

МИНОБРНАУКИ РОССИИ

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ
БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

И. В. Белоконов, А. В. Крамлих

**Использование спутниковых радионавигационных технологий для решения
прикладных задач**

Интерактивное мультимедийное пособие

Система дистанционного обучения «Moodle»

САМАРА
2011

УДК 629.78
ББК 39.67

Авторы: **Белоконов Игорь Витальевич,**
Крамлих Андрей Васильевич

Компьютерная верстка А. В. Крамлих
Доверстка А. В. Крамлих

Белоконов, И. В. Использование спутниковых радионавигационных технологий для решения прикладных задач [Электронный ресурс]: интерактив. мультимед. пособие: система дистан. обучения «Moodle»/ И. В. Белоконов, А. В. Крамлих, Ю. Ф. Широков; Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). - Электрон. текстовые и граф. дан. (2,14 Мбайт). - Самара, 2011. - 1 эл. опт. диск (CD-ROM).

Выполнено на межвузовской кафедре космических исследований, факультет летательных аппаратов; предназначено для студентов и магистрантов, обучающихся на специальности 160100 «Авиа- и ракетостроение».

СТРУКТУРА ПРОГРАММЫ

| № пп | Наименование модулей | Всего, час. | В том числе: | | |
|---------------------|--|----------------|--------------|--|---------------------|
| | | | Лекции | Практические занятия (семинары), лабораторные работы | Выездные занятия |
| 1. | 2. | 3. | 4. | 5. | 6. |
| 1. | Модуль 1. Государственная политика в области образования | 10 | 8 | 2 | 0 |
| 2. | Модуль 2. Современные методы глобальной радионавигации и области ее применения | 14 | 8 | 6 | |
| 3. | Модуль 3. Типы навигационных радиосигналов различных спутниковых систем | 16 | 8 | 8 | |
| 4. | Модуль 4. Особенности приемной аппаратуры спутниковых навигационных систем различного назначения | 14 | 10 | 4 | |
| 5. | Модуль 5. Алгоритмы определения координат и скорости объектов в спутниковых навигационных системах | 14 | 6 | 8 | |
| 6. | Модуль 6 Источники погрешности определения координат и скорости объектов и методы её снижения | 4 | 2 | 2 | |
| Итоговая аттестация | | | | | |
| Итого | | 72 часа | 44 | 28 | |

Модуль «Современные методы глобальной радионавигации и области ее применения»

В настоящее время спутниковые системы используют для радиосвязи, метеорологического прогнозирования, дистанционного зондирования, в военном деле и т.д. Особую роль играют спутниковые системы, предназначенные для определений координат местонахождения и скорости движения любых объектов на поверхности Земли, в воздушном и околоземном космическом пространстве (до высот 2000 км), которые называются спутниковыми радионавигационными системами. Такие системы существуют более трети века, однако их интенсивное внедрение в разнообразные области человеческой деятельности происходит именно в наше время.

В названии американской СРНС «Глобальная система позиционирования» (GPS) в противовес термину *навигационный* введен термин *позиционирование*, как наиболее адекватный запросам широкого круга пользователей.

В названии российской СРНС «Глобальная навигационная спутниковая система» (ГЛОНАСС) отражено более широкое поле применения такой системы.

В настоящее время *спутниковые радионавигационные технологии* (СРНТ), развивающиеся на базе использования СРНС, являются самым быстро развивающимся сегментом использования результатов космической деятельности для повышения качества жизни людей и динамичного развития различных секторов экономики.

Позиционирование - метод определения координат объекта в трехмерном земном пространстве с помощью СРНС. Такие системы обеспечивают высокое качество координатно-временного обеспечения разнообразных работ.

Для картографии и геоинформатики особенно важной является их интеграция с геоинформационными системами (ГИС).

Основным достоинством СРНС является их *глобальность, оперативность, всепогодность, оптимальная точность и эффективность*.

К наиболее развитым областям применения спутниковых радионавигационных технологий относятся:

- навигация всех видов - воздушная, морская, сухопутная;
- установка соответствующей аппаратуры на личном автотранспорте, что в совокупности с электронными картами позволяет определить его движение;
- развитие опорных геодезических сетей;
- распространение единой высокоточной шкалы времени;
- исследования сейсмической активности и вулканизма, движений полюсов, земной поверхности и ледников, геоморфологические, биогеографические, океанологические и метеорологические исследования,
- мониторинг ионосферы;
- кадастровые работы;
- обеспечение работ по землеустройству;
- сельскохозяйственное применение - определение координат сельхозтехники с целью внесения удобрений по заранее заготовленным картам, привязка в ходе уборки объемов урожая к конкретным местам поля, выявление, местоопределение и картографирование скоплений сорняков и др.
- экологические исследования: применение координатной привязки разливов нефти вследствие аварий, оценки площадей нефтяных пятен и определения направлений их движений;
- съемка и картографирование всех видов - топографическая, специальная, тематическая;
- сбор материала для ГИС (рядом фирм выпускаются приемники, специально ориентированные на сбор данных для ГИС; наблюдатель, перемещаясь по местности с таким приемником, автоматически фиксирует координаты объектов и дополнительно вводит в накопители информацию об их свойствах; данные накапливаются в цифровом виде в соответствующих форматах и могут быть выведены на экран в целях визуализации и контроля);
- создание устройств, используемых в качестве поводырей слепых;

- обеспечение инженерно-прикладных работ - мостостроение, прокладка путепроводов, ЛЭП и др.;
- спасательно-предупредительные работы - геодезическое обеспечение при бедствиях и катастрофах;
- диспетчерские службы - обеспечение работы пожарных, милиции, скорой помощи, автомобильного и железнодорожного транспорта, где благодаря оптимальному выбору маршрутов и постоянному контролю над движением предвидится значительная экономия денежных средств и времени;
- индивидуальное применение в быту;
- военные и разведывательные сферы.

В настоящее время существует второе поколение спутниковых радионавигационных систем. К первому поколению можно отнести системы, разрабатывавшиеся до 70-х годов и использовавшиеся более двух десятилетий. Это системы NNSS (США), ЦИКАДА (СССР) и другие.

NNSS (Navy Navigation Satellite System) - первоначально предназначалась для ВМФ США. Позже система получила название TRANSIT. В эксплуатации находилась с 1964г., в 1967г. была открыта для гражданского коммерческого использования. В 70-х годах появились сравнительно малогабаритные приемники GEOCEIVER, позволившие определять координаты с дециметровой точностью. К 1980г. многие тысячи потребителей разных государств мира пользовались услугами этой системы. С ее помощью в 1984-93 гг. в России была создана доплеровская геодезическая сеть (ДГС).

ЦИКАДА – разрабатывалась с 1967г., а была введена в эксплуатацию в 1979г.

К первому поколению принадлежит также международная система обнаружения объектов и лиц, терпящих бедствие COSPAS-SARSAT.

Ко второму поколению относятся две системы GPS (США) и ГЛОНАСС (Россия).

GPS - Global Positioning System (дополнительное название **NAVSTAR** - Navigation Satellite Timing and Ranging). Запуск спутников был начат в 1978г., эксплуатационная готовность объявлена в начале 1995г.

ГЛОНАСС - Глобальная Навигационная Спутниковая Система. Разработки были начаты в середине 70-х годов. В 1982г. выведены первые ее спутники серии КОСМОС. В сентябре 1993г. официально принята в эксплуатацию. В марте 1995г. Правительство РФ специальным постановлением за № 237 открыла систему для гражданского применения. В январе 1996 г. ГЛОНАСС развернута полностью. После этого система из-за выхода из строя навигационных спутников деградировала. В последние пять лет были предприняты беспрецедентные усилия по ее обновлению (запущены новые навигационные спутники с длительным временем активного существования) и в настоящее время она полностью развернута. Продолжается активность по замене старых спутников на новые, а также развивается сегмент рынка потребителей.

Подсистемы спутниковых систем. Выделяют три главные подсистемы (сегменты): наземный сегмент контроля и управления (НКУ), космический сегмент - созвездия навигационных спутников (НС), сегмент аппаратуры пользователей (АП).

Подсистема НКУ состоит из станций слежения за КА, службы точного времени, главной станции с вычислительным центром и станций загрузки данных на борт КА.

Спутники GPS проходят над контрольными пунктами дважды в сутки. Собранная информация об орбитах обрабатывается, и прогнозируются координаты спутников (эфемериды). Эти и другие данные с наземных станций загружаются на борт каждого НС.

Системой GPS управляют главная станция на базе ВВС Колорадо-Спрингс и наземные станции в Колорадо-Спрингс, на острове Вознесения, острове Диего-Гарсия, атолле Кваджалейн, Гавайских островах и др. (Shank, Lavrakas, 1994). Служба точного времени ведется при помощи обсерватории в Вашингтоне. Для

уточнения эфемерид используются международные глобальные сети, например, CIGNET.

Космический сегмент GPS состоит из 24 основных (размещены равномерно по четыре НС в шести плоскостях, также разнесенных на равные угловые расстояния друг относительно друга) и 3 резервных спутников. Каждый спутник имеет по четыре атомных эталона частоты и времени, аппаратуру для приема и передачи радиосигналов, бортовую компьютерную аппаратуру. Размеры спутников с учетом панелей солнечных батарей более 5 м. Вес спутника ~ 800 кг. Расчетное время существования на орбите более 10 лет. НС сохраняют стабильным заданное положение на орбите, принимают и хранят информацию с наземных станций, а также непрерывно излучают для пользователей измерительные радиосигналы, данные о точном времени, свои координаты и другие сведения.

Космический сегмент ГЛОНАСС также состоит из 24 основных (размещены равномерно по восемь НС в трех плоскостях, также разнесенных на равные угловые расстояния друг относительно друга) и 3 резервных спутника. НКУ включает Центр управления системой под Москвой (ЦУС), сеть станций слежения на территории РФ, а также центральный синхронизатор (ЦС) с высокоточным водородным стандартом частоты и времени для синхронизации системы. Отдельные станции слежения оборудованы лазерными дальномерами, а навигационные спутники – уголковыми отражателями.

Геометрическая сущность местоопределения. В системах спутникового позиционирования НС выполняют роль геодезических опорных пунктов. На каждый момент измерений их координаты должны быть известны. Координаты объекта находят способом засечек по измерениям при помощи аппаратуры на навигационных спутниках и на земле. Измеренные параметры определяют поверхности положения, в точке пересечения которых лежит искомый объект. В системе первого поколения TRANSIT на основе эффекта Доплера измеряли разности расстояний от приемника до двух положений спутника на орбите.

Поверхностями положений являлись гиперболоиды вращения. В современных системах измеряют дальности до НС и скорости изменений дальностей вследствие перемещений НС относительно пользователя. Измеренным скоростям соответствуют конические поверхности положения (конусы), а измеренным дальностям - сферические (сферы). В геодезических целях преимущественно пользуются дальностями, по которым реализуют пространственные *линейные засечки* (рис. 1). Если с определяемого пункта М измерить расстояния R_1, R_2, R_3 до трех пунктов 1, 2, 3, провести из них как из центров радиусами R_1, R_2, R_3 сферы, то эти сферы пересекутся в точке М и определяют ее положение. Сферы пересекутся еще в одной точке - M^1 (на рис. 1 не показана), однако точки М и M^1 лежат по разные стороны плоскости "123" и сделать правильный выбор нетрудно. В этом заключается геометрическая сущность задачи. Когда известны координаты спутников, задачу легко решить аналитически и вычислить координаты пункта М.

В реальности измеряют искаженные расстояния. Их называют *псевдодальностями*. Чтобы правильно вычислить координаты пункта по псевдодальностям, надо их измерять не до двух или трех, а, как будет показано позже, до большего числа спутников с известными координатами. Кроме того, всегда должны быть избыточно измеренные величины, что повышает качество определений, так как снижают уровень случайных ошибок и позволяют выполнять обработку по методу наименьших квадратов (МНК).

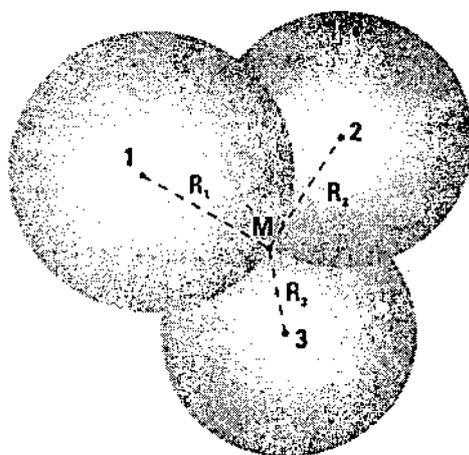


Рисунок 1 – Иллюстрация принципа местоопределения.
М - точка пересечения сфер с центрами 1, 2, 3 и радиусами R_1, R_2, R_3

Системы координат.

Геодезические системы отсчета (Reference Systems) устанавливают параметры, определяющие фигуру, размеры, гравитационное поле Земли и закрепляют гринвичскую геоцентрическую прямоугольную систему координат.

Важнейшими параметрами геодезической системы отсчета являются : $f \cdot M_3$ - произведение гравитационной постоянной на массу Земли; ω_3 - угловая скорость вращения Земли; a - экваториальный радиус Земли; α - сжатие Земли; c - скорость света в вакууме. Включение скорости света в число параметров обусловлено тем, что современные линейные измерения основаны на определении времени распространения электромагнитных волн - скорость света устанавливает *линейный масштаб* геодезических построений. В таблицах 1 и 2 указаны значения некоторых физических и геометрических параметров.

Таблица 1 - Физические параметры Земли

| Параметр | Значение |
|------------|---|
| fM_3 | $398\,600,44 \cdot 10^9 \text{ м}^3/\text{с}^2$ |
| ω_3 | $729\,2115 \cdot 10^{-11} \text{ рад/с}$ |
| c | $299\,792\,458 \text{ м/с}$ |

Таблица 2 - Геометрические параметры эллипсоидов (фигур Земли)

| Система координат | Полуось a , м | Сжатие α |
|-------------------|-----------------|-------------------|
| СК-42 | 6 378 245 | 1/298,3 |
| ПЗ-90 | 6 378 136 | 1/298,257 839 303 |
| WGS-84 | 6 378 137 | 1/298,257 223 563 |
| GRS-80 | 6 378 137 | 1/298,257 222 101 |

Поверхность и полюса Земли подвержены геодинамическим процессам: ось суточного вращения движется в теле Земли и перемещается относительно небесных тел. Поэтому координатная ось Z , как определено рекомендациями

Международной службы вращения Земли IERS (International Earth Rotation Service), направлена на точку Условного земного полюса (СТР -Conventional Terrestrial Pole), соответствующему среднему полюсу за 1900-1905 гг., исправленному на нутацию; ось X находится в плоскости меридиана Гринвича, при этом оси X и Y лежат в плоскости экватора и образуют правую систему координат. Начало координатной системы расположено в центре масс Земли.

Составной частью координатных систем являются опорные геодезические сети (Reference Frame), Они фиксируют положение координатной системы в теле Земли. Различия разных общеземных координатных систем обусловлены именно особенностями построения и обработки геодезических сетей.

В IERS новейшими методами космической геодезии установлена сеть станций ITRF (IERS Terrestrial Reference Frame). Сети закрепляют начало координат в центре масс Земли с точностью до 10 см, ориентируют ось Z на условный земной полюс с погрешностью в сотых долях угловой секунды и устанавливают ось X в плоскости меридиана Гринвича до тысячных долей секунды. Со временем геоцентрические координаты пунктов опорных сетей вследствие непрерывного их совершенствования и геодинамических процессов изменяются. Эти изменения могут достигать 1-2 см в год. Поэтому каталоги координат обновляют и указывают их эпоху, например, ITRF-89, ITRF-94 и т.д.

В 1987 г. Международной ассоциацией геодезии создана подкомиссия для установления европейской системы параметров ETRS (European Terrestrial Reference System). Системе ETRS принадлежат опорные сети EUREF (European Reference Frame), объединяющие в единую систему геодезические сети стран Европы. Вначале эти сети состояли из 35 пунктов, определенных современными методами космической геодезии. К 1989 г. сеть EUREF-89 уже содержала 93 пункта. Развитие геодезических сетей EUREF продолжается.

К общеземным координатным системам относится установленная ранее система GRS-80 (Geodetic Reference System, 1980), параметры которой послужили основой ряда других координатных систем Европы, Австралии и Америки.

В настоящее время в связи с широким применением спутниковых радионавигационных систем в мире получила распространение координатная система WGS-84 (World Geodetic System, 1984). Она реализует координаты типа ITRF. Начало координат этой системы зафиксировано в центре масс Земли с точностью около 1 м. Ее физические параметры практически соответствуют параметрам системы GRS-80.

В России без интеграции с западными странами создана система ПЗ-90 (Параметры Земли 1990 г.). Система ПЗ-90 закреплена координатами трех десятков опорных пунктов Космической геодезической сети России, при этом 7 пунктов установлены в Антарктиде. Погрешность взаимного положения пунктов при расстояниях между ними до 10 000 км менее 30 см. Начало координат совмещено с центром масс Земли с точностью около 1 м.

Помимо международных систем отсчета, существуют национальные системы отсчета, называемые в нашей стране референтными. Центры их эллипсоидов часто не совмещены с центром масс Земли. Они устанавливают *квазигеоцентрические* координаты. Например, в системе координат 1942 г. на референц-эллипсоиде Красовского (СК-42) центр эллипсоида смещен с центра масс Земли более, чем на 155 м.

Положения точки в пространстве, определенные по координатам указанных геоцентрических систем, могут различаться до десятка метров. Различия же координат геоцентрических и квазигеоцентрических систем значительно больше и могут превысить сотню метров.

Элементы Кеплеровой орбиты. Положение навигационного спутника в геоцентрической системе координат вычисляют по *элементам Кеплеровой орбиты* (рис. 2).

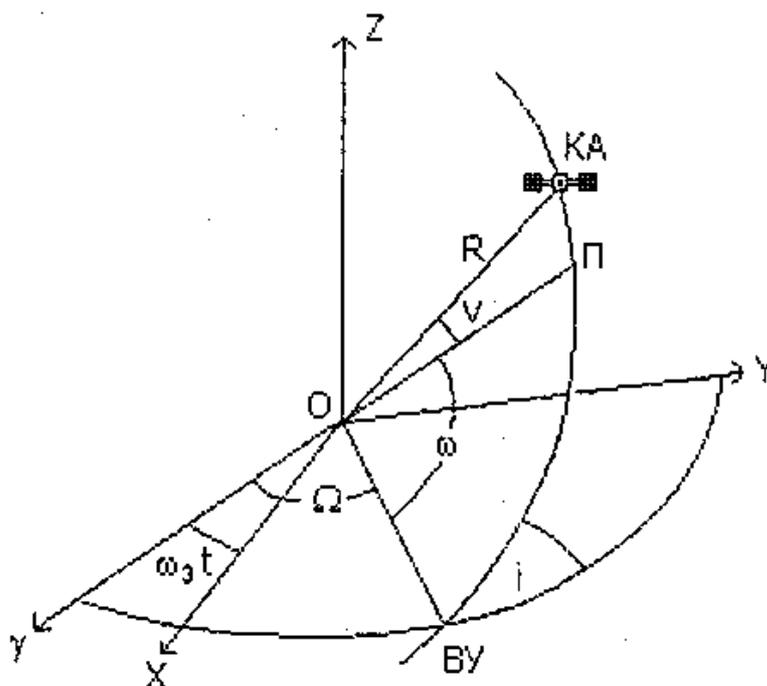


Рисунок 2 - Элементы Кеплеровой орбиты и пространственная прямоугольная геоцентрическая система координат:

O - центр масс Земли, КА – навигационный спутник, П – перигей орбиты, ВУ - восходящий узел орбиты, γ - направление на точку весеннего равноденствия

Навигационный спутник, перемещаясь по орбите из южного полушария в северное, пересекает плоскость экватора в точке, называемой *восходящим узлом*. Двигаясь по эллиптической орбите, он проходит перигей - точку орбиты, ближайшую к центру масс Земли. Элементами орбиты являются: A - большая полуось эллиптической орбиты; e_k - эксцентриситет орбиты; Ω - долгота восходящего узла орбиты (отсчитывается в плоскости экватора от направления на точку весеннего равноденствия); ω - аргумент перицентра (угол в плоскости орбиты с вершиной в центре масс Земли и между направлениями на перигей и восходящий узел); i - наклон плоскости орбиты к плоскости экватора (наклонение орбиты). Элементы Кеплеровой орбиты меняются во времени и должны быть известны на момент решения навигационной задачи (позиционирования).

Для эллиптической орбиты алгоритм вычислений координат НС на эпоху t следующий.

1. Вычисление средней аномалии M по формулам

$$M = \omega_c (t - t_n),$$

$$\omega_c = \frac{2\pi}{T},$$

$$T = \frac{2\pi A^{\frac{3}{2}}}{(fM_3)^{\frac{1}{2}}},$$

где ω_c - угловая скорость обращения спутника на орбите, T - период обращения, t_n - время прохождения через перигей.

2. Вычисление итерационными приближениями угла эксцентрической аномалии E (решение трансцендентного уравнения Кеплера)

$$E - e_x \sin(E) = M.$$

3. Определение радиуса-вектора R

$$R = A(1 - e_x \cos(E)).$$

4. Вычисление угла истинной аномалии v (угол в плоскости орбиты между радиусом-вектором и направлением на перигей), аргумента широты u и долготы восходящего узла относительно гринвичского меридиана I по формулам

$$\operatorname{tg}\left(\frac{v}{2}\right) = \left(\frac{1+e_k}{1-e_k}\right)^{\frac{1}{2}} \operatorname{tg}\left(\frac{E}{2}\right),$$

$$u = v + \omega,$$

$$I = \Omega - \omega_x.$$

5. Определение прямоугольных геоцентрических координат спутника

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = R \begin{pmatrix} \cos(u) \cos(I) - \sin(u) \cos(i) \sin(I) \\ \cos(u) \sin(I) + \sin(u) \cos(i) \cos(I) \\ \sin(u) \sin(i) \end{pmatrix}.$$

Алгоритм и формулы упрощаются для круговых орбит, когда их эксцентриситет $e_k = 0$. Тогда радиус-вектор $R = A$, аргумент широты $u = M = \omega_c(t - t_0) + M_0$, где M_0 угол, образуемый радиусом-вектором с направлением на восходящий узел орбиты в начальный момент $t = t_0$.

Геодезическая система координат. Прямоугольные геоцентрические координаты пересчитывают в геодезические. Они взаимосвязаны соотношениями:

$$\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} (N+H)\cos(B)\cos(L) \\ (N+H)\cos(B)\sin(L) \\ (N+H-e^2N)\sin(B) \end{pmatrix};$$

$$\begin{pmatrix} B \\ L \\ H \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \arctan\left[\frac{Z+e^2N\sin(B)}{D}\right] \\ \arctan\left(\frac{Y}{X}\right) \\ \sqrt{D^2 + (Z+e^2N\sin(B))^2} - N \end{pmatrix};$$

$$D^2 = X^2 + Y^2, N = \frac{a}{\sqrt{(1-e^2\sin^2(B))}},$$

$$e^2 = (2-\alpha)\alpha.$$

где N - радиус кривизны первого вертикала, a - большая полуось, α - сжатие эллипсоида. Широта B вычисляется последовательными приближениями. Однако следует иметь в виду, что геодезические широта B , долгота L и высота над эллипсоидом по нормали к нему H даны относительно того эллипсоида, которым пользуется система спутникового позиционирования. Так, в случае GPS они вычисляются для земного эллипсоида WGS-84.

Азимуты и зенитные расстояния спутников. Вычисление зенитных расстояний спутников и азимутов направлений на них необходимо для планирования измерений и для того, чтобы знать, где находится спутник в момент наблюдений. Вычисления геодезического азимута A_3 и зенитного расстояния Z спутника производятся по формулам:

$$\begin{pmatrix} \sin Z \cos(A_3) \\ \sin Z \sin(A_3) \\ \cos Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\sin B \cos L & -\sin B \sin L & \cos B \\ -\sin L & \cos L & 0 \\ \cos B \cos L & \cos B \sin L & \sin B \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} (X_i - X_A)/R_{Ai} \\ (Y_i - Y_A)/R_{Ai} \\ (Z_i - Z_A)/R_{Ai} \end{pmatrix},$$

где индекс i относится к НС, а индекс A - к станции наблюдений, R_{Ai} - расстояние от станции до i -ого навигационного спутника. Зенитное расстояние вычисляется

по третьему уравнению, а азимут - по первым двум. Для наблюдений интерес представляют лишь спутники, зенитные расстояния которых $Z < 90^\circ$ (находятся над горизонтом).

Нормальные высоты. С вычислениями высот возникают определенные сложности. В западных странах используют высоты, отсчитываемые от геоида - ортометрические высоты:

$$H^g = H - \zeta_{\text{Гео}},$$

где H - высота над эллипсоидом, $\zeta_{\text{Гео}}$ - высота геоида.

В Российской Федерации применяют нормальные высоты, отсчитываемые от квазигеоида:

$$H^\gamma = H - \zeta,$$

где ζ - высота квазигеоида. Нормальные высоты, в отличие от приближенных ортометрических, определены строго, однако для их нахождения нужно располагать высотами квазигеоида.

Космический сегмент спутниковых радионавигационных систем

Орбитальные группировки GPS и ГЛОНАСС состоят из 24 спутников. Спутники в GPS расположены в шести, а ГЛОНАСС - в трех плоскостях развернутых соответственно через 60° и через 120° по долготе восходящего узла (табл. 3). Если все спутники системы перевести в одну плоскость, то они расположатся равномерно через 15° и образуют "хоровод" вокруг Земли.

Таблица 3 - Орбитальные параметры ГЛОНАСС и GPS

| Параметр | ГЛОНАСС | GPS |
|--------------------------------|---------------|---------------|
| Число НС в системе | 24(3) | 24(3) |
| Число орбитальных плоскостей | 3 | 6 |
| Наклон орбиты i | $64,8^\circ$ | 55° |
| Период обращения по орбите T | 11 час 16 мин | 11 час 58 мин |
| Высота полета НС | 19100 км | 20150 км |

Эксцентриситет орбит составляет около 0,02 - 0,001, то есть орбиты практически круговые.

Для круговых орбит можно записать следующие простые соотношения (рисунок 3):

- угловая скорость обращения НС $\omega_c = \frac{2\pi}{T}$;
- средний радиус-вектор орбиты $R^3 = \frac{fM_c}{\omega_c^2}$;
- линейная скорость перемещения вдоль орбиты $v = \omega_c R$;
- средняя высота над земной сферой $H = R - R_3$;
- радиус зоны видимости на земной поверхности $S = \beta R_3$;
- широта "видимости за полюсом" $\varphi_{зп} > 180^\circ - (\beta + i)$.

Геоцентрический угол, определяющий зону радиовидимости спутников, находится по теореме синусов из рисунка 3:

$$\beta = \arccos \left(\frac{\cos(\delta)}{1 + \frac{H}{R_3}} \right) - \delta,$$

где δ - минимальная высота спутника над горизонтом (маска), устанавливаемая для надежного приема радиосигналов и ослабления влияния атмосферной рефракции.

По этой же формуле рассчитывается и зона видимости с НС.

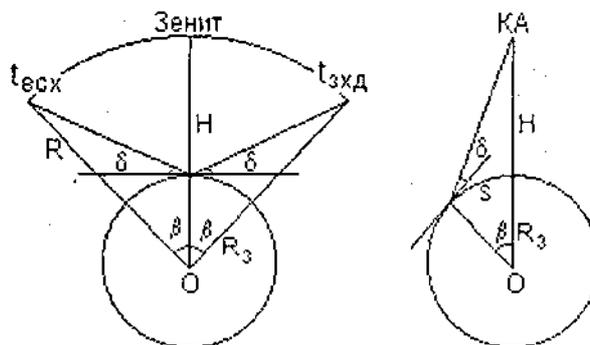


Рис. 3. Зоны видимости со станции и с высоты НС

Наибольший путь сигнал проходит на предельно низкой высоте над горизонтом, наименьший - вертикально вниз с зенита. Разность этих путей

$$dS = \frac{R \sin(\beta)}{\cos(\delta)} - H.$$

При разных траекториях время нахождения спутника над горизонтом различно. Когда НС проходит через зенит Z, то разность моментов захода и восхода равна

$$t_{\text{зхд}} - t_{\text{всд}} = \frac{2\beta}{\omega_c}.$$

Значения рассмотренных выше величин, вычисленные при T= 12 часам, $\beta = 5 - 10^\circ$ и $R_3 = 6371$ км, даны в табл. 4.

В системах TRANSIT и ЦИКАДА было по 4 - 6 действующих спутников на полярных орбитах высотой около 1000 км. При таком числе спутников дискретность их появления в районе экватора составляла около 2 часов. В высоких широтах периодичность появления спутников уменьшалась. Спутники над горизонтом были видны около 20 минут. В новых системах спутников стало по 24, а высоты орбит увеличились до 20 тыс. км. Появилась возможность в любой точке земного шара одновременно видеть не менее 4 НС. При этом орбиты стали более стабильными, а положения спутников на них - точнее предсказуемыми.

Таблица 4 - Показатели движения НС по круговой орбите

| Параметр | Показатель |
|---|-----------------|
| Угловая скорость обращения ω_c | 0,5236 рад./час |
| Радиус-вектор орбиты R | 26 600 км |
| Скорость перемещения вдоль орбиты v | 3,87 км/с |
| Средняя высота H | 20 200 км |
| Геоцентрический угол зоны радиовидимости β | 66,4° |
| Радиус видимости на земной поверхности S | 7400 км |
| Широта "видимости НС за полюсом" | ±58,6° |
| Максимальная разность путей радиосигналов dS | 4500 км |
| Время видимости НС над горизонтом ($t_{\text{зхд}} - t_{\text{всх}}$) | до 5 час |

Модуль «Типы навигационных радиосигналов различных спутниковых систем»

Электромагнитные колебания и волны. Измерения основаны на использовании периодических колебательных процессов. Простейшими являются *гармонические* (синусоидальные) колебания, описываемые уравнением

$$u = U \sin(\omega t + \varphi_0).$$

$$\omega = 2\pi f, \quad \varphi = (\omega t + \varphi_0), \quad f = \frac{1}{T}.$$

В этих соотношениях u - *текущее* значение колебаний, U – *амплитуда*, ω - *круговая частота*, f - *частота*, T - *период*, φ - *фаза*, φ_0 - *начальная фаза*.

Колебания электрического и магнитного полей образуют электромагнитное поле. Распространяющееся в пространстве электромагнитное поле называют *электромагнитными волнами*. Волна за время T со скоростью c проходит путь λ , называемый *длиной волны*:

$$\lambda X = cT = c/f.$$

Условия распространения, технические возможности генерирования и приема существенно зависят от длины (частоты) волн. Субмиллиметровые и более длинные волны обычно называют радиоволнами.

По длинам волн электромагнитные колебания делят на диапазоны (табл. 5).

Таблица 5 - Классификация электромагнитных волн по диапазонам

| Диапазон волн | Длина волн | Частота |
|-------------------------------|------------|----------------|
| Сверхдлинные | >10 км | <30 кГц |
| Длинные | 1 - 10 км | 300 – 30 кГц |
| Средние | 100-1000 м | 3-0,3 МГц |
| Короткие | 10-100 м | 30-3 МГц |
| УКВ - Метровые | 1 - 10 м | 300 – 30 МГц |
| УКВ - Дециметровые | 1 - 10 дм | 3000 – 300МГц |
| УКВ - Сантиметровые | 1-10 см | 30-3 ГГц |
| Миллиметровые | 1 - 10 мм | 300 - 30 ГГц |
| Субмиллиметровые | 0,1-1 мм | 300 – 3000 ГГц |
| Инфракрасные и световые | <0,1 мм | >3000 ГГц |

Волны одинаковой длины, сохраняющие постоянство разности фаз, называют *когерентными*. Когерентные волны образуются из колебаний, генерированных в одном генераторе.

Электромагнитные колебания являются поперечными, так как взаимно-перпендикулярные векторы напряженностей электрического и магнитного полей лежат в плоскости, перпендикулярной к направлению распространения волны. Обозначим эту плоскость через Π . Если колебания проекции напряженности электрического вектора на плоскость Π происходят в одном направлении, то говорят, что имеет место *линейная поляризация*.

При сложении двух когерентных линейно поляризованных во взаимно-перпендикулярных направлениях колебаний образуется *эллиптически поляризованная* волна, в которой проекция конца электрического вектора в плоскости Π перемещается по эллипсу. Если амплитуды волн равны, а фазы сдвинуты на $\frac{\pi}{2}$, то эллипс переходит в окружность и поляризация, как это имеет место в GPS и ГЛОНАСС, становится *круговой*.

Модуляция колебаний. Для измерений расстояний формируют специальные дальномерные коды, представляющие собой псевдослучайные чередования нулей и единиц. Такие коды вырабатывают на спутниках и в приемнике пользователя. Со спутника их передают на Землю. Для переноса на Землю их встраивают в колебания высокой частоты, излучаемые передатчиком НС и называемые *несущими*. Кроме того в несущий сигнал необходимо встроить все передаваемые со спутника данные. Это достигают изменением (*модуляцией*) по закону передаваемой информации какого-нибудь параметра колебаний - фазы, частоты или амплитуды. Соответственно модуляция называется фазовой, частотной или амплитудной (ФМ, ЧМ или АМ). В ГЛОНАСС и GPS имеет место особый способ ФМ - *манипуляция фазы* - в момент смены в коде 0 на 1 или 1 на 0 фаза несущего колебания перебрасывается на 180° (рис. 4).

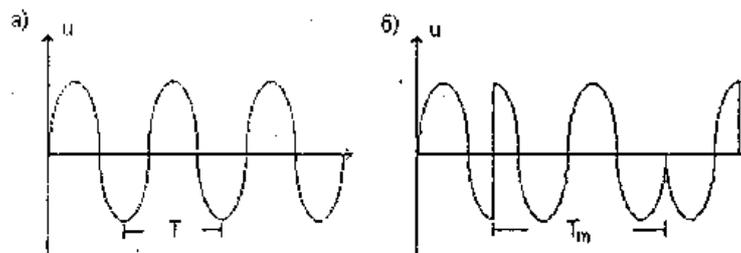


Рисунок 4 Фазовая модуляция:

а) несущий сигнал с периодом колебаний T ; б) модулированный сигнал, T_m промежутки времени между смежными разбросами фазы на 180°

Подобным образом со спутников передается вся информация. Данные предварительно преобразуют в двоичный код и в моменты смены в кодах 0 на 1 или 1 на 0 фаза несущего колебания перебрасывается на 180° .

Важно отметить, что фазовой модуляцией изменяется частотный спектр сигнала. Так, если немодулированные колебания (рисунок 4а) происходят с одной частотой $f = 1/T$, то модулированные колебания (рисунок 4б) содержат множество частот, расположенных по обе стороны от несущей частоты. Общая мощность сигнала частоты f при этом резко уменьшается, перераспределяясь по всему спектру.

В аппаратуре пользователя сигналы дальномерных кодов и других данных для дальнейшей их обработки выделяют *демодуляцией (детектированием)* - процессом обратным модуляции.

Сигналы, передаваемые со спутников. На схеме рисунке 5 показано, как в GPS формируются сигналы, а в таблице 6 приведены их характеристики.

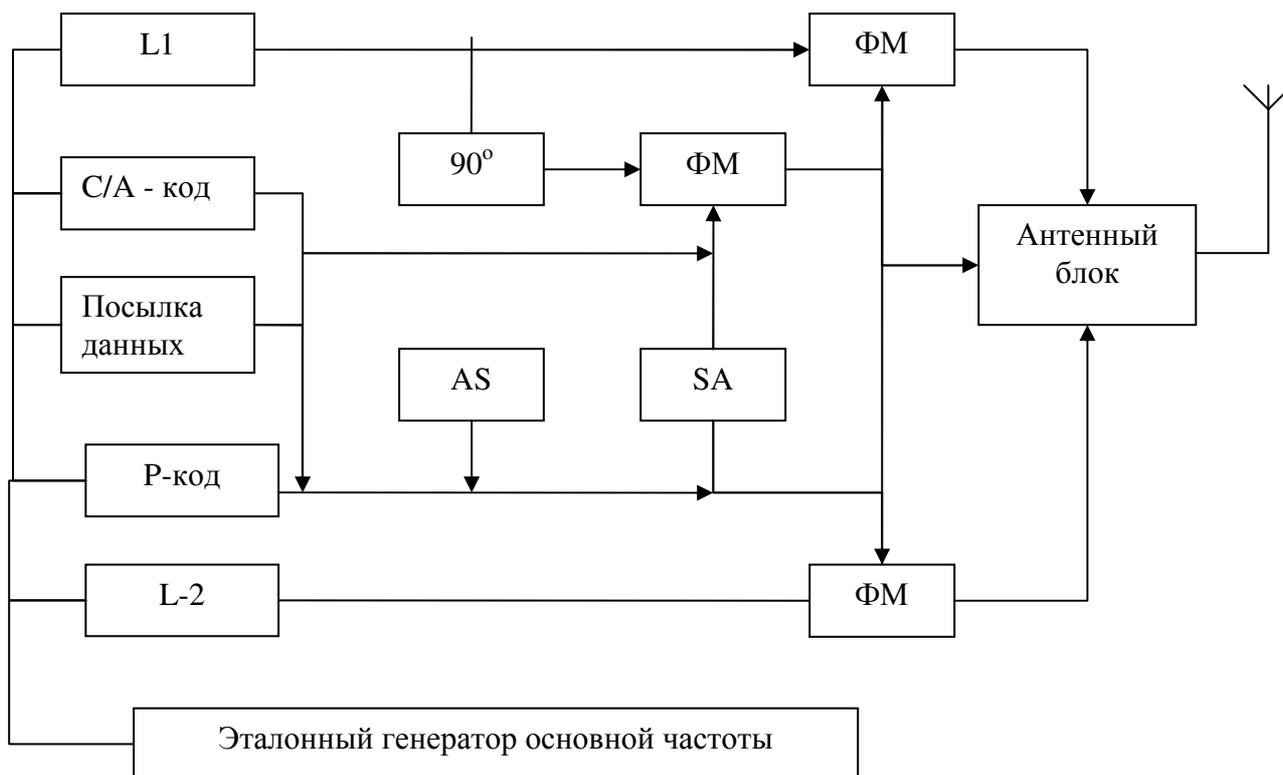


Рисунок 5 - Схема образования радиосигналов в НС GPS

В GPS на каждом спутнике имеется эталонный генератор основной частоты $f_0 = 10,23$ МГц, из колебаний которого образуются сигналы, обозначаемые как L1 и L2. Они используются в качестве несущих для передачи кодов и посылки данных, а также для наиболее точных измерений дальностей фазовым методом. Их частоты и длины волн соответственно равны

$$f_{L1} = 154f_0, \quad f_{L2} = 120f_0, \quad \lambda_1 = 19,0 \text{ см}, \quad \lambda_2 = 24,4 \text{ см}.$$

Для определения дальностей генерируют коды двух типов - P и C/A. Код P трактуется как *точный* (Precision) или защищенный (Protected). Он предназначен для военных. Для остальных пользователей в любое время может быть введен режим *избирательного доступа* SA (Selective Availability), при котором с целью понижения точности измерений преднамеренно накладываются флуктуации на фазу дальномерного кода и вносятся дополнительные погрешности в эфемеридную информацию. В GPS предусмотрена еще одна мера защиты сигнала от несанкционированного пользователя - режим *дополнительного шифрования* AS (Anti Spoofing), когда P-код при помощи нелинейной функции $W(t)$ переводится в новый Y-код. В аппаратуре военных пользователей функция $W(t)$ известна и

используется при демодуляции Y-кода. C/A-код разработан для гражданского пользователя. Его определяют как грубый (Coarse Acquisition), легко доступный (Clear Accessible), легко обнаруживаемый (Clear Acquisition), гражданский (Civil Application) или стандартный (S - Standard).

Несущий сигнал M модулирован обоими C/A и P кодами, но фазы этих модуляций сдвинуты относительно друг друга на 90°. Сигнал L2 модулирован P-кодом и не несет C/A-кода. Оба сигнала L1 и L2 модулированы также данными, посылаемыми с НС. Сохраняется фазовая модуляция.

Поток сообщений каждого спутника состоит из 25 блоков по 1500 бит. Каждый блок разбит на 5 подблоков по 300 бит. Трансляция подблока занимает 6 с, всего блока - 30 с, всего сообщения - 12,5 минут. В каждом подблоке 10 слов по 30 бит, из которых первое слово содержит телеметрическую информацию, а второе - метки времени. За этими словами в подблоках 2 и 3 - *эфемериды* с кеплеровыми элементами орбиты спутника (они действительны лишь на короткое время для части его орбиты). Указанные выше подблоки повторяют в каждом блоке. Подблоки 4 и 5 несут данные о поправках на влияние ионосферы, параметры шкалы времени данного НС (в том числе сведения о здоровье спутника), а также *альманах* - сборник менее точных данных о местонахождении всех навигационных спутников системы. Альманах нужен для планирования и проектирования измерений. Информация подблоков 4 и 5 разделена на 25 страниц, передается постранично и повторяется через 12,5 минут. Наиболее важные сведения потока сообщений обычно обновляют через каждые 4 часа. В GPS все спутники работают на одних и тех же частотах, но каждый имеет свой код. Осуществляется *кодировое* разделение сигналов.

В ГЛОНАСС все сигналы модулированы одними и теми же *высокой* (ВТ) или *стандартной* (СТ) точности кодами. Каждый спутник работает на собственных частотах. Осуществляется *частотное* разделение сигналов.

Значения частот:

$$\begin{aligned} f_{L1} &= f_{01} + K \Delta f_1, & f_{L2} &= f_{c2} + K \Delta f_2, \\ f_{01} &= 1602 \text{ МГц}, & f_{02} &= 1246 \text{ МГц}, \\ \Delta f_1 &= 0,5625 \text{ МГц}, & \Delta f_2 &= 0,4375 \text{ МГц}, \end{aligned}$$

где номера K изменяются от 1 до 24.

С 1998 г., чтобы не ухудшать радиоастрономии, были исключены номера $K = 16-20$ и спутники в противоположных полушариях получили одинаковые номера. С 2005 г. сохранили только номера K с 1 по 12, а позже - с -7 по +4. На каждом спутнике все сигналы формируются от одного эталонного генератора основной частоты $f_0 = 5,11$ МГц. Несущие частоты находятся в соотношении $f_{L1}/f_{L2} = 9/7$. Длины волн $\lambda_{L1} = 18,7$ см, $\lambda_{L2} = 24,1$ см.

В ГЛОНАСС эфемериды содержат геоцентрические координаты спутника, альманах - литер K несущей частоты, время и долготу первого прохождения внутри суток восходящего узла, поправки к наклонению орбиты и периоду обращения, аргумент перигея и эксцентриситет орбиты, сдвиг шкалы времени.

Таблица 6 - Характеристики сигналов, передаваемых НС

| Параметр | ГЛОНАСС | GPS |
|--------------------------|---------------------|-------------|
| Поляризация радиоволн | круговая | круговая |
| Несущие частоты L1, | 1602,56+1.615,5 МГц | 1575,42 МГц |
| Несущие частоты L2 | 1246,44-1256,5 МГц | 1227,6 МГц |
| Разделение сигналов | частотное | кодовое |
| Объем потока сообщений | 7500 бит | 37500 бит |
| Длит, передачи сообщения | 2,5 мин | 12,5 мин |
| Скорость передачи данных | 50 зн/с | 50 зн/с |
| Повторение меток времени | 2 с | 6 с |

Счет времени. На спутниках эталонные генераторы высокостабильных колебаний одновременно являются хранителями времени. На борту каждого НС сигналы формируются от четырех цезиевых атомных стандартов с относительной нестабильностью частоты за сутки около 10^{-13} . Передаваемые радиосигналы несут *метки времени*. По этим меткам на Земле при помощи станций службы времени производится сверка временных шкал с государственными эталонами. По ним же синхронизируют измерения и в аппаратуре пользователей.

Единицей измерений атомного времени АТ является атомная секунда - интервал времени, в течение которого совершается 9192631770 колебаний, соответствующих резонансной частоте энергетического перехода между уровнями сверхтонкой структуры основного состояния атома цезия-133.

Существует *Международное атомное время* TAI (Time Atomic International) и *Время спутниковой системы*. Естественно их шкалы не совпадают. Время GPS (GPST) было установлено в полночь с 5 на 6 января 1980 г. и на 19 с меньше времени TAI.

Атомное время течет равномерно и постепенно расходится с так называемым *Всемирным временем* UT (Universal Time), соответствующим среднему времени Гринвичского меридиана, которое соотнесено с суточным вращением Земли. Различают всемирное время UT0, получаемое из астрономических наблюдений, UT1 - исправленное за смещение мгновенного полюса относительно его среднего положения и UT2 - исправленное UT1 поправками на сезонные вариации вращения Земли.

Поскольку шкалы AT и UT между собой не согласуются, введена промежуточная шкала так называемого *координированного времени* UTC (Universal Time Coordinated). UTC – это атомное время, которое корректируется на 1с, когда его отклонение от UT1 превышает 0,9с. Коррекция выполняется в последнюю секунду 31 декабря или 30 июня, или в обе даты.

Например, в ноябре 1985 г. Соотношение между временами было $GPST = UTC + 4с$; в июне 1993 г. GPST опережало UTC на 9 с. В июле 1994 г. это отличие составило 10 с.

Системное время ГЛОНАСС корректируется одновременно с UTC и не имеет сдвига в целое число секунд.

В приемнике пользователя атомных стандартов частоты нет. Устанавливать их там было бы слишком дорого. Поэтому сдвиг шкалы времени в АП может быть на несколько порядков больше, чем на НС. К счастью этот сдвиг практически одинаков по отношению к измерениям псевдодальностей до всех наблюдаемых в данный момент спутников. Это - постоянная систематическая погрешность. Ее можно исключить, если измерять псевдодальности как минимум до 4 спутников. Четыре измерения позволят вычислить четыре параметра - три координаты, определяющие положение приемника в земном пространстве, и сдвиг шкалы времени (уход частоты) в приемнике.

Псевдослучайные последовательности. В 70-х годах стали развиваться методы измерения дальностей с использованием радиоимпульсов с начальными фазами, интерпретируемыми как 0 и 1. Закономерное чередование нулей и единиц образует код. Кодовые сигналы воспринимаются как случайный шум. Поэтому их называют *псевдослучайными последовательностями* (ПСП) или *псевдослучайными кодами* (Pseudo Random Code). Они имеют малую мощность, однако, благодаря строгой закономерности построения, их удастся выделить из общего шумового фона даже при помощи миниатюрных антенн. Тем не менее, такие сигналы должны в несколько раз превышать уровень шума. Важным показателем является отношение сигнал/шум (SNR - Signal to Noise Ratio): чем SNR больше, тем лучше.

ПСП формируют при помощи сдвиговых регистров (СР), управляемых тактовыми сигналами (рисунок 6). В каждом регистре можно хранить числа в двоичном коде в виде 0 или 1. Подачей *тактовых* сигналов частоты f_m эти состояния можно изменять. Частоту f_m называют тактовой, а период следования тактовых сигналов определяют по соотношению

$$T_m = 1/f_m.$$

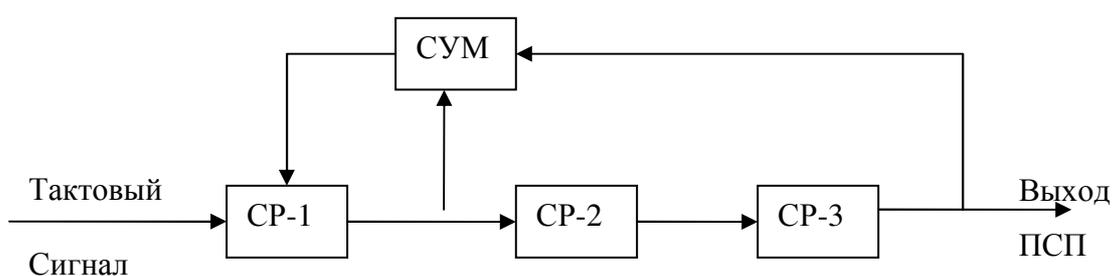


Рисунок 6 - Генератор ПСП

Работу генератора ПСП рассмотрим на примере трехразрядного регистра сдвига (рисунок 6). С приходом тактового сигнала записанное в регистре число сдвигается на один разряд к выходу. Сигналы с выхода одного сдвигового регистра, например СР-1, поступают в сумматор СУМ, а с него - на вход первого регистра, где записывается 0 или 1 в зависимости от результата сложения в сумматоре. Сложение происходит по правилу:

$$1+1=0 \quad 0+1=1 \quad 1+0=1 \quad 0+0=0$$

Последовательное чередование чисел, когда в начальном состоянии во всех СР записаны единицы, поясняет табл. 7.

Таблица 7 Формирование ПСП в трехразрядном регистре

| № такта | СР-1 | СР-2 | СР-3 | Выход ПСП |
|---------|------|------|------|-----------|
| 0 | 1 | 1 | 1 | - |
| 1 | 0 | 1 | 1 | 1 |
| 2 | 1 | 0 | 1 | 11 |
| 3 | 0 | 1 | 0 | 111 |
| 4 | 0 | 0 | 1 | 0111 |
| 5 | 1 | 0 | 0 | 10111 |
| 6 | 1 | 1 | 0 | 010111 |
| 7 | 1 | 1 | 1 | 0010111 |

На первом такте в сумматор подается 1 с блока СР-1 и 1 с выхода схемы. С выхода сумматора в первый разряд регистра пишется 0 и т.д. На седьмом такте во всех разрядах повторится число, которое было на нулевом такте. В результате образуется кодовая последовательность: 0010111. В дальнейшем код с указанным чередованием чисел будет повторяться.

Если сумматор соединить с выходом СР-2, то последовательность чередования нулей, единиц и код изменятся, однако период повторения кода останется прежним. Схема из К разрядов будет генерировать ПСП с общим числом символов и периодом повторения кода, равными, соответственно

$$M = 2K - 1 \quad \text{и} \quad T_{\text{П}} = M T$$

При этом число единиц будет $2K-1$, а число нулей - $(2K-1 - 1)$.

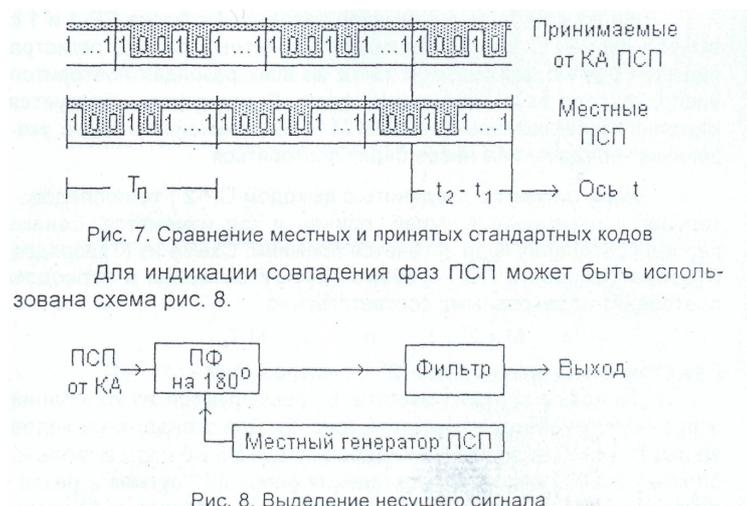
Тактовые сигналы частоты f_m формируются из колебаний эталонного генератора частоты f_0 (рис. 7). Для стандартных кодов частота $f_m = f_0/10$, а для точных кодов $f_m = f_0$. Точные коды довольно сложны. В GPS период их повторения равен 267 суткам и разделяется на части по семь суток. Каждый спутник имеет свой семисуточный фрагмент. Смена фрагментов на всех КА происходит еженедельно в 0 часов с субботы на воскресенье.

Определения псевдодальностей. Допустим, что ПСП на спутнике и в приемнике пользователя генерируются строго синхронно. Тогда, приходящая от

навигационного спутника кодовая последовательность с M символами и длительностью T_n , будет запаздывать по отношению к такой же последовательности в аппаратуре наземной станции на время t_1-t_2 , равное распространению сигнала от КА до АП, где t_1 - момент излучения сигнала на спутнике, t_2 - момент его приема на наземной станции (рис. 7). В случае стандартного кода время T равно целому числу N кодовых последовательностей длительности T_n и части этой последовательности, состоящей из целого числа m тактов периода T_m и некоторой доли такта Φ :

$$\tau = NT_n + (m + \delta)T_m,$$

где $0 < \Phi < 1$, $T < M$. Величины T и Φ могут быть измерены. Для этого последовательным сдвигом фазы местный сигнал "задерживают" на такое время (t_2-t_1), чтобы принимаемый успел его "догнать" и они оба совпали (их корреляция максимальна).



На вход устройства переборки фазы (ПФ) подаются местные и приходящие от спутника ПСП. В моменты смены символов местных ПСП производится переборка фазы несущего колебания на 180° . При совпадении фаз местных и принимаемых сигналов на выходе схемы возникнут смодулированные колебания несущей частоты, и мощность пропускаемого сигнала резко возрастет. Это служит индикатором совпадения фаз ПСП.

В действительности нет идеальной синхронизации колебаний на спутниках и на наземных станциях. Образно говоря, часы спешат или запаздывают в НС на величины $\Delta t_{КА}$, а в АП на величины $\Delta t_{АП}$ по сравнению со временем всей системы. Поэтому можно записать

$$t_2 - t_1 = \tau + \Delta t_{\text{КА}} + \Delta t_{\text{АП}}.$$

Умножая это выражение на скорость распространения радиоволн c , имеем:

$$P = R + d_{\hat{E}A} + D_{\hat{A}I},$$

где P - псевдодальность, R - геометрическая дальность между положениями навигационного спутника и приемной антенны, соответственно, в моменты t и t_2 , $d_{\hat{E}A} = c\Delta t_{\hat{E}A}$ и $D_{\hat{A}I} = c\Delta t_{\hat{A}I}$ - искажения дальности R из-за несинхронной работы станций системы.

Псевдодальность

$$P = N\lambda_n + dP, \quad dP = (m + \hat{O})\lambda_m,$$

где $\lambda = c/f_m$ длина тактовой волны, Φ - кодовая фаза, учитывающая временные задержки из-за несинхронности колебаний в спутниковой системе позиционирования, $\lambda_n = Mc/f_m$ длина волны ПСП.

Эти и другие величины СТ и С/А кодов указаны в табл. 8.

Таблица 8 – Параметры ПСП кодов стандартной точности

| Параметр | ГЛОНАСС | GPS |
|-------------------------------------|------------------|------------------|
| Тактовая частота f_m | 511 кГц | 1,023 МГц |
| Число разрядов K | 9 | 10 |
| Интервалы следования символов T_m | ≈ 2 мкс | ≈ 1 мкс |
| Длина волн $\lambda_m = c/f_m$ | ≈ 587 м | ≈ 293 м |
| Число символов в ПСП M | 511 | 1023 |
| Период повторения ПСП T_n | 1 мс | 1 мс |
| Длина волн $\lambda_i = Mc/f_m$ | ≈ 300 км | ≈ 300 км |

В формуле для псевдодальности P имеется целое число N , определяющее неоднозначность измерения псевдодальности. Величина N равна целому числу миллисекунд распространения сигнала от спутника до наземной станции. Ее можно найти по известным координатам спутника и приближенным координатам приемной антенны. При этом вычисленную псевдодальность надо знать с погрешностью

$$dP_N < \lambda_i / 3 < 100 \hat{\epsilon} i .$$

От длины тактовой волны зависит инструментальная погрешность измерений, которая для кодов стандартной точности может иметь величину, не превышающую

$$\delta P_e \leq 0,01\lambda_m \approx 3 - 6 \hat{\epsilon} i .$$

Длина тактовой волны кодов высокой точности в GPS около 29,3 м, а в ГЛОНАСС - 58,7 м; расчетная инструментальная погрешность ВТ и Р кодов не более 0,3 и 0,6 м, соответственно.

В настоящее время практически коды C/A по точности не уступают Р кодам. Однако коды высокой точности обладают большими возможностями.

В GPS период их ПСП $T_p = 7$ суткам, что значительно больше времени пробега радиоволной пути от НС до АП, равного примерно 65 - 85 миллисекундам, поэтому дальность определима однозначно. Тем не менее, и в этом случае желательно заранее знать приближенные значения координат станции АП, так как для полного последовательного перебора местных Р-кодовых сигналов до момента совпадения их фазы с фазой принимаемых сигналов с навигационного спутника потребовалось бы очень большое время.

Фазовый метод. Фазовым методом выполняются наиболее точные измерения. Расчетная инструментальная погрешность составляет около 0,01 от длины волны и при $X = 19$ см

$$\delta P_s \leq 0,01\lambda = 0,0119\tilde{m} \square 2 \tilde{i} \tilde{i} .$$

Предположим, что имеются идеальные условия - спутник относительно приемника неподвижен, электромагнитные колебания генераторов НС и АП строго синхронны, их частоты и начальные фазы одинаковы. Тогда в АП фаза ϕ пришедших волн будет отставать от фазы ϕ АП местных колебаний на величину, пропорциональную времени τ пробега волной расстояния R от спутника до наземной станции, где $\tau = R/c$.

Разность фаз будет равна

$$\Delta\phi = \phi_{\lambda R} - \phi_{\hat{E}A} = \omega\tau = 2\pi fR/c = 2\pi R/\lambda.$$

Здесь и в дальнейшем фаза принимаемых волн вычитается из фазы колебаний местного генератора. В этих формулах c , f , λ , соответственно, скорость электромагнитных колебаний в вакууме, частота и длина несущей волны.

Отсюда

$$R = \Delta\phi\lambda/2\pi = (N + \hat{O})\lambda,$$

где Φ - доля, а N - целое число волн λ X в расстоянии R . Важной особенностью является то, что измеряется только величина Φ . Число N из измерений получить невозможно. Если длина волны 19 см, то фиксируется расстояние только в пределах этих 19 см. Учитывая высоту полета навигационных спутников, нетрудно подсчитать, что число $N > 100\,000\,000$. Сколько же точно – неизвестно, поэтому задача не имеет однозначного решения. Нужны дополнительные усилия по нахождению чисел неоднозначности N , т.е. по разрешению неоднозначности фазовых измерений.

В действительности задача еще сложнее. Колебания генераторов НС и АП не синхронны: их частоты отличаются от номинала, а начальные фазы неодинаковы. По этой причине в текущий момент суммарное искажение измеряемой разности фаз равно $\Delta\varphi_{\text{EA}} + \Delta\varphi_{\text{AI}}$. Кроме того, дальность до спутника R не остается постоянной. Пока волна идет от передатчика на навигационном спутнике до приемника, навигационный спутник движется. Соответственно расстояние R или растет, или убывает, изменяясь с некоторой скоростью V_R . В свою очередь скорость V_R также может или расти, или убывать. Для простоты рассуждений будем полагать, что на коротком интервале времени ускорение дальности на навигационном спутнике равно нулю, и скорость V_R остается неизменной.

Вместе со спутником перемещается его передатчик. Вследствие перемещения передатчика возникает эффект Доплера. Если НС "мчится" навстречу приемнику АП, последний в единицу времени принимает больше волн по сравнению с неподвижным спутником. Это означает, что принимаемые волны стали короче, а частота колебаний - больше. С удалением спутника картина меняется на обратную - принимаемые волны удлиняются, а частота уменьшается. Частота принимаемого сигнала отличается от частоты излучаемого сигнала на величину доплеровского сдвига частоты f_a

$$f_{\dot{A}} = \pm f V_R / c, \quad \omega_{\dot{A}} = 2\pi f_{\dot{A}},$$

где ω_A - круговая доплеровская частота. Приемник осуществляет поиск пришедшего сигнала в диапазоне возможных доплеровских частот и выполняет подстройку под его частоту и фазу.

Разность фаз местных и пришедших колебаний принимает вид:

$$\Delta\varphi = \varphi_{A\bar{I}} - \varphi_{\hat{E}\hat{A}} = \omega\tau + \omega_A\tau + \Delta\varphi_{A\bar{I}} + \Delta\varphi_{\hat{E}\hat{A}}.$$

Следовательно,

$$\Delta\varphi = 2\pi \cdot (N + \Phi) = \omega \cdot R/c + \Delta\varphi_{KA} + \Delta\varphi_{A\bar{I}},$$

$$R = c \cdot \tau + V_R \cdot \tau.$$

Дальность R от АП до НС на момент фазовых измерений в приемнике пользователя складывается из двух частей - расстояния, пройденного волной за время τ и прироста этого расстояния за время τ вследствие движения спутника по орбите.

Принципиально важно отметить, что как только приемник поймал сигнал навигационного спутника, он начинает отслеживать и измерять изменения разностей фаз, обусловленные движением спутника. Поэтому величина $2\pi\Phi$ представляет часть разности фаз, содержащую не только долю, но и целое число циклов, фиксируемых с момента вхождения в синхронизм с принимаемым сигналом. Однако остается неизвестным целое число циклов N , которое было до установления связи. Таким образом, неоднозначность фазовых измерений не устраняется.

Обозначив измеряемую часть дальности и искажения в НС и в АП, соответственно, как

$$dP = \hat{O}\lambda, \quad d_{\hat{E}\hat{A}} = \Delta\varphi_{\hat{E}\hat{A}}\lambda/2\pi, \quad D_{A\bar{I}} = \Delta\varphi_{A\bar{I}}\lambda/2\pi.$$

получим:

$$dP = R - N\lambda + d_{\hat{E}\hat{A}} + D_{A\bar{I}},$$

$$P = R + d_{\hat{E}\hat{A}} + D_{A\bar{I}} = N\lambda + dP.$$

Таким образом, дальность складывается из измеряемой величины dP и неизвестной постоянной части $N\lambda$ (рисунок 9). Дальности, определяемые по фазе несущей (carrier phase range) для краткости называются фазовыми. В сущности,

это псевдодальности. Однако термин псевдодальность обычно применяют по отношению к результату кодовых измерений.

Определения на комбинированных волнах. Использование обеих несущих волн L1 и L2 предоставляет дополнительные возможности в разрешении неоднозначности фазовых измерений и устранении влияний внешних факторов. Для каждой из этих волн можно записать:

$$dP_1 = R - N_1\lambda_1 + s_1, \quad dP_2 = R - N_2\lambda_2 + s_2,$$

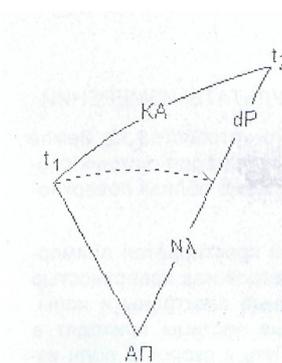


Рис. 9. Составные части фазовой дальности:
 $R + s = dP + N \cdot \lambda$

где s_1 , и s_2 учитывают всевозможные искажения дальностей R . Построив линейную комбинацию

$$\alpha dP_1 / \lambda_1 + \beta dP_2 / \lambda_2,$$

получим

$$dP_i = R - N_i\lambda_i + s_i$$

где комбинированные ("измеренная") часть дальности, длина волны и неизвестное их число соответственно равны

$$\begin{aligned} dP_i &= (\alpha dP_1 / \lambda_1 + \beta dP_2 / \lambda_2) \cdot \lambda_i, \\ \lambda_i &= c / (\alpha f_{L1} + \beta f_{L2}), \\ N_i &= (\alpha N_1 + \beta N_2). \end{aligned}$$

В табл. 9 указаны α и β для наиболее важных комбинаций волн.

Таблица 9 – Комбинированные волны в фазовых измерениях

| Волна | Частота | α | β | λ_i (см) |
|------------------------|----------------------|----------|---------|------------------|
| λ_1 | L1 | 1 | 0 | 19,04 |
| λ_2 | L2 | 0 | 1 | 24,4 |
| $\lambda_{\text{раз}}$ | Разностная | 1 | -1 | 86,2 |
| $\lambda_{\text{сум}}$ | Суммарная | 1 | 1 | 10,7 |
| $\lambda_{\text{ион}}$ | Ионосферно-свободная | 9 | -7 | 5,4 |

Комбинированная волна $\lambda_{\text{ион}}$ является ионосферно-свободной (ionosphere-free). Волна $\lambda_{\text{раз}}$ сравнительно большой длины (wide-lane), образуется разностью частот L1 и L2 и иногда способствует разрешению неоднозначности. Волна $\lambda_{\text{сум}}$ (narrow-lane) составляется суммой частот L1 и L2. Платой за получаемые выгоды является то, что в комбинированных волнах, за исключением $\lambda_{\text{сум}}$, возрастают шумы в приемниках.

Модуль «Особенности приемной аппаратуры спутниковых навигационных систем различного назначения»

Комплект аппаратуры пользователя. Комплект аппаратуры пользователей зависит от его назначения. В простейшем случае это миниатюрный приемник с источником питания, уместающийся на ладони. Наиболее совершенные приемные системы применяют в геодезических целях. Комплект АП для геодезических целей включает антенну, приемник, контроллер (управляющее устройство), блок питания (для зарядки аккумуляторов и работы от сети), аккумуляторы или батареи, кабели, штативы, вешку для установки антенны, рулетку или специальное приспособление для измерения высоты антенны, станковый рюкзак для приемника, упаковочные сумки, чехлы и прочее оснащение. Для обработки измерений обязателен персональный компьютер с программным обеспечением. АП интенсивно развиваются в направлении совершенствования электронной и информационной частей, уменьшения массы и габаритов.

Антенные устройства. Антенна может быть встроена в приемник или использоваться в виде выносного модуля, соединяемого с ним специальным кабелем. Применяют одночастотные антенны, настроенные на частоту L_1 ; двухчастотные антенны, принимающие частоты L_1 и L_2 .

В геодезической аппаратуре получили распространение микрополосковые плоские спиральные антенны. Спиральные антенны обеспечивают прием волн круговой поляризации. Их изготавливают нанесением печатным способом проводника на диэлектрик. Антенны технологичны в изготовлении, легки и компактны, защищены обтекателем, приспособлены для установки на штативе или вешке. Для отсека отражений к ним может быть прикреплен плоский металлический экран (рис. 15).

Для измерений по фазе несущей волны важное значение имеет фазовая характеристика антенны. Фазовая характеристика идеальной антенны представляет собой сферу, тогда с какой бы стороны не приходила радиоволна

задержка по фазе в антенне будет одинаковой. В реальной антенне сдвиг по фазе зависит от направления на навигационный спутник. В заводских условиях антенны исследуют и определяют параметры зависимости искажений от азимутов направлений. Чтобы заводская характеристика соответствовала условиям измерений, на антенну наносят указатель на Север, по которому ее ориентируют относительно стран света.

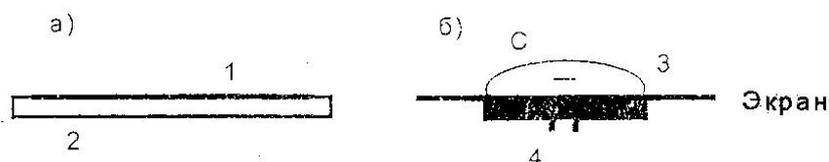


Рисунок 15- Микрополосковые антенны:

а) проводник 1 нанесен на диэлектрик 2; б) антенный блок с обтекателем 3, экраном и гнездом 4 для крепления на штативе или вешке, С - фазовый центр

На станции все измерения отнесены к одной точке антенны - к ее фазовому центру.

Если на местности закреплена некоторая другая точка, например А, то в координаты должны быть введены поправки. Поправки вычисляются по формулам перехода от топоцентрических горизонтных к геоцентрическим координатам:

$$\begin{pmatrix} \partial(X_C - X_A) \\ \partial(Y_C - Y_A) \\ \partial(Z_C - Z_A) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\sin B_A \cos L_A & -\sin L_A & \cos B_A \cos L_A \\ \sin B_A \sin L_A & \cos L_A & \cos B_A \sin L_A \\ \cos B_A & 0 & \sin B_A \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} d \cos \alpha \\ d \sin \alpha \\ h \end{pmatrix}$$

В приведенных формулах h - высота фазового центра над точкой А, α - азимут направления «точка А-фазовый центр антенны С», d - горизонтальное расстояние от закрепленной точки А до фазового центра антенны. Дополнительно должны быть известны приближенные значения геодезических широты B_A и долготы L_A . Поправки вычитаются из геоцентрических координат X_C, Y_C, Z_C фазового центра антенны в точке С.

Обычно избегают лишних осложнений и антенну устанавливают над закрепленной точкой. При высокоточных измерениях для этого используется оптический отвес, тогда $d = 0$ и формулы упростятся.

При высокоточных измерениях высоту h фазового центра антенны измеряют очень тщательно в начале, а для контроля и в конце сеанса наблюдений.

Классификация приемных систем. Приемники настолько сложны, что их иногда именуют приемными системами. Приемники классифицируют по конструктивным особенностям - типу слежения за спутниками, видам принимаемых и обрабатываемых сигналов, по портативности и техническим возможностям, по точности и стоимости.

По типу слежения за сигналами НС приемники делятся на:

- последовательного слежения;
- параллельного слежения.

Приемники последовательного слежения имеют один или два канала, и сигналы спутников принимают по очереди. Такие приемники наиболее дешевы и наименее точны.

При параллельном слежении улучшаются показатели SNR (сигнал/шум), лучше исключаются погрешности из-за нестабильности частоты местного генератора, так как в измерения по всем спутникам синхронно вносятся одни и те же искажения. Приемники данного типа многоканальные. Каждый канал следит за своим спутником. Число каналов может быть от 4 до 12 и более. При точных измерениях проблемой является срыв сигналов в тени зданий и других объектов. Эти трудности легче преодолеть, используя многоканальные приемники (чем больше каналов, тем легче найти необходимое количество видимых спутников и избежать срывов измерений).

По видам принимаемых и обрабатываемых сигналов приемники делятся на:

- кодовые, работающие только с дальномерными кодами;
- кодово-фазовые одночастотные, применяющие дальномерные коды и фазовые измерения только на частоте L1;
- кодово-фазовые двухчастотные, использующие дальномерные коды и фазовые измерения на частотах L1 и L2;

Функции приемных систем. В общем случае геодезические кодово-фазовые приемники выполняют следующие функции:

- генерирование местных эталонных колебаний, опорных сигналов для частотных преобразований и измерений, дальномерных кодов;
- поиск, усиление и разделение сигналов, принадлежащих разным КА;
- фильтрацию сигналов с целью ослабления помех;
- демодуляцию несущих сигналов с целью выделения спутниковых сообщений, меток времени и кодовых ПСП;
- слежение за частотой, фазой, кодовыми сигналами, измерение псевдодальностей по каждому НС;
- аналого-цифровое преобразование данных;
- прием установочных параметров и маркеров, фиксирующих внешние события;
- выполнение необходимых оперативных расчетов;
- выдачу соответствующей информации об установочных параметрах, некоторых результатах измерений, о наличии, состоянии и расположении спутников, о текущем времени и др.;
- синхронизацию с внешними устройствами;
- прием поправок (при помощи дополнительного радиоканала) в псевдодальности от внешнего передающего устройства,
- генерирование поправок в псевдодальности для передачи по дополнительному радиоканалу на другие приемники;
- хранение принятой и накапливаемой информации (встроенная память позволяет хранить информацию объемом ~1 Мб, а при сменных картах памяти -20 - 40 Мб);
- сброс накопленных данных в персональные компьютеры для их дальнейшей обработки.

Местный эталон частоты. В каждом приемнике важнейшей частью является генератор основных колебаний - местный эталон частоты, следовательно, и эталон времени. От его качества во многом зависит точность определений координат, масса, габариты и надежность аппаратуры. С его помощью в так называемом синтезаторе вырабатываются опорные сигналы, необходимые для частотных

преобразований и измерений. Стабилизация частоты этого генератора достигается введением в колебательный контур кварцевой пластинки. Кварцевые генераторы по стабильности на 4 - 6 порядков хуже атомных, установленных на спутниках.

Аналоговая и цифровая обработка сигналов. В электрических цепях приемников любым параметрам информации соответствуют аналоги в виде токов и напряжений. Аналоговая обработка означает, что все операции (усиление, сложение, умножение, деление, дифференцирование, интегрирование и т.п.) проводятся над аналогами данных - токами и напряжениями. Для этого служат специальные радиотехнические схемы, достигшие высокой степени совершенства. Аналоговой обработке присущи трудности, связанные с обработкой и хранением данных.

Наряду с аналоговой имеет место цифровая обработка. В ходе аналого-цифрового преобразования непрерывная функция $u(t)$, описывающая токи и напряжения, заменяется дискретными значениями $u(t_1), u(t_2), \dots, u(t_n)$, снятыми в моменты времени t_1, t_2, \dots и переведенными в цифровую форму.

Цифровая обработка имеет ряд преимуществ по сравнению с аналоговой: повышается стабильность, точность и оперативность работы, решается вопрос о хранении данных, их перекачки в компьютер и сочленении приемной аппаратуры с устройствами таких важных для географии систем, как ГИС.

Модуль «Алгоритмы определения координат и скорости объектов в спутниковых навигационных системах»

Аналитические решения при абсолютных определениях.

В вычислениях используют измеренные псевдодальности

$$P_i = R_i + D_{\Delta i} + e_i, (i = 1..n),$$

где P_i - псевдодальность, R_i - геометрическая дальность, $D_{\Delta i}$ - искажения дальности R_i в пункте наблюдений, e_i - влияние всех остальных погрешностей, которые в данном случае рассматриваем как случайные, i - текущий номер наблюдаемого навигационного спутника, причем $n > 4$.

Представим искомые координаты в виде:

$$X = X_0 + x_i, Y = Y_0 + y_i, Z = Z_0 + z_i$$

где X_0, Y_0, Z_0 - известные приближенные значения координат, x_i, y_i, z_i - поправки в приближенные координаты, которые предстоит найти.

Геометрическая дальность до i -го спутника записывается следующим образом

$$R_i = [(X_i - X_0 - x)^2 + (Y_i - Y_0 - y)^2 + (Z_i - Z_0 - z)^2]^{1/2},$$

Данное выражение преобразуется следующим образом:

$$R_i = R_{0i} [1 - 2(a_i x + b_i y + c_i z) / R_{0i} + (x^2 + y^2 + z^2) / R_{0i}^2]^{1/2},$$

где использованы обозначения

$$R_{0i} = [(X_i - X_0)^2 + (Y_i - Y_0)^2 + (Z_i - Z_0)^2]^{1/2},$$
$$a_i = (X_i - X_0) / R_{0i}, b_i = (Y_i - Y_0) / R_{0i}, c_i = (Z_i - Z_0) / R_{0i}.$$

Выражение в квадратных скобках в правой части формулы для R_{0i} , разложим в ряд Тейлора, ограничиваясь только линейной частью ряда:

$$[1 - t]^{1/2} = 1 - t/2 + \dots$$

Такое разложение допустимо, так как поправки в координаты являются малыми величинами и всеми членами, содержащими $x/R_{0i}, y/R_{0i}, z/R_{0i}$ в степенях выше первой, можно пренебречь.

Чтобы ослабить влияние погрешностей e , уточним измеренные псевдодальности поправками v , отыскиваемыми по методу наименьших квадратов. Для простоты

рассуждений примем, что все псевдодальности измерены с одинаковой точностью.

Решение по МНК отыскивается из условия минимума суммы квадратов поправок

$$\Sigma v^2 = \min.$$

Тогда для уравнения i -ой поправки можно записать:

$$v_i = -a_i x - b_i y - c_i z + D_{Ai} - I_i,$$

где $I_i = P_i - R_{oi}$ зависят от результата измерений P_i

Система уравнений для поправок записывается в виде:

$$V = GU - I,$$

где

$$G = \begin{pmatrix} -a_1 & -b_1 & -c_1 & 1 \\ -a_2 & -b_2 & -c_2 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ -a_n & -b_n & -c_n & \dots \end{pmatrix}$$

$$V = (v_1, v_2, \dots, v_n)^T; \quad U = (x, y, z, D_{АП})^T; \quad I = (I_1, I_2, \dots, I_n)^T.$$

Из системы нормальных уравнений следует, что искомые параметры U определяются по соотношениям

$$G^T G U = G^T I \quad \text{и} \quad U = (G^T G)^{-1} G^T I.$$

Матрица G зависит от приближенных значений координат X_0, Y_0, Z_0 , которые должны быть известны. Поэтому решение линейной засечки по псевдодальностям выполняется последовательными приближениями, уточняющими значения искомых параметров U .

Геометрический фактор. Система нормальных уравнений имеет решение, если определитель матрицы ее коэффициентов $G^T G$ не равен нулю:

$$\det(G^T G) \neq 0.$$

Чем больше определитель отличается от нуля, тем более информативно измерение и точнее решение. В этом проявляется суть геометрического фактора (ГФ).

Важно выяснить, при каких обстоятельствах измерение плохое, или даже совсем отсутствует решения. Это можно наглядно показать для случая, когда нет избыточных измерений и когда четыре параметра x, y, z и $D_{АП}$ определяют по наблюдениям только четырех спутников.

Тогда

$$(G^T G)^{-1} = G^{-1}(G^T)^{-1} \quad \text{и} \quad U = G^{-1}I.$$

Решения не будет, когда матрица G вырождена и определитель $\det(G) = 0$. Допустим, что дальности до спутников одинаковы и все $R_{0i} = R_0$. Как известно, множитель, общий элементам какого-либо столбца (строки), можно вынести за знак определителя.

В этом случае:

$$\det(G) = -(1/R_0^3)W,$$

где

$$W = \begin{vmatrix} (X_1 - X_0) & (Y_1 - Y_0) & (Z_1 - Z_0) & 1 \\ (X_2 - X_0) & (Y_2 - Y_0) & (Z_2 - Z_0) & 1 \\ (X_3 - X_0) & (Y_3 - Y_0) & (Z_3 - Z_0) & 1 \\ (X_4 - X_0) & (Y_4 - Y_0) & (Z_4 - Z_0) & 1 \end{vmatrix}$$

В правой части под знаком определителя находятся координаты четырех спутников. Начало отчета координат перенесено в определяемый пункт. Как известно, в такой записи определитель W равен шестикратному объему треугольной пирамиды, в вершинах которой расположены эти четыре спутника. Отсюда ясно, что определитель $\det(G)$ тем больше, чем больше объем этой пирамиды. Вероятно, объем будет наибольшим, когда три спутника расположатся в плоскости горизонта в вершинах равностороннего треугольника, в центре которого находится наземная определяемая станция, а четвертый спутник будет в зените над станцией. Практически такой случай невозможен, ибо спутники реально наблюдают лишь тогда, когда они расположены над горизонтом не ниже 10° .

С другой стороны $W = 0$ означает, что все четыре спутника лежат в одной плоскости. Однако не следует забывать, что определитель W записан при допущении, что расстояния от станции до спутников одинаковы. Поэтому в действительности определитель станет равным нулю, когда все НС окажутся в плоскости основания прямого кругового конуса, вершина которого в наблюдаемом пункте. В этом случае навигационная задача решения не имеет.

Решение будет тем хуже, а геометрический фактор тем больше, чем ближе спутники расположены к одной плоскости.

Чтобы понять, как вычисляется ГФ, следует ознакомиться с некоторыми положениями оценки точности измерений при использовании МНК.

Вектор параметров $U = (x, y, z, D_{An})_t$ вычислен по данным вектора измерений $I = (I_1, I_2, \dots, I_n)_t$, содержащим случайные погрешности. Точность вектора характеризует симметричная ковариационная матрица K :

$$K_I = \begin{pmatrix} \sigma_1^2 & r_{12}\sigma_1\sigma_2 & \dots & r_{1n}\sigma_1\sigma_n \\ & \dots & & \\ & \sigma_i^2 & \dots & r_{in}\sigma_i\sigma_n \\ & & & \sigma_n^2 \end{pmatrix}$$

На главной диагонали расположены дисперсии погрешностей величин I_i . Недиагональные элементы на пересечении i -ой строки (столбца) и j -го столбца (строки) определяют корреляционные связи и коэффициент корреляции r_{ij} погрешностей в величинах I_i и I_j .

Для равноточных и некоррелированных n величин, когда матрица - диагональная, все σ^2 одинаковы и равны дисперсии, характеризующей точность измерений псевдодальностей.

Тогда ковариационная матрица принимает простой вид

$$K_I = \sigma^2 E$$

где E - единичная матрица.

В общем случае задача по нахождению ковариационной матрицы может быть сформулирована следующим образом: случайный вектор Y (вектор, с учетом случайных погрешностей) вычисляется через другой случайный вектор I (ковариационная матрица которого K_I) по формуле

$$Y = AI + b,$$

где матрица A и вектор b имеют постоянные элементы.

Тогда ковариационная матрица K_Y вектора Y будет иметь вид:

$$K_Y = AK_I A^T.$$

Для ковариационной матрицы K_u вектора U в случае равноточных и некоррелированных измерений можно записать

$$K_u = \mu^2 Q, \quad \text{где } Q = (G^T G)^{-1}.$$

Для дисперсии σ^2 i -ого элемента вектора U имеем:

$$\sigma_i^2 = \mu^2 Q_{ij},$$

где Q_{ij} - диагональный элемент матрицы Q , расположенный на пересечении i -ой строки и j -ого столбца.

Соответственно для координат x, y, z , являющихся первыми тремя элементами вектора U , имеем:

$$\sigma_x = \mu \sqrt{Q_{11}}, \sigma_y = \mu \sqrt{Q_{22}}, \sigma_z = \mu \sqrt{Q_{33}}.$$

Точность положения точки в трехмерном пространстве характеризуют средней квадратической погрешностью (СКП) положения, вычисляемой по формуле:

$$\sigma_p = (\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2)^{1/2} \quad \text{или} \quad \sigma_p = \mu(Q_{11} + Q_{22} + Q_{33})^{1/2}.$$

Пользователя чаще интересует смещение определяемого пункта не в трехмерном пространстве, а на земной поверхности. Если точка сдвигается в трехмерном пространстве по координатным осям на величины x, y, z , то это приводит к изменению геодезических широт, долгот и высот на величины dB, dL, dH и смещению точки вдоль меридиана на отрезок m , перпендикулярно меридиану на отрезок n , а по высоте на величину h .

При этом

$$m = (M + H)dB, \quad n = (N + H) \cos B dl, \quad h = dH,$$

где M и N - радиусы кривизны меридиана и первого вертикала земного эллипсоида.

Обозначим через $V = (m, n, h, D_{АП})_t$.

Тогда:

$$V = \Phi U$$

Матрица Φ имеет вид:

$$\Phi = \begin{pmatrix} -\sin B \cos L & -\sin B \sin L & \cos B & 0 \\ -\sin L & \cos L & 0 & 0 \\ \cos B \cos L & \cos B \sin L & \sin B & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}$$

Вышеприведенное соотношение показывает, как смещения в трехмерном пространстве влияют на сдвиг в горизонтальной плоскости на некоторой высоте H над эллипсоидом. Для ковариационной матрицы Γ вектора V и дисперсий элементов этого вектора σ_i^2 получаем:

$$\Gamma = \mu^2 \Phi Q \Phi^T, \quad \sigma_i^2 = \mu^2 \Gamma_{ii}.$$

Соответственно для СКП смещений вдоль меридиана, перпендикулярно ему и вверх по вертикали имеем:

$$\sigma_m = \mu \sqrt{\Gamma_{11}}, \quad \sigma_n = \mu \sqrt{\Gamma_{22}}, \quad \sigma_h = \mu \sqrt{\Gamma_{33}}$$

Для СКП положения точки в горизонтальной плоскости и в пространстве получим:

$$\begin{aligned} \sigma_r &= \mu (\Gamma_{11} + \Gamma_{22})^{1/2}, \\ \sigma_p &= \mu (\Gamma_{11} + \Gamma_{22} + \Gamma_{33})^{1/2}. \end{aligned}$$

Геометрический фактор определяется отношением:

$$\Gamma\Phi = \sigma_i / \mu$$

Обычно используются следующие выражения для $\Gamma\Phi$:

$$GDOP = (Q_{11} + Q_{22} + Q_{33} + Q_{44})^{1/2} = (\Gamma_{11} + \Gamma_{22} + \Gamma_{33} + \Gamma_{44})^{1/2},$$

$$PDOP = (Q_{11} + Q_{22} + Q_{33})^{1/2} = (\Gamma_{11} + \Gamma_{22} + \Gamma_{33})^{1/2},$$

$$HDOP = (Q_{11} + Q_{22})^{1/2} = (\Gamma_{11} + \Gamma_{22})^{1/2},$$

где

DOP (Dilution of Precision) - обозначает уменьшение точности; первые буквы G (Geometrical - все составляющие), P (Position - положение в пространстве), H (Horizontal - на горизонтальной плоскости), V (Vertical - по высоте), T (Time - во временных задержках) говорят, о каком уменьшении точности идет речь.

$\Gamma\Phi$ уменьшается с увеличением числа наблюдаемых навигационных спутников.

Основным показателем ГФ является PDOP. Для оценки качества навигационного решения пользуются следующей шкалой:

| PDOP | Вербальная оценка |
|----------|-------------------|
| ≤ 4 | Хорошо |
| 5-7 | Удовлетворительно |
| > 7 | Плохо |

Распределения геометрического фактора. Диаграммы на рисунке 19 показывают в процентах возможность позиционирования, когда ГФ < 4, 7 и 10 при различном количестве НС. Как видно, 24 спутника на открытой местности обеспечивают надежное определение координат. При уменьшении числа спутников до 18 точность падает, а местоопределения при ГФ < 4 возможны менее чем в 70% случаев. После отключения половины (12) спутников нарушается непрерывность определений, ГФ > 10, местоопределения с высокой точностью становятся невозможными, а в 50% случаев задача не имеет решения.

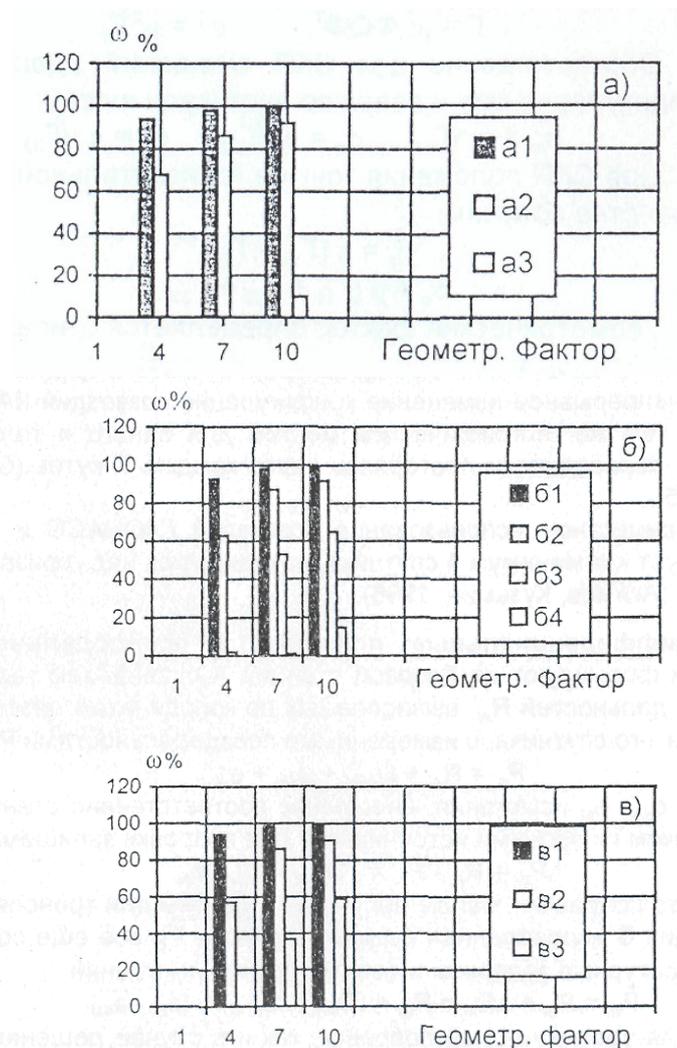


Рис. 19. Распределение геометрического фактора в различных ситуациях позиционирования а) на открытой местности при 24 (a1), 18 (a2) и 12 (a3) спутниках; б) для углов закрытия горизонта 10° (б1), 20° (б2), 30° (б3), 40° (б4); в) на дорогах Санкт-Петербург-Кингисепп (в1), Мукачево-Черновцы (в2), Военно-Грузинской (в3)

Надежные определения имеют место при углах возвышения над горизонтом в 10°. С увеличением этих углов точность определений понижается. При углах 30° маловероятны ГФ < 4 и определения с высокой точностью практически не возможны; при углах 40° задача решения не имеет (рис. 19б). В горной местности из-за больших углов закрытия горизонта условия позиционирования ухудшаются. Так, точность в Карпатах может снизиться в два-три раза, а на Военно-Грузинской дороге еще больше (рис. 19в).

В GPS обращение спутников синхронно с вращением Земли, поэтому в определенных точках земной поверхности в одно и то же время суток НС создают одинаковый геометрический фактор и могут существовать области с постоянным пониженным значением ГФ. Этого недостатка нет в ГЛОНАСС, где выбранная высота орбиты создает непрерывное изменение конфигурации созвездий НС над одним и тем же географическим местом для одного и того же времени, периодически повторяясь через каждые 7 суток.

Совместное использование созвездий ГЛОНАСС и GPS гарантирует возможность решения навигационной задачи с высокой точностью в любом месте Земли.

Дифференциальные поправки в псевдодальности.

Поправки формируются на базовой станции А сравнением геометрических дальностей R_{Ai} , вычисляемых по координатам наземной станции и i -го спутника, с измеренными псевдодальностями P_{Ai} .

$$P_{Ai} + D_{АПА} + d_{КАi} + e_{Ai},$$

где $D_{АПА}$, $d_{КАi}$, e_{Ai} искажения, внесенные соответственно станцией А, i –ым спутником и прочими источниками.

Для поправки можно записать:

$$\Delta P_{Ai} = R_{Ai} - P_{Ai} = -D_{АПА} - e_{КАi} - e_{Ai}.$$

Дифференциальные поправки являются малыми величинами и удобны для трансляции. На станции В исправленная псевдодальность P_B все еще содержит аппаратурные задержки и остатки прочих искажений:

$$P_{Bi} = P_{Bi} + \Delta P_{Ai} = R_{Bi} + (D_{АПА} - D_{АПА}) + (e_{Bi} - e_{Ai})$$

Для уравнения i -ой поправки, как и в случае решения линейной пространственной засечки в автономном режиме, можно записать:

$$v_i = -a_1x - b_1y - c_1z + (D_{\hat{A}i\hat{A}} - D_{\hat{A}i\hat{A}}) - I_i,$$

где $I_i = \overline{P_{Bi}} - R_{\hat{A}i\hat{A}}, R_{\hat{A}i\hat{A}}$ – приближенное значение $R_{\hat{A}i}$, x, y, z – поправки в приближенные координаты станции В. Чтобы найти четыре неизвестные

величины - x, y, z и $(D_{AnB} - D_{AnA})$, нужно провести наблюдения не менее четырех спутников.

Дифференциальные поправки в фазовые дальности.

На базовой станции А по наблюдениям i -го спутника определена часть фазовой дальности, которую можно представить в виде:

$$dP_{Ai} = R_{Ai} - N_{Ai}\lambda + d_{\hat{E}Ai} + D_{\hat{A}i\hat{A}} + e_{Ai},$$

где R_{Ai} - геометрическая дальность от станции до спутника (КА), N_{Ai} - неизвестное число неоднозначности, $d_{\hat{K}Ai}$, $D_{\hat{A}i\hat{A}}$, e_{Ai} - искажения, внесенные аппаратурой спутника, наземной станцией и прочими источниками. Используя кодовые измерения и геометрические дальности, можно оценить число неоднозначности. Пусть этой оценкой будет целое число K_{Ai} . В общем случае $K_{Ai} \neq N_{Ai}$.

Фазовую дальность приближенно можно представить в виде:

$$P_{Ai} \approx dP_{Ai} + K_{Ai}\lambda.$$

Тогда для дифференциальной поправки, которая будет малой величиной, получим:

$$\Delta P_{Ai} = R_{Ai} - P_{Ai} \approx R_{Ai} - dP_{Ai} - K_{Ai}\lambda.$$

Подставив значение dP_{Ai} , получим:

$$\Delta P_{Ai} = (N_{Ai} - K_{Ai})\lambda - d_{\hat{E}Ai} - D_{\hat{A}i\hat{A}} - e_{Ai}$$

На подвижной станции В исправленные результаты измерений dP_{Bi} имеют вид:

$$\overline{dP_{Bi}} = dP_{Bi} + \Delta P_{Ai} = R_{Bi} - (N_{Bi} - N_{Ai} + K_{Ai})\lambda + (D_{\hat{A}i\hat{A}} - D_{\hat{A}i\hat{A}}) + (e_{Bi} - e_{Ai}).$$

Отсюда, для уравнения i -ой поправки получаем:

$$v = -a_i x - b_i y - c_i z - N_{ABi} + (D_{\hat{A}i\hat{A}} - D_{\hat{A}i\hat{A}}) - I_i,$$

где $N_{ABi} = (N_{Bi} - N_{Ai} + K_{Ai})$, $I_i = \overline{dP_{Bi}} - R_{OBi}$, R_{OBi} - приближенное значение R_{Bi} .

Следовательно, предстоит найти поправки x, y, z в приближенные координаты станции В, аппаратурные искажения $(D_{\hat{A}i\hat{A}} - D_{\hat{A}i\hat{A}})$ и определить методом ОТФ целое число N_{ABi} .

Аналитические решения при относительных определениях.

В относительных определениях дальности измеряют фазовым методом. Зафиксированную их часть можно записать в виде:

$$dP = R - N\lambda + d_{\hat{E}A} + D_{\hat{A}I} + e,$$

где R - геометрическая дальность от станции до спутника, N - неизвестное число длин несущих волн λ на этой дистанции, d_{KA} и $D_{АП}$ - искажения дальности соответственно на спутнике (КА) и в пункте наблюдений, e - влияние остальных источников погрешностей.

Измеренная величина dP содержит неизвестное число N и искажена случайными коррелированными, некоррелированными и систематическими погрешностями. Поэтому в обработке используют разности значений dP , измеренные на базовой и определяемой станциях. С этих станций в течение определенного времени в режиме статики наблюдают ряд спутников (рис. 20).

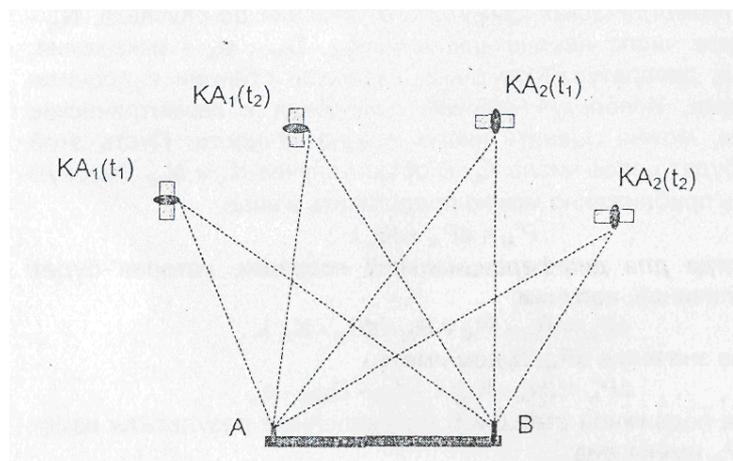


Рис. 20. Наблюдения спутников с двух наземных станций

Из этих измерений образуют разности трех типов: простые, сдвоенные и строенные. Разности практически свободны от большинства погрешностей и позволяют проще разрешить неоднозначность.

Разностные измерения могут формироваться при рассмотрении двух станций. Пусть со станций A и B в одно и то же время t , выполнены измерения до спутника, и получены результаты:

$$\begin{aligned} dP_{A1} &= R_{A1} - N_{A1}\lambda + d_{\hat{E}\lambda 1} + D_{\hat{A}I A} + e_{A1}, \\ dP_{B1} &= R_{B1} - N_{B1}\lambda + d_{\hat{E}\lambda 1} + D_{\hat{A}I B} + e_{B1}, \end{aligned}$$

где индекс A1 указывает на измерения со станции А до НС, а индекс B1 - на измерения со станции В до НС. В ходе обработки вычисляются разности

$$P_{(A-B)1} = dP_{A1} - dP_{B1},$$

$$P_{(A-B)1} = (R_{A1} - R_{B1}) - (N_{A1} - N_{B1})\lambda + (D_{\dot{A}\dot{I}\dot{A}} - D_{\dot{A}\dot{I}\dot{A}}) + e_{(A-B)1},$$

называемые первыми или простыми разностями (Single-Difference - SD). Они не содержат искажений аппаратуры спутника d_{KA} . Ослаблены влияния других источников погрешностей: из разности $e_{(A,B)1}$ в значительной степени исключены атмосферные воздействия и погрешности эфемерид. Чем ближе расположены станции А и В, тем полнее компенсируются.

Можно рассмотреть иные разностные измерения.

Предположим, в эпоху t, наблюдали не только спутник НС₁, но и НС₂. Из этих измерений образованы первые разности:

$$P_{(A-B)1} = (R_{A1} - R_{B1}) - (N_{A1} - N_{B1})\lambda + (D_{\dot{A}\dot{I}\dot{A}} - D_{\dot{A}\dot{I}\dot{A}}) + e_{(A-B)1},$$

$$P_{(A-B)2} = (R_{A2} - R_{B2}) - (N_{A2} - N_{B2})\lambda + (D_{\dot{A}\dot{I}\dot{A}} - D_{\dot{A}\dot{I}\dot{A}}) + e_{(A-B)2}.$$

Из них сформированы вторые или сдвоенные разности (Double Difference - DD):

$$P_{(A-B)12} = P_{(A-B)1} - P_{(A-B)2},$$

$$P_{(A-B)12} = [(R_{A1} - R_{B1}) - (R_{A2} - R_{B2})] - N_{AB12}\lambda + e_{(A-B)12},$$

где введено обозначение

$$N_{AB12} = [(N_{A1} - N_{B1}) - (N_{A2} - N_{B2})].$$

Вторые разности свободны как от искажений на спутнике, так и от искажений на наземных станциях. В большой степени скомпенсированы влияния всех остальных источников. Остаточные погрешности $e_{(A,B)12}$ являются почти случайными. Они подлежат фильтрации обработкой по МНК. Числа N_{ABij} значительно меньше чисел N_{Ai} и N_{Bj} , что облегчает разрешение неоднозначности. Вторые разности являются предпочтительной формой представления измерений для решения навигационной задачи.

Естественно, можно наблюдать не два спутника, а все видимые в данный момент времени на допустимых высотах над горизонтом. Если, например, видно шесть спутников (обозначим их номерами), то могут быть образованы разности между первым и каждым последующим спутниками: 1-2, 1-3, 1-4, 1-5 и 1-6.

Разностные измерения могут формироваться между различными моментами времени. Пусть выполнены измерения в момент времени t_1 , и такие же измерения в момент времени t_2 . В каждый момент времени могут быть сформированы вторые разности:

$P(t_2)_{(AB)12}$ - в момент времени t_2 .

Образуем третьи или строенные разности (Triple Difference- TD):

$$P(t_2 - t_1) = P(t_1)_{(AB)12} - P(t_2)_{(AB)12}.$$

$$P(t_2 - t_1) = \left[(R_{A1} - R_{B1})((R_{A2} - R_{B2})) \right]_{t_2} - \left[(R_{A1} - R_{B1})((R_{A2} - R_{B2})) \right]_{t_1} + e_2$$

В этих разностях нет чисел N и задача решается однозначно.

Величины $(R_{A1} - R_{B1})$ присутствуют в уравнениях выше. Векторы R_A и R_B определяют положения станций A и B :

$$R_A = (X_A, Y_A, Z_A)^T, \quad R_B = (X_B, Y_B, Z_B)^T.$$

Пусть базовой будет станция A , со станцией B она соединена вектором D .

$$D = (D_X, D_Y, D_Z)^T = (X_B - X_A, Y_B - Y_A, Z_B - Z_A).$$

Вводится в рассмотрение:

- средний вектор:

$$\overline{R_{AB}} = (R_A + R_B)/2 = (\overline{X_{AB}}, \overline{Y_{AB}}, \overline{Z_{AB}}),$$

$$\overline{X_{AB}} = (X_A + X_B)/2, \quad \overline{Y_{AB}} = (Y_A + Y_B)/2, \quad \overline{Z_{AB}} = (Z_A + Z_B)/2.$$

- среднее значение дальности до i -го НС от станций A и B :

$$\overline{R_{ABi}} = (R_{Ai} + R_{Bi})/2;$$

- вектор положения i -го спутника

$$R_i = (X_i, Y_i, Z_i).$$

Тогда можно записать:

$$R_A = \overline{R_{AB}} - D/2, \quad R_B = \overline{R_{AB}} + D/2,$$

$$R_{Ai} = R_i - R_A = R_i - \overline{R_{AB}} + D/2,$$

$$R_{Bi} = R_i - R_B = R_i - \overline{R_{AB}} - D/2.$$

Возводя в квадрат, получаем:

$$R_{Ai}^2 = R_i^2 + \overline{R_{AB}}^2 + D^2/4 - 2R_i^T \overline{R_{AB}} + R_i^T D - \overline{R_{AB}}^T D,$$

$$R_{Bi}^2 = R_i^2 + \overline{R_{AB}}^2 + D^2/4 - 2R_i^T \overline{R_{AB}} + R_i^T D + \overline{R_{AB}}^T D.$$

Вычитая из верхнего выражения нижнее, имеем:

$$R_{Ai}^2 - R_{Bi}^2 = 2(R_i^T - \bar{R}_{AB}^T)D.$$

С другой стороны, справедливо соотношение:

$$R_{Ai}^2 - R_{Bi}^2 = 2(R_{Ai} - R_{Bi})\bar{R}_{ABi}.$$

Приравнивая в двух последних формулах правые стороны, находим:

$$(R_{Ai} - R_{Bi}) = (R_i^T - \bar{R}_{AB}^T)D / \bar{R}_{ABi}.$$

В подробной записи эта формула имеет следующий вид:

$$(R_{Ai} - R_{Bi}) = a_i D_x + b_i D_y + c_i D_z.$$

где обозначено:

$$a_i = (X_i - \bar{X}_{AB}) / \bar{R}_{ABi}, b_i = (Y_i - \bar{Y}_{AB}) / \bar{R}_{ABi}, c_i = (Z_i - \bar{Z}_{AB}) / \bar{R}_{ABi}$$

Таким образом, разность $(R_{Ai} - R_{Bi})$ зависит от составляющих вектора D и может быть использована для их нахождения.

Для вычисления коэффициентов a_i , b_i , c_i , должны быть известны приближенные координаты станций. Погрешности в приближенных координатах на конечном результате сказываются слабо. Так, смещения на 10 м в положении станции изменяют длину базиса менее, чем на 10^{-6} . Приближенные координаты можно определить последовательно: сначала грубо по дальномерным кодам, затем более точно по третьим разностям. Однако, следует помнить, что для передачи координат на другие пункты, положение базовой станции A должно быть известно точно, ибо погрешности в ее координатах будут систематически сдвигать всю сеть.

Идентичные выражения можно записать для вторых разностей:

$$(R_{A1} - R_{B1}) - (R_{A2} - R_{B2}) = \alpha_{12} D_x + \beta_{12} D_y + \gamma_{12} D_z, \\ \alpha_{12} = a_1 - a_2, \beta_{12} = b_1 - b_2, \gamma_{12} = c_1 - c_2.$$

Во всех формулах участвуют координаты определяемых станций. Поэтому рассматриваемые решения находятся последовательными приближениями.

Модуль «Источники погрешности определения координат и скорости объектов и методы её снижения»

Влияние внешней среды на результаты измерений.

На пути от спутника до приемного устройства на Земле радиосигнал претерпевает возмущения в ионосфере, нижних слоях атмосферы, особенно в тропосфере, а также вблизи поверхности Земли.

Влияние ионосферы. Ионосфера простирается примерно на высотах от 50 до 1000 (1500) километров над поверхностью Земли. В ионосфере содержатся свободные электроны и ионы. Под воздействием радиоволн заряженные частицы приходят в вынужденное колебательное движение, при этом путь и скорость волн изменяются. Наибольшее влияние оказывают электроны.

Для радиоволн такая среда становится диспергирующей. В ней скорость распространения зависит от длины волны. По этой причине не всякой длины волны могут проникнуть через ионосферу в космос. Как видно из рис. 10, окна прозрачности в радиодиапазоне открыты только для волн длиннее 1 см и короче 10 м. В годы минимальной активности Солнца и особенно ночью окно прозрачности может распахнуться для волн большей длины. Миллиметровые волны через атмосферу не проникают.

Спутниковые системы первого поколения TRANSIT и ЦИКАДА использовали несущие волны длиной 2 и 0,75 метра. Системы второго поколения ГЛОНАСС и GPS работают на несущих волнах длиной около 0,2 метра.

В диспергирующих средах различают фазовую и групповую скорости волн.

Фазовой скоростью характеризуется скорость продвижения фазы волны, в ионосфере фазовая скорость зависит от частоты колебаний и равна

$$v_{\phi} = \tilde{n} / \tilde{i}_{\phi}, \quad \tilde{i}_{\phi} = (1 - 80,8 N_e / f^2)^{1/2} \approx 1 - 40,4 N_e / f^2,$$

где c - скорость волн в вакууме, N_e - число электронов в m^3 , f - частота в Гц. С фазовой скоростью распространяются немодулированные несущие волны L1 и L2.

Несущие волны, модулированные кодовыми ПСП и сигналами сообщений, имеют сложный частотный спектр. Каждая составляющая спектра распространяется со

своей фазовой скоростью, зависящей от ее частоты. В таких случаях говорят о групповой скорости. Групповая скорость $v_{гр}$ характеризует скорость переноса энергии группой волн. Для ионосферы справедливо соотношение:

$$v_{фаз} v_{гр} = \tilde{n}^2.$$

Отсюда для фазовой и групповой скоростей имеем:

$$v_{фаз} = \tilde{n}(1 + 40,4 N_e / f^2); \quad v_{гр} = \tilde{n}(1 - 40,4 N_e / f^2)$$



Из этих формул следует, что геометрические дальности R при фазовых и кодовых измерениях будут искажены на одинаковые по модулю, но противоположные по знаку величины A/f^2 (фазовые дальности преуменьшены, кодовые — преувеличены), где A зависит от количества электронов на пути радиолуча:

$$A = 40,4 \int N_e dR$$

Концентрация электронов зависит от угла возвышения навигационного спутника, географического местоположения, времени суток, года и активности Солнца. В средних широтах искажения могут достигать десятков метров. В среднем они равны 10 м. Для конкретного сеанса измерений ионосферные погрешности являются медленноменяющимися и сильнокоррелированными.

Важным является то, что искажения зависят от квадрата частоты: их величину можно регулировать выбором длины волны. Так, основная несущая волна L1 в ГЛОНАСС и GPS в десять раз короче, чем в системах первого поколения. Поэтому в современных системах выбором длин радиоволн влияние ионосферы уменьшено практически в сто раз.

В измерения, выполненные на одной частоте, вносят поправки на искажения в ионосфере.

Зависимость искажений от частот позволяет исключать их измерением на двух частотах. Действительно, псевдодальности P_1 , и P_2 , полученные на волнах L1 и L2, связаны с геометрической дальностью R формулами:

$$P_1 = R + A / f_{L1}^2,$$

$$P_2 = R + A / f_{L2}^2$$

Колебания L1 и L2 порождены одним источником. Их частоты находятся в строгом соотношении:

| | |
|---------|--|
| Глонасс | $f_{L1}/f_{L2}=9/7$ |
| GPS | $f_{L1}/f_{L2}=154/120=8,98333.../7=9/7$ |

В общем случае можно записать:

$$\alpha / f_{L1} = \beta / f_{L2}.$$

Уравнения для псевдодальностей представим в виде:

$$\alpha^2 P_1 = \alpha^2 R + A \alpha^2 / f_{L1}^2,$$

$$\beta^2 P_2 = \beta^2 R + A \beta^2 / f_{L2}^2$$

Отсюда получим результат, свободный от искажений:

$$R = (\alpha^2 P_1 - \beta^2 P_2) / (\alpha^2 - \beta^2),$$

В случае фазовых измерений дальность R получают, образовав ионосферно-свободную волну $\lambda_{\text{ион}}$ (табл. 9):

$$R = dP_{\text{ион}} + N_{\text{ион}} \lambda_{\text{ион}}$$

Комбинированный результат $dP_{\text{ион}}$ свободен от ионосферных погрешностей.

Влияние нижних слоев атмосферы. В нижних слоях атмосферы скорость распространения радиоволн равна $v = c/n$, где c - скорость в вакууме, n - показатель преломления атмосферы. Показатель n для радиоволн зависит только от метеоусловий и может быть вычислен по формуле Смита и Вейнтрауба:

$$(n-1) \cdot 10^6 = A(P + B),$$

где $A = 77,6/T$; $B = 4810e/T$; $T = 273,2 + t^\circ\text{C}$; P - атмосферное давление в миллибарах, e - давление водяных паров (влажность) в миллибарах.

В нижних слоях атмосферы скорость не зависит от длины радиоволны и исключить ее влияние измерениями на двух частотах, как это делалось в отношении ионосферы, невозможно.

Для описания изменений показателя преломления с высотой часто пользуются экспоненциальной моделью:

$$(n-1) = (n_0-1) \exp(-H/H_m)$$

где n_0 - приземное значение показателя преломления, H_m - так называемый масштаб высоты. По земному шару приземные значения $(n_0-1)10^6$ порядка 240 – 400 единиц, а приведенные на уровень моря - порядка 290 - 390 единиц. Масштаб высоты $H_m = 6 - 8$ км. На высоте $H = 50$ км величины $(n-1)10^6$ равны 0.

Международным консультативным комитетом по радиочастотам (МККР) для модели международной стандартной атмосферы приняты значения $(n_0-1) 10^6 = 289$ и $H_m = 7,35$ км. Они соответствуют большому массиву метеоизмерений, выполненных в разных районах земного шара в разные сезоны и времена года.

При этих параметрах имеем:

| | | | | | | |
|-------------|-----|-----|-----|----|----|-----|
| H (км) | 0 | 1 | 3 | 10 | 20 | 50 |
| $(n-1)10^6$ | 289 | 252 | 192 | 74 | 19 | 0,3 |

В свободном пространстве распространение радиолучей происходит по прямой линии. В земной атмосфере неоднородности показателя преломления приводят к рефракции - искривлению траектории луча. Рассмотрим распространение радиолучей в атмосфере из однородных концентрических слоев, параллельных земному шару (рис. 10).

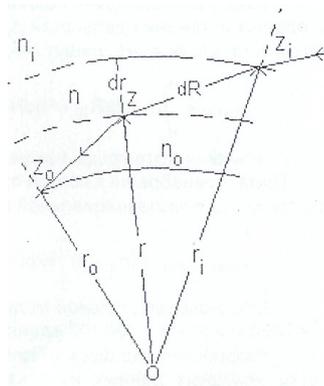


Рис. 10. Распространение радиосигнала в атмосфере из одно-одных концентрических слоев

Радиус любого сферического слоя равен $\gamma = R_3 + H$, H - высота (толщина) атмосферного слоя, R_3 - радиус Земли. Предполагается, что в пределах каждого слоя показатель преломления n остается постоянным, но уменьшается при переходе к соседнему верхнему слою. На границу слоя радиоволна падает под зенитным расстоянием Z . Траектория радиолуча подчиняется закону Снеллиуса (1580-1626 гг., нидерландский ученый, предложил метод триангуляции).

По этому закону произведение показателя преломления n на радиус границы слоя γ и на синус зенитного расстояния Z , характеризующего угол падения волны, есть величина постоянная:

$$nr \sin(Z) = n_0 r_0 \sin(Z_0) = const$$

Индекс ноль относится к точке приема сигналов. Отрезок пути dR в пределах отдельного слоя атмосферы зависит от толщины атмосферного слоя и с учетом закона Снеллиуса может быть записан в следующем виде (рис. 10):

$$dR = dr / \cos(Z), \quad \cos(Z) = [1 - (n_0 r_0 \sin(Z_0) / dr)]^{1/2}.$$

Фаза волны, прошедшей через все слои атмосферы, будет отличаться от фазы местных колебаний на величину

$$\varphi = 2\pi f \int dR / v = (2\pi f / c) \int ndR = (2\pi / \lambda) \int ndR.$$

Интеграл $\int ndR$ называют электрической длиной пути или эйконалом. Он вычисляется по всей длине трассы радиолуча от слоя $\gamma_0 = R_3 + H_0$ на высоте приемника H_0 до слоя $\gamma_c = R_3 + H_c$ на высоте спутника H_c . В пустоте $n = 1$ и эйконал равен геометрическому расстоянию R . В атмосфере $n > 1$, поэтому для электрической длины пути от АП до КА имеем:

$$\int n dR = \int_{r_0}^{r_c} n^2 r dr / \sqrt{n^2 r^2 - n_0^2 r_0^2 \sin^2 Z_0}.$$

Взяв разность длин реального и геометрического путей, определим искажения дальности $\Delta_{\text{атм}}$. В линейном приближении с учетом того, что $dr = dH$, можно записать:

$$\Delta_{\text{атм}} = \int_{H_0}^{H_c} (n-1)(R_3 + H) dH / \sqrt{(R_3 + H)^2 - R_3^2 \sin^2 Z_0}$$

Влияние атмосферы наименьшее, когда спутник в зените, $Z=0$. Тогда, пренебрегая высотой приемника и учитывая большую высоту КА, для экспоненциальной модели атмосферы получаем:

$$(\Delta_{\text{атм}})_{\text{min}} = (n_0 - 1) \int_0^{\infty} \exp(-H / H_m) dH = (n_0 - 1) H_m.$$

Для экспоненциальной модели атмосферы с параметрами $H_m = 7350$ м и $(n_0-1) = 330 \cdot 10^{-6}$ единиц получаем $\Delta_{\text{атм}} = 2,43$ м.

Разработан ряд формул для поправок на атмосферу. В качестве исходных данных используют метеорологические параметры пункта наблюдений:

$$\Delta_{\text{атм}} = 0,002277 [P + (0,05 + 1255/T)e - tg^2 Z] / \cos(Z) \quad (i).$$

Приняв давление $P = 1013$ мб, температуру $T = 288^\circ$ К или 15° С, влажность $e = 10$ мб, получим следующие $\Delta_{\text{атм}}$ в зависимости от зенитных расстояний Z :

| Z^0 | 0 | 20 | 40 | 60 | 70 | 80 | 85 |
|---------------------------|------|------|------|------|-----|------|------|
| $\Delta_{\text{атм}} (м)$ | 2,41 | 2,56 | 3,14 | 4,80 | 7,0 | 13,4 | 24,2 |

При высотах КА над горизонтом менее 10° ($Z > 80^\circ$) атмосферные задержки сигналов превышают 10м. Поэтому, когда углы возвышения КА $< 10^\circ$, а иногда $< 15-20^\circ$, наблюдения не производят.

Формулы поправок на влияние атмосферы дают представление о величинах искажений дальности. На деле применение измеренных на станции метеоданных, за исключением измерений в горах, не дает преимуществ перед использованием моделей стандартной атмосферы. Наоборот - многие исследователи отмечают, что

они иногда даже ухудшают результаты; особенно снижается точность определения высот.

Многолучевость. К антенне приходят радиолучи непосредственно от спутника, а также радиолучи, обогнувшие вследствие дифракции мелкие предметы, и отраженные от земной поверхности, зданий и других объектов местности. Многолучевость ведет к искажению дальностей.

Допустим, что к приемной антенне подошел прямой радиолуч от навигационного спутника и отраженный от поверхности Земли. Отраженный луч отличается от прямого по амплитуде и по фазе. Из-за неизбежных потерь при отражении его амплитуда уменьшается, изменяясь пропорционально коэффициенту отражения p . Фаза изменяется по двум причинам: во-первых, в результате сдвига фазы при отражении на угол θ и, во-вторых, из-за потери фазы за счет разности хода лучей на величину ΔR . Суммарный сдвиг по фазе равен

$$\beta = \theta + 2\pi\Delta R / \lambda$$

Электрическое поле в месте расположения антенны является результатом интерференции обоих лучей (рис. 11). Вектор прямого луча с амплитудой напряженности электрического поля E суммируется с вектором отраженного луча амплитуды pE , повернутого на угол β . Амплитуда результирующего поля меняется в k раз, а его фаза сдвигается на угол α , где

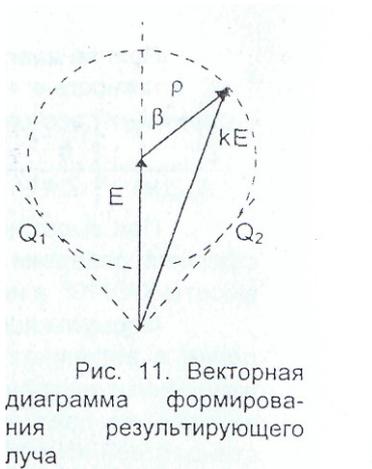
$$\operatorname{tg} \alpha = p \sin \beta / (1 + p \cos \beta).$$

В итоге измеряемая дальность искажается на величину

$$\Delta_{\text{отраж}} = (\alpha - 2/\pi)\lambda.$$

Коэффициент отражения p и угол сдвига фазы θ зависят от диэлектрической проницаемости и удельной электрической проводимости, отражающей поверхности, длины волны, угла скольжения и поляризации радиолуча.

Определим разность хода ΔR (рис.12).



Центр антенны расположен в точке С на высоте h . Антенну устанавливают на штативе или шесте, так что ее высота составляет около 1 - 2,5 метров. Ввиду большой удаленности КА, падающие лучи можно полагать параллельными. Тогда угол скольжения радиолуча γ и расстояние до точки отражения d , соответственно, равны $\gamma = 90 - Z$ и $d = h \operatorname{tg}Z$,

где Z зенитное расстояние спутника. Наблюдают, когда $Z < 80^\circ$, а $\gamma > 10^\circ$. Это означает, что при данных высотах h отражения происходят на удалениях от антенны $d < 5 - 15$ м. В точках А и В расстояния до КА одинаковы. Далее прямому лучу предстоит пройти отрезок ВС, а отраженному - отрезок АС. Разность хода равна $\Delta R = AC - BC = AC (1 - \cos 2\gamma) = 2AC \sin 2\gamma = 2h \sin \gamma$.

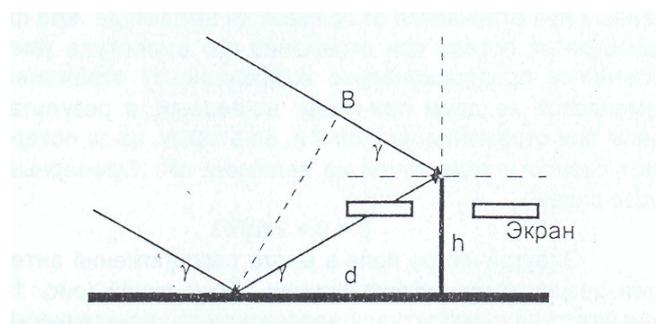


Рис. 12. Разность хода прямого и отраженного лучей; если установлен экран, то он отраженные лучи отсекает

Разность хода ΔR зависит от высоты антенны h и угла скольжения γ . Благодаря движению спутника угол скольжения меняется, что ведет к непрерывным изменениям разности хода ΔR . Вслед за изменениями ΔR меняются угол α и погрешность $\Delta_{\text{отраж}}$. Диапазон колебаний угла α определяется крайними положениями вектора kE в точках Q_1 , и Q_2 (рис. 11).

Очень важно, что погрешности $\Delta_{\text{отраж}}$ во времени меняются периодически. Если наблюдения длятся дольше периода изменения погрешностей, а затем накопленные измерения обрабатывают совместно, то искажения существенно компенсируются. На рис. 13 приведены графики, показывающие периодическое поведение погрешностей $\Delta_{\text{отраж}}$ в течение десятиминутного интервала наблюдений. Искажения подсчитаны через 1 минуту для высот антенн $h = 1,5\text{ м}$ и $h = 1,95\text{ м}$. Предполагалось, что поляризация волн линейная, горизонтальная, $\lambda = 19\text{ см}$, а отражения происходят от поверхности пресной воды. На графиках отчетливо видна периодичность искажений с амплитудой колебаний $\Delta_{\text{отраж}}$ свыше 30 мм. Для сухих и влажных почв амплитуда $\Delta_{\text{отраж}}$ уменьшится.

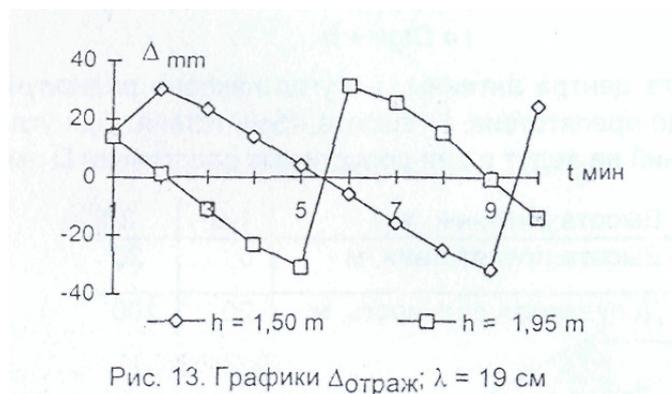


Рис. 13. Графики $\Delta_{\text{отраж}}$; $\lambda = 19\text{ см}$

Реальная картина несколько сложнее. Радиолуч обладает не линейной, а круговой поляризацией. Поэтому волна, падающая на отражающую поверхность, имеет не только горизонтально, но и вертикально поляризованные составляющие. Отражаясь, они приобретают разные коэффициенты ρ и углы сдвига фазы β . В отраженном луче изменяется направление вращения плоскости поляризации; в приемной антенне он дополнительно ослабляется. Тем не менее, в фазовых измерениях картина близка к рассмотренной: искажения из-за многолучевости достигают нескольких сантиметров, период их колебаний около 10 минут, а при продолжительных наблюдениях происходит их хорошая компенсация.

Влияние многолучевости на кодовые измерения более значительны и они оцениваются погрешностями в несколько метров. В геодезических антеннах устанавливают металлические экраны, отсекающие отраженные от земной поверхности лучи (рис.12). В некоторых приемниках встроены программы подавления многолучевости.

Препятствия на пути сигналов. Из физики известно, что дифракция, огибание предметов, заметно проявляется, когда размеры препятствия соизмеримы с длиной волны. В данном случае длины несущих волн около 2 дециметров. Мелкие предметы волны обогнут, но здания и листво́й покрытые деревья на пути радиолуча приведут к срыву фазовых измерений. Нетрудно подсчитать, на каком удалении от антенны не должно быть препятствий. Из рис. 14 имеем:

$$I = D \operatorname{tg} v + h ,$$

где h - высота центра антенны, v - угол наклона радиолуча, D -расстояние до препятствия, I - высота препятствия. При углах $v < 10^\circ$ наблюдений не ведут и для допустимых расстояний D имеем:



Рис. 14. Препятствия на пути радиосигналов

В фазовом методе в измерениях участвует каждая волна, и метод весьма чувствителен к срывам сигналов. При кодовых измерениях картина несколько иная. Сигналы имеют довольно широкий частотный спектр. В GPS один символ C/A-кода вмещает свыше полутора тысяч несущих волн L1. Его принять легче. Наблюдения возможны даже под кронами деревьев.

Работе могут помешать мощные радиолокационные и телевизионные передающие станции, если они расположены ближе полукилометра.

Средние квадратические погрешности (СКП) при автономном определении координат по кодовым псевдодальностям приведены в табл. 10.

Таблица 10 – Источники погрешностей в кодовых дальностях

| Источники погрешностей | СКП, м |
|---|--------|
| КА - нестабильность частоты, уход шкалы времени | 1 |
| КА – эфемериды | 1 |
| Атмосфера – задержки в верхних и нижних слоях | 4,5 |
| АП – нестабильность частоты, уход шкалы времени, шумы, многолучевость | 1,5 |
| SA – избирательный доступ | 9,5 |

СКП псевдодальностей - ± 5 м, а в режиме SA - ± 10 м. Чтобы оценить, как точно будут определены координаты, надо учесть так называемый геометрический фактор. Геометрический фактор (ГФ) характеризует потери точности из-за геометрии расположения спутников. ГФ очень важная характеристика качества измерений; чем ГФ больше, тем хуже измерение. СКП положения пункта в пространстве равна произведению ГФ на СКП измерения псевдодальностей. Стремятся, чтобы ГФ < 4 . Полагая геометрический фактор равным 3 и учитывая ранее указанные точности измерений, найдем, что положение станции в пространстве будет зафиксировано с СКП ± 15 м, а в режиме SA ± 30 м. Предельная погрешность в 2-3 раза больше и составит соответственно $\pm 30-40$ и ± 100 м. Наблюдая одновременно спутники GPS и ГЛОНАСС, за счет увеличения числа спутников, улучшения ГФ и отсутствия в российской спутниковой системе режимов AS и SA, координаты определяют с СКП < 10 м. Точность автономного способа повышают продолжительными (до 10-15 минут) наблюдениями на точке и совместной обработкой всех измерений.

Табл. 10 содержит приближенные оценки случайных погрешностей. Систематические, обусловленные задержками сигналов в АП, исключают. Дифференциальный способ. Погрешности в кодовых псевдодальностях большие. Однако важно учитывать не только величины, но и характер влияния. Многие из них можно устранить. В дифференциальном способе, в отличие от автономного, псевдодальности до спутников измеряют с двух станций на Земле, Одна ставится

на пункте с известными координатами. Ее называют базовой или референц-станцией (base or reference station). Другая, подвижная (rover), размещается над новой точкой. На базовой станции измеренные псевдодальности сравнивают с расстояниями, вычисленными по координатам, и определяют их разности. Эти разности, так называемые дифференциальные поправки (differential corrections), передают на другую станцию для исправления измерений. Возможно определять поправки прямо в координаты, что менее точно. Способ основан на предположении, что многие погрешности, кроме АП, одинаково влияют на измерения с каждой станции.

Действительно, погрешности, возникающие на данном КА и из-за режима SA, на обеих станциях практически одни и те же, воздействия атмосферы на разных линиях могут несколько различаться по причинам: а) разные длины трасс и б) локальные неоднородности на трассах (рис. 17). Когда расстояние между станциями < 10 км, погрешности на обеих трассах практически одинаковы.

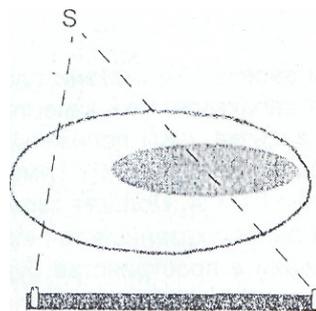


Рисунок 17

Рассмотрим, как влияют погрешности в координатах спутников (эфемеридах). На рис. 18 S истинное положение спутника, S' - фиктивное, соответствующее принятым координатам. Их смещение $SS' = d$. Расстояние между станциями $AB = D$. На рис. 18 не выдержан вертикальный масштаб; в действительности $d = D$, а $D = R$.

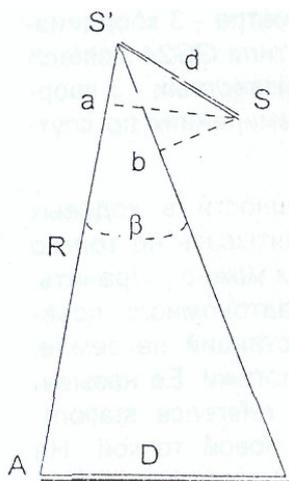


Рисунок 18

Соответственно дальности, вычисленные до станций А и В, искажены на малые величины

$$aS^{\wedge} = d \cdot \cos(\alpha + \beta)$$

$$bS^{\wedge} = d \cdot \cos(\alpha)$$

Угол β мал. Приближенно $\beta \sim D/R$.

Тогда разность искажений

$$\Delta R = bS^{\wedge} - aS^{\wedge} = 2 \cdot d \cdot \sin(\beta/2) \cdot \sin(\alpha + \beta/2)$$

$$\approx d \cdot \beta \cdot \sin(\alpha)$$

$$\Delta R = d \cdot D \cdot \sin(\alpha) / R$$

При $d = 10$ м, $R = 20\,000$ км и $\sin(\alpha) = 1$ получаем

$$\Delta R = 0,5D_{ei}$$

В формуле дальность D дана в километрах, а разность ΔR - в миллиметрах. Например, если расстояние между станциями 1 км то разница в искажениях дальностей до одной и до другой станции составит всего 0,5 мм. Погрешности в эфемеридах в значительной мере исключаются.

Чем меньше расстояние между станциями, тем точнее коррекции. Что же касается искажений, вносимых АП, то их можно учесть, также как и в автономном позиционировании.

Поправки вводят или после измерений при обработке (постобработка), или передают их по дополнительному цифровому радиоканалу и учитывают в ходе измерений в реальном времени. Поправки быстро стареют, поэтому одновременно транслируют данные о скорости их изменения.

Дифференциальные коррекции применяют и к фазовым измерениям.

Точность дифференциального позиционирования зависит от приемников, ГФ, программного обеспечения и колеблется от единиц дециметров до нескольких метров. Коррекции к фазовым дальностям повышают точность до уровня 1 -5 см (PDGPS).

Навигационные дифференциальные подсистемы (ДПС) условно подразделяют на локальные, региональные и широкозонные. Локальные ДПС имеют зону действия в радиусе 50 - 200 км от контрольно-корректирующей станции (ККС). Точность определения текущего местоположения: от 2 до 4,5 м. К локальным относятся также геодезические ДПС с дальностью до 50 км и с дециметрово-сантиметровой точностью.

Рабочая зона региональных ДПС простирается от 400 -500 до 2000 км. Они могут иметь одну или несколько ККС. Заявленная точность 1 - 2 м на дальностях до 1000 км и 3 м на дальностях свыше 2000 км.

Основой широкозонных ДПС является сеть ККС, передающих информацию в центр управления для их совместной обработки. Размер зоны около 5000 км. Широкозонной ДПС GPS и ГЛОНАСС является, например, система EGNOS (European Geostationary Navigation Overlay Service). Корректирующая информация передается потребителям через геостационарные спутники AORE (Atlantic Ocean Region East) - 15,5° западной долготы и IOR (Indian Ocean Region) - 64° восточной долготы. Предполагаемая точность определения координат составляет 2,5 -5 м. ДПС должны обеспечивать целостность системы. Целостность подразумевает нормальную работу всех спутников системы и своевременное оповещение пользователей о неполадках в ней. Так, служба контроля целостности EGNOS предупреждает пользователя менее, чем за 10 с. Помимо этого организуется контроль за достоверностью передаваемых поправок. При геодезическом использовании ДПС с этой целью следует выполнять контрольные измерения на пунктах с известными координатами.

Статика. Наиболее ощутимые выгоды от внедрения идеи исключения погрешностей достигнуты в способах относительных измерений. Как и в

дифференциальном способе, аппаратуру устанавливают на двух станциях, например А и В. Одну из них также называют базовой или референц-станцией. Никаких коррекций не определяют, а формируют разности из наблюдений на станциях. В статике по разностям, свободным от многих искажений, вычисляют соединяющий эти станции вектор D:

$$D = (X_A - X_B, Y_A - Y_B, Z_A - Z_B) .$$

Базовая станция должна иметь точные координаты, чтобы по измеренным приращениям можно было бы вычислить координаты остальных пунктов геодезической сети.

Благодаря измерению приращений координат и применению фазового метода погрешности в результатах сведены к нескольким сантиметрам. Эти способы являются основными в геодинимических и важнейших геодезических работах.

Наиболее точным и трудоемким является способ статики. Точность статики зависит от продолжительности измерений. Измерения в течение 5 минут обеспечивают дециметровую точность. Обычно продолжительность наблюдений на паре станций составляет около одного часа.

Меньшую продолжительность наблюдений имеет способ ускоренной статики, где имеет место активный поиск чисел неоднозначности. Главная цель - как можно быстрее разрешить неоднозначность. Время этих измерений согласовано с количеством наблюдаемых спутников.

Еще менее трудоемки наблюдения в псевдостатике. Подвижный приемник на станции принимает сигналы примерно в течение 10 минут. Затем его переносят на другие пункты. По истечении часа приемник возвращают на прежние пункты и продолжают сбор данных. Таким образом, непрерывность измерений на базовой станции сохраняется, а на подвижной станции они зафиксированы только в начале и в конце часового интервала. Одновременное наблюдение спутников GPS и ГЛОНАСС позволяет достичь сантиметровой точности в 3-6 раз быстрее.

Кинематика. Для съемочных и других работ, требующих значительных передвижений на местности, предложен ряд разновидностей способов кинематического позиционирования. Измерения начинают со станций А и В,

координаты которых и, следовательно, вектор D между ними уже должны быть известны. Процесс привязки подвижного приемника к базовому вектору называют инициализацией (от англ. initiate - начать). Ее цель - разрешить неоднозначность на известном базисе D .

Применяют несколько способов инициализации.

1. Положение вектора известно точнее 5 см. Приемники устанавливают на его концах и наблюдают несколько минут.

2. Базовый вектор неизвестен. Его определяют статическим позиционированием.

3. Применяют способ перестановки антенн (Antenna Swapping). Антенну одного приемника устанавливают над пунктом базовой станции, антенну другого - в стороне на 5 - 10 м. Выполняют измерения. Затем, не трогая треног, антенны меняют местами и вновь выполняют измерения. После этого антенны возвращают на исходные позиции и проводят измерения.

4. Инициализация в полете (On The Fly - OTF) Исходное положение приемника определяется по кодовым и фазовым измерениям и оценивается объем пространства, в котором лежит точка, соответствующая точному решению. Перебором вариантов в этом пространстве находят наиболее подходящие числа неоднозначности N . Если точное решение лежит в кубе $10 \times 10 \times 10$ м, то, проверяя его через каждый 1 см, получим 100^3 вариантов.

Инициализацию производят по 4 и более спутникам. Затем работающий приемник перемещают в некоторую другую точку, определяют ее координаты и т.д. Измерения ведут по одним и тем же спутникам. В случае потери сигналов спутников вновь применяют OTF или измерения повторяют, начиная с пункта с известными координатами. В практике позиционирования применяют сложные технологические схемы с повторными заходами на определяемые пункты и на пункты с известными координатами (Постоногов, 1994).

Способ непрерывной кинематики позволяет "цифровать" контуры на местности: не останавливаясь, перемещаются с приемником по контуру и через заданные интервалы времени фиксируют его координаты. Способ "Стой-иди" предусматривает возможность остановиться на точке, выполнить более

длительные измерения, а затем продолжить движение. В этих способах полевые наблюдения и обработка разделены во времени. Когда имеется цифровой радиоканал, данные с базового приемника передают на подвижный, и применяют способ кинематики реального времени. Ориентировочно точность кинематического позиционирования характеризуется СКП:

$(10-20) + 2DJ$ мм.

Контрольные вопросы по модулю

1. Какие искажения претерпевает сигнал на пути от передатчика навигационного спутника до приемного устройства аппаратуры потребителя?
2. Какие среды называют диспергирующими?
3. От чего зависят ионосферные искажения? Их величина?
4. Почему длина волны L1 в ГЛОНАСС и GPS на порядок короче, чем в системах первого поколения?
5. Почему измеряют на двух когерентных волнах L1 и L2?
6. Как изменяется показатель преломления с высотой?
7. Объясните явление рефракции радиоволн.
8. Почему не наблюдают навигационные спутники ниже 10° над горизонтом?
9. Что происходит с волной при отражении от земной поверхности?
10. Что происходит при интерференции прямого луча с отраженным?
11. Как изменяются искажения из-за многолучевости при движении спутника?