольку такие изменения незначительны на нескольких эпохах, нужно позаботиться о том, чтобы неучет изменений становился значительным на M эпохах. Действительно, двойной эффект этого изменения отражен в фильтре (7.128), поскольку изменение у фазы и псевдодальности происходит в противоположных направлениях.

В описанном в книге [Misra, Enge, 2001] эксперименте фильтр со сглаживанием на 100-секундном интервале уменьшает среднюю квадратическую ошибку псевдодальности с 4 до 1.7 м. Возможно также сглаживание псевдодальностей по измерениям доплеровского сдвига частоты, который, в отличие от фазовых измерений, не зависит от потерь счета циклов [Cheng, 1999].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абалакин, В.К. Основы эфемеридной астрономии [Текст] / В.К. Абалакин. – М.: Наука, 1980. – 448 с.
2. Абалакин, В.К. Геодезическая астрономия и астрометрия: Справ. пособие [Текст] / В.К. Абалакин, И.И. Краснорылов, Ю.В. Плахов. – М.: Картоцентр: Геодезиздат, 1996. – 435 с.
3. Антонович, К.М. Совместное использование метеоданных наземных и аэрологических наблюдений при обработке спутниковых измерений [Текст] / К.М. Антонович, Е.К. Фролова // Вестник СГГА, вып. 8. – Новосибирск: СГГА, 2003. – С. 8 – 13.
4. Антонович, К.М. Этапы развития спутниковых технологий с применением систем GPS/ГЛОНАСС [Текст] / К.М. Антонович // Геопрофи. – 2003. – № 2. – С. 6 – 10.
5. Базлов, Ю.А. Параметры связи систем координат [Текст] / Ю.А. Базлов, А.П. Герасимов, Г.Н. Ефимов, К.К. Насретдинов // Геодезия и картография. – 1996. – № 8. – С. 6 – 7.
6. Балк, М.Б. Элементы динамики космического полета [Текст] / М.Б. Балк. – М.: Наука, 1965.
7. Баранов, В.Н. Космическая геодезия [Текст] / В.Н. Баранов, Е.Г. Бойко, И.И. Краснорылов и др. – М.: Недра, 1986. – 407 с.
8. Бойков, В.В. Опыт создания геоцентрической системы координат ПЗ-90 [Текст] / В.В. Бойков, В.Ф. Галазин, Б.Л. Каплан и др. // Геодезия и картография. – 1993. – № 11. – С. 17 – 21.
9. Болдин, В.А. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС [Текст] / В.А. Болдин, В.И. Зубинский, Ю.Г. Зурабов и др. / Под ред. В.Н. Харисова, А.И. Перова, В.А. Болдина. – 2-е изд., исправ. – М.: ИПРЖР, 1999. – 560 с.
10. Владимиров, А. В полете – тройка «Ураганов» [Электронный ресурс] / А. Владимиров // «Новости космонавтики». – 1999. – № 2, 3. – Режим доступа: <http://www.glonass-center.ru/>
11. Галазин, В.Ф. Параметры Земли 1990 года (ПЗ-90) [Текст] / В.Ф. Галазин, Б.Л. Каплан, М.Г. Лебедев и др. / Под общей ред. В.В. Хвостова. – М.: Координац. научно-информ. центр, 1998. – 37 с.
12. Галазин, В.Ф. Совместное использование GPS и ГЛОНАСС: оценка точности различных способов установления связи между ПЗ-90 и WGS-84 [Текст] / В.Ф. Галазин, Ю.А. Базлов, Б.Л. Каплан, В.Г. Максимов // «Навигация-97». Сб. трудов второй Межд. конф. «Планирование глобальной радионавигации», 24-26 июня 1997 г. Т. I, II. – М.: НТЦ «Интернавигация», 1997. – С. 299 – 310.
13. Герасимов, А.П. Уравнивание государственной геодезической сети. [Текст] / А.П. Герасимов. – М.: Картоцентр: Геодезиздат, 1996. – 216 с.
14. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейс. контрол. док. (редакция 5.0) [Электронный ресурс] – М.: Координац. науч.-информ. центр ВКС России, 2002. – 57 с. – Режим доступа: <http://www.glonass-center.ru>

15. ГОСТ Р 51794-2001. Аппаратура радионавигационная глобальной навигационной спутниковой системы и глобальной системы позиционирования. Системы координат. Методы преобразования координат определяемых точек [Текст] – М.: Изд-во стандартов, 2001. – 11 с.

16. Жуков, А.В. Практикум по спутниковому позиционированию / А.В. Жуков, Б.Б. Серапинас / Под ред. Ю.Ф. Книжникова [Текст] – М.: Географический факультет МГУ, 2002. – 120 с.

17. Изотов, А.А. Основы спутниковой геодезии [Текст] / А.А. Изотов, В.И. Зубинский, Н.Л. Макаренко, А.М. Микиша. – М.: Недра, 1974. – 329 с.

18. Капилевич, Д.И. Учет ковариационных зависимостей спутниковых геодезических измерений [Текст] / Д.И. Капилевич // Геодезия и картография. – 2003. – № 12. – С. 6 – 11.

19. Карпик, А.П. Методологические и технологические основы геоинформационного обеспечения территорий: Монография [Текст] / А.П. Карпик. – Новосибирск: СГГА, 2004. – 260 с.

20. Кауфман, М.Б. Характеристики работы Государственной службы ПВЗ России по результатам анализа данных за 1993 г. [Текст] / М.Б. Кауфман // Тр. Рос. симпоз. «Метрология времени и пространства» 11-13 окт. 1994 г. – Менделеево (Моск. обл., Россия): ИМВП ГП «ВНИИФТРИ», 1994. – С. 64 – 69.

21. Кораблев, М.Е. Геодезический приемник ГЛОНАСС/GPS ГЕО-161 [Текст] / М.Е. Кораблев, Б.Б. Тикко // Геопрофи. – 2004. – № 5. – С. 8 – 11.

22. Лукашова, М.В. Небесное эфемеридное начало (СЕО) [Текст] / М.В. Лукашова, М.Л. Свешникова // Труды ИПА РАН, вып. 10. Расширенное объяснение к «Астрономическому ежегоднику» – СПб.: ИПА РАН, 2004. – С. 186 – 206.

23. Лукашова, М.В. Теория астрономических редукций [Текст] / М.В. Лукашова, Л.И. Румянцева, М.Л. Свешникова // Труды ИПА РАН, вып. 10. Расширенное объяснение к «Астрономическому ежегоднику» – СПб.: ИПА РАН, 2004. – С. 135 – 185.

24. Макаренко, Н.Л. Единая государственная система геодезических координат 1995 года (СК-95) [Текст] / Н.Л. Макаренко, Г.В. Демьянов, Е.В. Новиков и др. / Под ред. А.А. Дращюка. – М.: Федерал. служба геодезии и картографии России, 2000. – 34 с.

25. Машимов, М.М. Планетарные теории геодезии [Текст] / М.М. Машимов. – М.: Недра, 1982. – 261 с.

26. Молоденский, М.С. Методы изучения внешнего гравитационного поля и фигуры Земли [Текст] / М.С. Молоденский, В.Ф. Еремеев, М.И. Юркина / Тр. ЦНИИГАиК, вып. 131. – М.: Геодезиздат, 1961. – 252 с.

27. Мориц, Г. Вращение Земли: теория и наблюдения [Текст] / Г. Мориц, А. Мюллер / Пер. с англ. – Киев: Наукова думка, 1992. – 512 с.

28. Национальный отчет Федеральной службы геодезии и картографии 1993 – 1994 [Текст] – М.: ЦНИИГАиК, 1995. – 62 с.

29. Невдяев, Л. Космический радиомаяк России. Ч. 2. Навигационные устройства потребителей [Электронный ресурс] / Л. Невдяев – Режим доступа: http://www.osp.ru/nets/2000/01/102_print.htm

30. Одуан, К. Измерение времени. Основы GPS [Текст] / К. Одуан, Б. Гино. – М.: Техносфера, 2002. – 400 с.
31. Основные положения о Государственной геодезической сети России. (Проект) [Текст] – М., 1997. – 18 с.
32. Основные положения о Государственной геодезической сети Российской Федерации. – ГКИНП (ГНТА) – 01-006-03. – М., 2004. – 28 с.
33. Пеллинен, Л.П. Высшая геодезия (Теоретическая геодезия) [Текст] / Л.П. Пеллинен. – М.: Недра, 1978. – 264 с.
34. Постнов, А.В. Основы геодезического обеспечения археологических исследований с применением спутниковых навигационных приемников [Текст] / А.В. Постнов, Е.Г. Вергунов. – Новосибирск: Свет, 2003. – 160 с.
35. Пучков, В.Ю. Учет релятивистских и гравитационных эффектов при обработке результатов измерений в системе NAVSTAR [Текст] / В.Ю. Пучков, В.С. Шебшаевич // Зарубежная радиоэлектроника. – 1989. – № 1. – С. 54 – 60.
36. РТМ 68-14-01. Спутниковая технология геодезических работ. Термины и определения [Текст] – М.: ЦНИИГАиК, 2001. – 29 с.
37. Саастамойнен, Ю. Тропосферная и стратосферная поправки радиослежения ИСЗ [Текст] / Ю. Саастамойнен // Использование искусственных спутников в геодезии / Под ред. С. Хенриксена, А. Манчини, Б. Човица. – М.: Мир, 1975. – С. 349 – 356.
38. Салищев, В.А. Станция мониторинга радионавигационных полей систем ГЛОНАСС – GPS и определения дифференциальных поправок [Текст] / В.А. Салищев, В.В. Дворкин, А.А. Виноградов, А.М. Буркеев // «Радиотехника». – 1996. – № 1. – С. 89 – 93.
39. Серапинас Б.Б. Введение в ГЛОНАСС и GPS измерения: Учеб. пособие [Текст] / Серапинас Б.Б. – Ижевск: Удм. гос. ун-т, 1999. – 93 с.
40. Синякин А.К. Принципы работы глобальных систем местоопределения (GPS): Учеб. пособие [Текст] / А.К. Синякин. – Новосибирск: СГГА, 1996. – 57 с.
41. Соловьев, Ю.А. Системы спутниковой навигации [Текст] / Ю.А. Соловьев. – М.: Эко-Трендз, 2000. – 267 с.
42. Татевян, С.К. Использование спутниковых позиционных систем для геодинамических исследований [Текст] / С.К. Татевян, С.П. Кузин, С.П. Ораевская // Геодезия и картография. – 2004. – № 6. – С. 33 – 44.
43. Тихонравов, М.К. Основы теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли [Текст] / М.К. Тихонравов, И.М. Яцунский, Г.Ю. Максимов и др. – М.: Машиностроение, 1967. – 296 с.
44. Урмаев, М.С. Орбитальные методы космической геодезии [Текст] / М.С. Урмаев. – М.: Недра, 1981. – 256 с.
45. Чмых, М.К. Расширение функциональных возможностей глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС на основе фазовых методов [Текст] / М.К. Чмых // Тр. междунар. науч.-техн. конф. «Спутниковые системы связи и навигации», Красноярск, 30 сент. – 3 окт. 1997 г. Т. 1. – Красноярск: КГТУ, 1997. – С. 92 – 99.

46. Чолий, В.Я. Сравнение различных реализаций земной системы координат, построенных по данным лазерной локации искусственных спутников Земли [Текст] / В.Я. Чолий // Кинематика и физика небес. тел, 1987. – Т. 3, № 4. – С. 75 – 79.

47. Шануров, Г.А. Геотроника. Наземные спутниковые радиоэлектронные средства и методы выполнения геодезических работ: Учеб. пособие [Текст] / Г.А. Шануров, С.Р. Мельников. – М.: УПП «Репрография» МИИГАиК, 2001. – 136 с.

48. Шебшаевич, В.С. Сетевые спутниковые радионавигационные системы [Текст] / В.С. Шебшаевич, П.П. Дмитриев, Н.В. Иванцевич и др. / М.: Радио и связь, 1993. – 408 с.

49. Юркина, М.И. Вопросы счета высот в зарубежных публикациях [Текст] / М.И. Юркина // Геодезия и картография. – 1996а. – № 2. – С. 55 – 57.

50. Юркина, М.И. Действующие системы координат в России [Текст] / М.И. Юркина, Л.И. Серебрякова // Известия вузов «Геодезия и аэрофотосъемка». – 2001. – № 3. – С. 40 – 53.

51. Юркина, М.И. Общеземная система высот и морская поверхность [Текст] / М.И. Юркина // Науч.-техн. сб. по геодезии, аэрокосмич. съемкам и картографии. – М.: ЦНИИГАиК, 1996б. – С. 46 – 65.

52. Яковлев, Н.В. Высшая геодезия: Учеб. для вузов [Текст] / Н.В. Яковлев. – М.: Недра, 1989. – 445 с.

53. Alber, C. GPS surveying with 1 mm precision using corrections for atmospheric slant path delay [Text] / C. Alber, R. Ware, C. Rocken, F. Solheim // Geophysical Research Letters, Vol. 24, No. 15. – August 1997. – P. 1859-1862. – АНГЛ.

54. Askne, J. Estimation of tropospheric delay for microwaves from surface weather data [Text] / J. Askne, and H. Nordius // Radio Science. – V. 22. – 1987. – P. 379-386. – АНГЛ.

55. Bar-Sever, Y.E. Estimating horizontal gradients of tropospheric path delay with a single GPS receiver [Text] / Y.E. Bar-Sever, P. Kroger, J.A. Börjesson // J. of Geoph. Research, Vol. 103. – 1998. – P. 5019-5035. – АНГЛ.

56. Beutler, G. Accuracy and biases in the geodetic application of the Global Positioning System [Text] / G. Beutler, I. Bauersima, S. Botton et al. // Manuscripta geodaetica. – 1989. – Vol. 14. – P. 28-35. – АНГЛ.

57. Bevis, M. GPS Meteorology: Remote Sensing of Atmospheric Water Vapor Using the Global Positioning System [Text] / M. Bevis, S. Businger, T.A. Herring // Journal of Geophysical Research, Vol. 97, No. D14, October 20, 1992. – P. 15787-15801. – АНГЛ.

58. Black, H.D. An Easily Implemented Algorithm for the Tropospheric Range Correction [Text] / H.D. Black // J. of Geophysical Research. – 1978. – Vol. 83, N. B4.– P. 1825-1828. – АНГЛ.

59. Black, H.D. Correcting Satellite Doppler Data for Tropospheric Effects [Text] / H.D. Black, A. Eisener // Journal of Geophysical Research / H.D. Black, A. Eisener. – 1984. – Vol. 89, N. D2. – P. 2616-2626. – АНГЛ.

60. Blewitt G. The Global Positioning System Geodesy Odyssey / G. Blewitt, E.R. Swift, T.P. Yunck et al. // Navigation, Journ. of the Inst. of Navigation, Vol. 49, No. 1. – Spring 2002. – P. 7-34. – АНГЛ.
61. Bock, Y. Establishment of three-dimensional geodetic control by interferometry with the Global Positioning System [Text] / Y. Bock, R.I. Abbot, C.C. Counselman III et al. // J. of Geophys. Res., 1985, V. 90 (B9). – P. 7689-7703. – АНГЛ.
62. Botton, S. GPS localisation et navigation [Text] / S. Botton, F. Duquenne, Y. Egels et al. – Paris: Hermès, 1997. – 160 p. – Франц.
63. Borkowski, K.M. Accurate algorithms to transform geocentric to geodetic coordinates [Text] / K.M. Borkowski // Bull. Géod. – Vol. 63. – 1989. – P. 50-56. – АНГЛ.
64. Boucher, C. ITRS, PZ-90 and WGS 84: current realizations and the related transformation parameters [Text] / C. Boucher, Z. Altamimi // Journal of Geodesy, Vol. 75, No. 11. – 2001. – P. 613-619. – АНГЛ.
65. Boucher, C. The ITRF and its relationship to GPS [Text] / C. Boucher, Z. Altamimi. // GPS World. – Vol. 7, N 9. – 1996. – P. 71- 74. – АНГЛ.
66. Brown A. Extended differential GPS [Text] / A. Brown // Navigation Vol. 36, No. 3. – 1989. – P. 265 – 285. – АНГЛ.
67. Brunner, F.K. Effect of troposphere on GPS measurements. [Text] / F.K. Brunner, W.M. Welsch // GPS World. – 1993. – Vol. 4, N 1. – P. 42 – 51. – АНГЛ.
68. Burša, M. Space geodesy and space geodynamics [Text] / M. Burša, J. Kostelecký – Prague: Military Geographic Institute, 1999. – 460 p. – АНГЛ.
69. Butsch, F.A. Growing Concern Radiofrequency Interference and GPS. [Text] / F.A. Butsch // GPS World, Vol. 13, No. 10. – 2002. – P. 40, 42, 44-46, 48-49. – АНГЛ.
70. Capitaine, N. Definition of the Celestial Ephemeris Origin and of UT1 in the International Celestial Reference Frame [Electronic resource] / N. Capitaine, B. Guinot, D.D. McCarthy. – 1999. – АНГЛ. – Режим доступа: <http://aa.springer.de/papers/0355001/2300398/small.htm>
71. Chen, G. A. Effects of atmospheric azimuthal asymmetry of the analysis of space geodetic data [Text] / G. Chen, T. Herring // Journal of Geophysical Research, Vol. 102, No. B9, PP 20489-20502, Sept. 10, 1997. – АНГЛ.
72. Cheng, P. Remarks on Doppler-aided smoothing of code ranges [Text] / P. Cheng // J. of Geodesy, Vol. 73, No. 1. – 1999. – P. 23-28. – АНГЛ.
73. Collins, J.P. An overview of GPS inter-frequency carrier phase combinations [Electronic resource] / J.P. Collins. – October 1999, UNB/GSD. – АНГЛ. – Режим доступа: <http://gauss.gge.unb.ca/papers.pdf/L1L2combinations.collins.pdf>
74. Dale, S.A. Position-Fixing Using the USSR's GLONASS C/A Code [Text] / S.A. Dale, I.D. Kitching, P. Daly // IEEE Aerosp. and Electron. Syst. Mag. – 1989. – Vol. 4, № 2. – P. 3-10. – АНГЛ.
75. Davis, J.L. Geodesy by radio interferometry: effects of atmospheric modeling errors on estimates of baseline length [Text] / J.L. Davis, T.A. Herring, I.I. Shapiro, A.E. Rogers and G. Elgered // Radio Science, 1985. V. 20, No. 6. – P. 1593-1607. – АНГЛ.

76. Diep, Dao. Location-based services: technical and business issues [Text] / Diep Dao, C. Rizos, J. Wang // GPS Solutions, Vol. 6, No. 3. – 2002. – P. 169-178. – АНГЛ.

77. van Dierendonck, A.J. Theory and Performance of Narrow Correlator Spacing in a GPS Receiver [Text] / A.J. van Dierendonck, P. Fenton, T. Ford // Navigation, 39(3). 1992. – P. 265-283. – АНГЛ.

78. DMA Technical Report 8350.2 Department of Defence World Geodetic System 1984, Its Definition and Relationship with local geodetic Systems; DMA TR 8350.2; 2nd edition. [Text] – Washington, DC: Headquarters, Defence Mapping Agency; 1 September 1991. – 170 p. – АНГЛ.

79. Elósegui, P. Geodesy using the Global Positioning System: The effects of signal scattering on estimates of site position [Text] / P. Elósegui, J.L. Davis, R.T.K. Jaldehag et al. // Journal of Geophysical Research, Vol. 100, No. B7. – 1995. – P. 9921-9934. – АНГЛ.

80. Emardson, T.R. Atmospheric modelling in GPS analysis and its effect on the estimated geodetic parameters [Text] / T.R. Emardson, P.O.J. Jarlemark // J. of Geodesy, Vol. 73. – 1999. – P. 322-331. – АНГЛ.

81. Engelis, T. Measuring orthometric height differences with GPS and gravity data [Text] / T. Engelis, R. Rapp, Y. Bock // Manuscripta Geodaetica, Vol. 10, No. 3, 1985. – P. 187 – 194. – АНГЛ.

82. Fricke, W. Fifth Fundamental Catalogue, Part 1. [Text] / W. Fricke, H. Schwan, T. Lederle. – Veroff. Astron. Rechen Inst., Heidelberg. – 1988.

83. Fukushima, T. Fast transform from geocentric to geodetic coordinates [Text] / T. Fukushima // J. of Geodesy, Vol. 73. – 1999. – P. 603-610. – АНГЛ.

84. Gourevitch, S.A. Y2K and Other Stories / S.A. Gourevitch and K. Dale [Text] // GPS Solutions, Vol. 3, No. 1. – 1999. – P. 2-4. – АНГЛ.

85. GPS World Receiver Survey [Text] // GPS World, V. 14, No. 1. – 2003a. – P. 34 – 51. – АНГЛ.

86. GPS World Antenna Survey [Text] // GPS World, V. 14, No. 2. – 2003b. – P. 36 – 43. – АНГЛ.

87. GPS World Receiver Survey [Text] // GPS World, V. 15, No. 1. – 2004. – P. 32 – 51. – АНГЛ.

88. Gurtner, W. RINEX - The receiver-independent exchange format [Text] / W. Gurtner. // GPS World, V.5, No.7. – 1994. – P. 48-52. – АНГЛ.

89. Habrich, H. Geodetic Applications of the Global Navigation Satellite System (GLONASS) and of GLONASS/GPS Combinations [Electronic resource] / H. Habrich. – 1999. – 147 p. – АНГЛ. – Режим доступа: http://www.ifag.de/misk_publ_idx.htm

90. Harvey B.R. Transformation of 3D coordinates [Text] / B.R. Harvey // The Australian Surveyor. – June 1986. – Vol. 33, N 2. – P. 105-125. – АНГЛ.

91. Herring, T. A. Modeling atmospheric delays in the analysis of space geodetic data [Text] / Herring, T. A. // Proceedings of Symposium on Refraction of Transatmospheric Signals in Geodesy, Eds. J. C. de Munck, T. A. Th. Spoelstra, The Hague, The Netherlands, 19-22 May 1992, Netherlands Geodetic Commission, Publications on Geodesy, Delft, The Netherlands, No. 36, New Series. – P. 157-164. – АНГЛ.

92. Hofmann-Wellenhof, B. Global Positioning System. Theory and practice. – Fifth, revised edition [Text] / B. Hofmann-Wellenhof, H. Lichtenegger and J. Collins – Wienn, New-York: Springer. – 2001. – 384 p. – АНГЛ.

93. Hopfield H.S. Two-quartic tropospheric refractivity profile for correcting satellite data [Text] / H.S. Hopfield // J. of Geophysical Research, Vol. 74, No 18, August 20, 1969. – P. 4487-4499. – АНГЛ.

94. IERS Technical Note 21. IERS Conventions (1996) [Text] / D.D. McCarthy (ed.) – Paris: Central Bureau of IERS. – Observatoire de Paris, July 1996. – 95 p. – АНГЛ.

95. IERS Technical Note 23. Definition and realization of the International Celestial Reference System by VLBI astrometry of extragalactic objects [Text] / C. Ma and M. Feissel (eds.) – Paris: Central Bureau of IERS. – Observatoire de Paris, July 1997. – 278 p. – АНГЛ.

96. IERS Technical Note 25. IERS Analysis Campaign to Investigate Motions of the Geocenter [Text] / J. Ray (Ed.). – Paris: Central Bureau of IERS. – Observatoire de Paris, June 1999. – 121 p. – АНГЛ.

97. IERS Technical Note 27. The International Terrestrial Reference Frame (ITRF97) [Text] / C. Boucher, Z. Altamimi, P. Sillard – Paris: Central Bureau of IERS. – Observatoire de Paris, May 1999. – 192 p. – АНГЛ.

98. IERS Technical Note No. 32. IERS Conventions (2003) [Electronic resource] / D.D. McCarthy and G. Petit (eds.) – АНГЛ. – Режим доступа: <ftp://maia.usno.navy.mil/conv2000/>

99. 1996 IERS Annual Report [Text] – Paris: Central Bureau of IERS – Observatoire de Paris, July 1997. – 153 p. - АНГЛ.

100. Interface Control Document ICD-GPS-200C. 10 Oct. 1993 – 14 Jan. 2003 – 198 p. – АНГЛ. – [Electronic resource]. – Режим доступа: <http://www.navcen.uscg.gov/pubs/gps/icd200/default.htm>

101. Ifadis, I. The atmospheric delay of radio waves: Modeling the elevation dependence on a global scale. [Text] / I. Ifadis // School of Electrical and Computer Engineering, Chalmers University of Technology, Geteborg, Sweden, November, Technical Report No. 38L. – 1986. – P. 115. – АНГЛ.

102. James, F. The International GPS Service for Geodynamics – Benefits to Users. [Text] /F. James, J.F. Zumberge, R.E. Neilan, V. Gurtner // Inst. of Navigation, ION GPS-94, 7th Int. Tech. Meeting, Salt Lake City, Utah, September 20-23, 1994. – АНГЛ.

103. Janes, H.W. Analysis of tropospheric delay prediction models: comparisons with ray-tracing and implications for GPS relative positioning [Text] / H.W. Janes, R.B. Langley and S.P. Newby // Bulletin Geodesique, Vol. 65, 1991. – P. 151-161. – АНГЛ.

104. de Jong, C.D. The benefits of a third carrier frequency to GNSS users [Electronic resource] / C.D. de Jong, N.F. Jonkman, P. Joosten. – 1999. – АНГЛ. – Режим доступа: <http://enterprise.lr.tudelft.nl/mgp/modules/Papers/files/ninworkshop99.pdf>

105. King, R.W. Surveying with Global Positioning System (GPS) [Text] / R.W. King, E.G. Masters, C. Rizos, A. Stolz, J. Collins // Bonn: Ferd. Dummler Verlag. – 1987. – 128 p. – АНГЛ.
106. Kouba, J. Measuring seismic waves induced by large earthquakes with GPS [Text] / J. Kouba // *Studia Geophysica et Geodaetica*, V. 47, No. 4. – 2003. – P. 741-755. – АНГЛ.
107. Ladetto, Q. In step with INS: navigation for the blind, tracking emergency crews [Text] / Q. Ladetto, B. Merminod // *GPS World*, Vol. 13, No. 10, 2002. – P. 30-38. – АНГЛ.
108. Ladd, J.W. Establishment of a 3-dimensional geodetic network using the Makrometer II [Text] / J.W. Ladd // *Bull. Géod.*, 60. – 1986. – P. 255-264. – АНГЛ.
109. Langley, R.B. A Primer on GPS Antennas [Text] / R.B. Langley // *GPS World*, Vol. 9, No. 7. – 1998a. – P. 50-54. – АНГЛ.
110. Langley, R.B. Smaller and smaller. The evolution of the GPS receiver. [Text] / R.B. Langley // *GPS World*, Vol. 11, No. 4. – 2000. – P. 54-58. – АНГЛ.
111. Lanyi, G. Tropospheric delay effects in radio interferometry [Text] / G. Lanyi. – Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, Calif., April-June, TDA Progress Report No. 42-78, 1984. – P. 152-159. – АНГЛ.
112. Leick, A. GPS Satellite Surveying [Text] / A. Leick. – New York: A Willey-Interscience Publication. – 1995. – 560 p. – АНГЛ.
113. Lichten, S.M. Strategies for high precision GPS orbit determination [Text] / S.M. Lichten, J.S. Border // *J. of Geophysycal Research*, 92(B12), 1987. – P. 12751-12762. – АНГЛ.
114. Mader, G.L. Calibrating Antenna Phase Centers [Text] / G.L. Mader, F. Czopek // *GPS World*, Vol. 13, No. 5. – 2002. – P. 40. – АНГЛ.
115. Mader, G.L. Dynamic positioning using GPS carrier phase measurements [Text] / G.L. Mader // *Manuscripta geodaetica*. – 1986. – Vol. 11. – P. 272-277. – АНГЛ.
116. Mader, G.L. A Comparison of Absolute and Relative GPS Antenna Calibrations [Text] // *GPS Solutions*, Vol. 4, No. 4. – 2001. – P. 37-40. – АНГЛ.
117. Mader, G.L. GPS Antenna Calibration at the National Geodetic Survey [Electronic resource] / G.L. Mader. – 2004. – АНГЛ. – Режим доступа: <http://www.ngs.noaa.gov/ANTCAL/>
118. Mader, G.L. The On-line Positioning User Service (OPUS) [Text] / G.L. Mader, N.D. Weston, M.L. Morrison, and D.G. Milbert // *Professional Surveyor Magazine*, Vol. 23, No. 5. – 2003. – АНГЛ.
119. Marini, J.W. Correction of satellite tracking data for an arbitrary tropospheric profile [Text] / J.W. Marini // *Radio Science*, Vol. 7, No. 2. – 1972. – P. 223-231. – АНГЛ.
120. Marshall, M. The Effect of the MAPS Weather Model on GPS-Determined Ellipsoidal Heights [Text] / M. Marshall, M. Scheneverk, R. Snay, S. Gutman // *GPS Solutions*, Vol. 5, No 1. – 2001. – P. 1-14. – АНГЛ.
121. Martin, D.J. A Civil Gathering [Text] / D.J. Martin // *Professional Surveyor Magazine*, Vol. 23, No. 10. – 2003a. – АНГЛ.

122. Martin, D.J. Around and Around with Orbits [Text] / D.J. Martin // Professional Surveyor Magazine, Vol. 23, No. 6. – 2003b. – АНГЛ.
123. Mendes, V.B. A comprehensive analysis of mapping functions used in modeling tropospheric propagation delay in space geodetic data [Text] / V.B. Mendes, and R.B. Langley KIS94, Proc. of the Intern. Sym. on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation, Banff, Alberta, 30 August – 2 September 1994, The University of Calgary, Calgary, Alberta, Canada. – P. 87-98. – АНГЛ.
124. Merrigan, M.J. A Refinement to the World Geodetic System 1984 Reference Frame [Electronic resource] / M.J. Merrigan, E.R. Swift, R.F. Wong, J.T. Saffel. – 2002. – АНГЛ. – Режим доступа: <http://164.214.2.59/GandG/sathtml/IONReport8-20-02.pdf>
125. Misra, P.N. Global Positioning System. Signals, Measurements and Performance [Text] / P.N. Misra, P. Enge – USA: Ganga-Jamuna Press. – 2001. – 390 p. – АНГЛ.
126. Moritz, H. Geodetic reference system 1980 [Text] / H. Moritz // Bull. Géod. – 1988. – Vol. 62. – P. 348-358. – АНГЛ.
127. Moritz, H. Geodetic Reference System 1980 [Text] / H. Moritz // J. of Geodesy, Vol. 74, No. 1. – 2000. – P. 128-162. – АНГЛ.
128. Niell, A.E. Global mapping functions for atmosphere delay at radio wavelengths [Text] / A.E. Niell // J. of Geophysical Research, vol. 101, No. B2. – February 10, 1996. – P. 3227-3246. – АНГЛ.
129. NIMA Technical Report 8350.2 Department of Defence World Geodetic System 1984, Its Definition and Relationship with local geodetic Systems; DMA TR 8350.2; 3rd edition. – [Electronic resource]. – 3 January 2000. – АНГЛ. – Режим доступа: http://164.214.2.59/GandG/tr8350_2.html – АНГЛ.
130. Prusky, J. The Cooperative CORS Program / J. Prusky // Professional surveyor, Vol. 21, No. 1. – 2001. – АНГЛ.
131. Remondi B. Global Positioning System carrier phase: description and use [Text] / B. Remondi // Bull. Géodésique, 59 (4). – 1985. – P. 361-377. – АНГЛ.
132. Rizos, C. Principles and Practice of GPS Surveying [Electronic resource] / C. Rizos – Version 1.1, September 1999. – Режим доступа: http://www.gmat.unsw.edu.au/snap/gps/gps_survey/ – АНГЛ.
133. Ruland, R. Application of GPS to a high precision engineering survey network [Text] / R. Ruland, A. Leick // Proc. Pos. with GPS, 1. – 1985 – P. 483-493. – АНГЛ.
134. Schmitz, M. Tests of phase center variations of various GPS antennas, and some results [Text] / M. Schmitz, G. Wübbena, G. Boettcher // GPS Solutions, Vol. 6, No. 1-2. – 2002. – P. 18-27. – АНГЛ.
135. Shaw, M. Modernization of the global positioning system [Text] / M. Shaw, K. Sandhoo, D. Turner // GPS World, Vol. 11, No. 10. – 2000. – P. 40-49. – АНГЛ.
136. Snay, R.A. Modern terrestrial reference systems [Text] / R.A. Snay, T. Soler // Professional Surveyor. – 1999. – Vol. 19, No. 10. 2000. – Vol. 20, No. 2, 3, 4. – АНГЛ.

137. Soler, T. A note on frame transformations with applications to geodetic datums [Text] / T. Soler, J. Marshall // GPS Solutions, Vol. 7 No. 1. – 2003. – P. 23-32. – АНГЛ.
138. Teunissen, P.J.G. GPS for geodesy. Teunissen P.J.G., Kleusberg A. (Eds.). [Text] / P.J.G. Teunissen, Y. Bock, G. Beutler et al. – Berlin: Springer, 1998. – 650 p. – АНГЛ.
139. Tralli, D. M. Stochastic estimation of tropospheric path delays in global positioning system geodetic measurements [Text] / D.M. Tralli, S.M. Lichten // Bull. Géod., Vol. 64. – 1990. – P. 127-159. – АНГЛ.
140. Vermeille, H. Direct transformation from geocentric coordinates to geodetic coordinates [Text] / H. Vermeille // J. of Geodesy, Vol. 76. – 2002. P. 451-454. – АНГЛ.
141. Wang, J. An approach to GLONASS ambiguity resolution [Text] / J. Wang. // J. of Geodesy, Vol. 74, No. 5, 2000. – P. 421-430. – АНГЛ.
142. Weber, R. The international GLONASS experiment: products, progress and prospects [Text] / R. Weber, T.A. Springer // J. of Geodesy, Vol. 75, No. 11. – 2001. – P. 559-568. – АНГЛ.
143. Weill, L.R. Multipath mitigation. How good can it get with new signals? [Text] / L.R. Weill // GPS World, Vol. 14, No. 6. – 2003. – P. 106-113. – АНГЛ.
144. Xu, Guochang. GPS. Theory, algorithms and applications [Text] / Guochang Xu. – Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York. – 2003. – АНГЛ.
145. Zumberge, J.F. Precise point positioning for the efficient and robust analysis of GPS data from large networks [Text] / J.F. Zumberge, M.B. Heflin, D.C. Jefferson, M.M. Watkins and F.H. Webb // J. of Geoph. Research, Vol. 102, No B3. – 1997. – P. 5005-5017. – АНГЛ.