

Системы спутниковой навигации ГЛОНАСС и GPS

Авторы: Е. Поваляев, С. Хуторной

В данной статье рассмотрены вопросы построения и функционирования систем, структура и функции аппаратуры потребителя (приемников), алгоритмы решения навигационной задачи и перспективы развития систем.

С давних времен путешественники задавались вопросом: как определить свое местоположение на Земле? Древние мореплаватели ориентировались по звездам, указывающим направление движения: зная среднюю скорость и время в пути, можно было сориентироваться в пространстве и определить расстояние до конечного пункта назначения. Однако погодные условия не всегда были на руку исследователям, поэтому сбиться с курса не представляло особого труда. С появлением компаса задача существенно упростилась. Путешественник уже в меньшей мере зависел от погоды.

Эра радио открыла новые возможности перед человеком. С появлением радиолокационных станций, когда стало возможным измерять параметры движения и относительное местоположение объекта по отраженному от его поверхности лучу радиолокатора, встал вопрос о возможности измерения параметров движения объекта по излучаемому сигналу. В 1957 году в СССР группа ученых под руководством В. А. Котельникова экспериментально подтвердила возможность определения параметров движения искусственного спутника Земли (ИСЗ) по результатам измерений доплеровского сдвига частоты сигнала, излучаемого этим спутником. Но, что самое главное, была установлена возможность решения обратной задачи — нахождения координат приемника по измеренному доплеровскому сдвигу сигнала, излучаемого с ИСЗ, если параметры движения и координаты этого спутника известны [1]. При движении по орбите спутник излучает сигнал определенной частоты, номинал которой известен на приемной стороне (потребитель). Положение ИСЗ в каждый момент времени известно, точнее, его можно вычислить на основании информации, заложенной в сигнале спутника. Пользователь, измеряя частоту пришедшего к нему сигнала, сравнивает ее с эталонной и таким образом вычисляет доплеровский сдвиг частоты, обусловленный движением спутника. Измерения производятся непрерывно, что позволяет составить своего рода функцию изменения частоты Доплера. В определенный момент времени частота становится равной нулю, а затем меняет знак. В момент равенства нулю частоты Доплера потребитель находится на линии, которая является нормалью к вектору движения спутника. Используя зависимость крутизны кривой доплеровской частоты от расстояния между потребителем и ИСЗ и измерив момент времени, когда частота Доплера равна нулю, можно вычислить координаты потребителя.

Таким образом, искусственный спутник Земли становится радионавигационной опорной станцией, координаты которой изменяются во времени вследствие движения спутника по орбите, но заранее могут быть вычислены для любого момента времени благодаря эфемеридной информации, заложенной в навигационном сигнале спутника. В 1958—1959 гг. в Ленинградской военно-воздушной инженерной академии (ЛВВИА) им. А. Ф. Можайского, Институте теоретической астрономии АН СССР, Институте электромеханики АН СССР, двух морских НИИ и Горьковском НИРФИ проводились исследования по теме “Спутник”, ставшие впоследствии основой для построения первой отечественной низкоорбитальной навигационной спутниковой системы “Цикада”. И в 1963 году начались работы по построению этой системы. В 1967 году на орбиту был выведен первый отечественный навигационный спутник “Космос-192”. Характерной чертой радионавигационных спутниковых систем первого поколения является применение низкоорбитальных ИСЗ и использование для измерения навигационных параметров объекта сигнала одного, видимого в данный момент спутника. В дальнейшем спутники системы

“Цикада” были оборудованы приемной аппаратурой обнаружения терпящих бедствия объектов.

Параллельно с этим, после успешного запуска СССР первого искусственного спутника земли, в США в Лаборатории прикладной физики Университета Джона Гопкинса проводятся работы, связанные с возможностью измерения параметров сигнала, излучаемого спутником. По измерениям вычисляются параметры движения спутника относительно наземного пункта наблюдения. Решение обратной задачи — дело времени.

На основе этих исследований в 1964 году в США создается доплеровская спутниковая радионавигационная система первого поколения “Transit”. Основное ее назначение — навигационное обеспечение пуска с подводных лодок баллистических ракет Поларис. Отцом системы считается директор Лаборатории прикладной физики Р. Кершнер. Для коммерческого использования система становится доступной в 1967 г. Так же, как и в системе “Цикада”, в системе “Transit” координаты источника вычисляются по доплеровскому сдвигу частоты сигнала одного из 7 видимых спутников. ИСЗ систем имеют круговые полярные орбиты с высотой над поверхностью Земли 1100 км, период обращения спутников “Transit” равен 107 минутам. Точность вычисления координат источника в системах первого поколения в большой степени зависит от погрешности определения скорости источника. Так, если скорость объекта определена с погрешностью 0,5 м, то это в свою очередь приведет к ошибке определения координат 500 м. Для неподвижного объекта эта величина уменьшается до 50 м.

Кроме того, в этих системах невозможен непрерывный режим работы. Ввиду того, что системы низкоорбитальны, время, в течение которого спутник находится в поле видимости потребителя, не превышает одного часа. Кроме того, время между прохождением различных спутников зоны видимости потребителя зависит от географической широты, на которой он находится, и может составить величину от 35 до 90 минут. Уменьшение этого интервала путем наращивания числа спутников невозможно, потому что все спутники излучают сигналы на одной и той же частоте.

Следовательно, спутниковые навигационные системы второго поколения обладают рядом существенных недостатков. В первую очередь — недостаточная точность определения координат динамичных объектов. К недостатку можно отнести также отсутствие непрерывности в измерениях.

Одной из основных проблем, возникающих при создании спутниковых систем, обеспечивающих навигационные определения по нескольким спутникам, является взаимная синхронизация сигналов (шкал времени) спутников с необходимой точностью. Рассогласование опорных генераторов спутников на 10 нс приводит к ошибке в определении координат потребителя 10—15 м [2]. Второй проблемой, с которой столкнулись разработчики при создании высокоорбитальных спутниковых навигационных систем, стало высокоточное определение и прогнозирование параметров орбит ИСЗ. Аппаратура приемника, измеряя задержки сигналов от разных спутников, вычисляет координаты потребителя.

Для этих целей в 1967 году ВМС США была разработана программа, по которой был осуществлен запуск спутника TIMATION-I, а в 1969 году — спутника TIMATION-II. На борту этих спутников использовались кварцевые генераторы. В то же время, ВВС США параллельно вели свою программу по использованию широкополосных сигналов, модулированных псевдошумовым кодом (PRN). Корреляционные свойства такого кода позволяют использовать одну частоту сигнала для всех спутников, с кодовым разделением сигналов от различных спутников. Позднее, в 1973 году две программы были объединены в одну общую под названием “Navstar-GPS” [2]. К 1996 году развертывание системы было завершено. В данный момент доступно 28 активных спутников.

В СССР летные испытания высокоорбитальной спутниковой навигационной системы Глонасс начались в 1982 году запуском спутника “Космос-1413” [3]. Основным разработчиком и создателем по системе в целом и по космическому сегменту является НПО

прикладной механики (г. Красноярск), а по навигационным космическим аппаратам — ПО «Полет» (г. Омск). Главным разработчиком радиотехнических комплексов является РНИИКП; ответственным за создание временного комплекса, системы синхронизации и навигационной аппаратуры потребителей определен Российский институт радионавигации и времени [2].

Сетевая радионавигационная спутниковая система (СРНСС) Глонасс

Система Глонасс предназначена для глобальной оперативной навигации приземных подвижных объектов. СРНСС разработана по заказу Министерства обороны. По своей структуре Глонасс так же, как и GPS, считается системой двойного действия, то есть может использоваться как в военных, так и в гражданских целях.

Система в целом включает в себя три функциональные части (в профессиональной литературе эти части называются сегментами) (рис. 1).

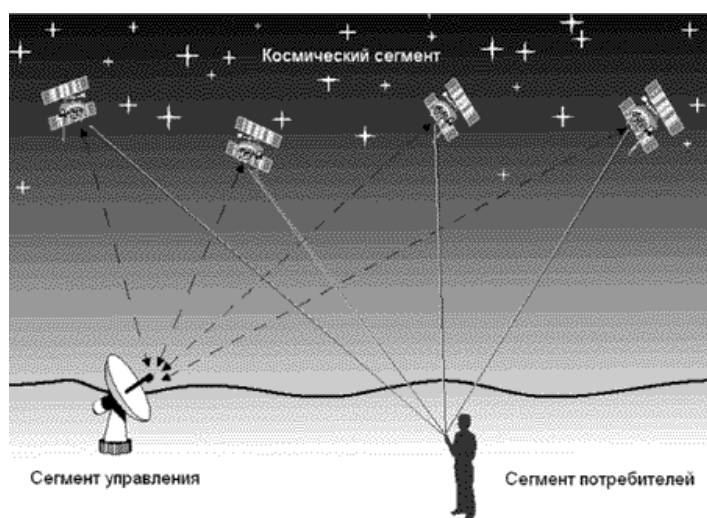


Рисунок 1. Сегменты высокоорбитальных навигационных систем Глонасс и GPS

- космический сегмент, в который входит орбитальная группировка искусственных спутников Земли (иными словами, навигационных космических аппаратов);
- сегмент управления, наземный комплекс управления (НКУ) орбитальной группировкой космических аппаратов;
- аппаратура пользователей системы.

Из этих трех частей последняя, аппаратура пользователей, самая многочисленная. Система Глонасс является беззапросной, поэтому количество потребителей системы не имеет значения. Помимо основной функции — навигационных определений, — система позволяет производить высокоточную взаимную синхронизацию стандартов частоты и времени на удаленных наземных объектах и взаимную геодезическую привязку. Кроме того, с ее помощью можно производить определение ориентации объекта на основе измерений, производимых от четырех приемников сигналов навигационных спутников.

В системе Глонасс в качестве радионавигационной опорной станции используются навигационные космические аппараты (НКА), вращающиеся по круговой геостационарной орбите на высоте 19100 км (рис. 2). Период обращения спутника вокруг Земли равен, в среднем, 11 часов 45 минут. Время эксплуатации спутника — 5 лет, за это время параметры его орбиты не должны отличаться от номинальных значений больше чем на 5%. Сам спутник представляет собой герметический контейнер диаметром 1,35 м и длиной 7,84 м, внутри

которого размещается различного рода аппаратура. Питание всех систем производится от солнечных батарей. Общая масса спутника — 1415 кг. В состав бортовой аппаратуры входят: бортовой навигационный передатчик, хронизатор (часы), бортовой управляющий комплекс, система ориентации и стабилизации и так далее.

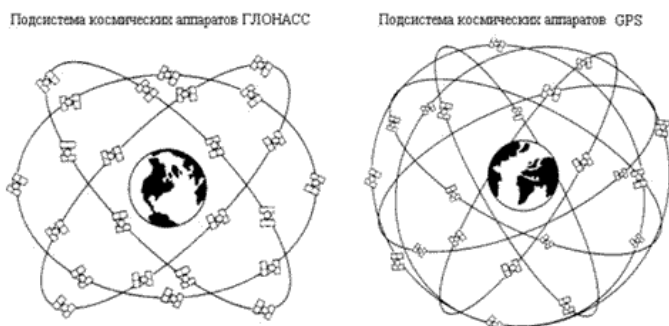


Рисунок 2. Космический сегмент систем ГЛОНАСС и GPS

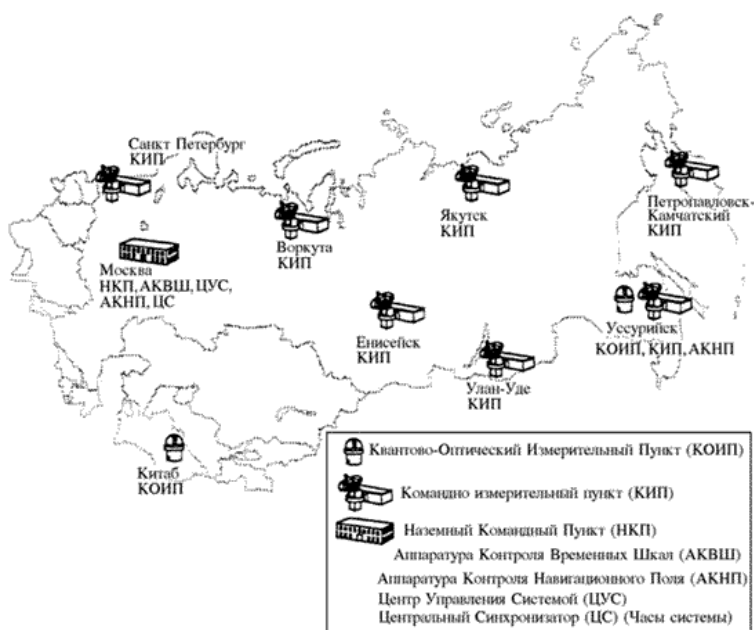


Рисунок 3. Сегмент наземного комплекса управления системы Глонасс



Рисунок 4. Сегмент наземного комплекса управления системы GPS

Сегмент наземного комплекса управления системы ГЛОНАСС выполняет следующие функции:

- эфемеридное и частотно-временное обеспечение;
- мониторинг радионавигационного поля;
- радиотелеметрический мониторинг НКА;
- командное и программное радиоуправление НКА.

Для синхронизации шкал времени различных спутников с необходимой точностью на борту НКА используются цезиевые стандарты частоты с относительной нестабильностью порядка 10^{-13} . На наземном комплексе управления используется водородный стандарт с относительной нестабильностью 10^{-14} . Кроме того, в состав НКУ входят средства коррекции шкал времени спутников относительно эталонной шкалы с погрешностью 3—5 нс. Наземный сегмент обеспечивает эфемеридное обеспечение спутников. Это означает, что на земле определяются параметры движения спутников и прогнозируются значения этих параметров на заранее определенный промежуток времени. Параметры и их прогноз закладываются в навигационное сообщение, передаваемое спутником наряду с передачей навигационного сигнала. Сюда же входят частотно-временные поправки бортовой шкалы времени спутника относительно системного времени. Измерение и прогноз параметров движения НКА производятся в Баллистическом центре системы по результатам траекторных измерений дальности до спутника и его радиальной скорости.

Сетевая радионавигационная спутниковая система GPS

Американская система GPS по своим функциональным возможностям аналогична отечественной системе Глонасс. Ее основное назначение — высокоточное определение координат потребителя, составляющих вектора скорости, и привязка к системной шкале времени. Аналогично отечественной, система GPS разработана для Министерства Обороны США и находится под его управлением. Согласно интерфейсному контрольному документу, основными разработчиками системы являются:

- по космическому сегменту — Rockwell International Space Division, Martin Marietta

- Astro Space Division;
- по сегменту управления — IBM, Federal System Company;
 - по сегменту потребителей — Rockwell International, Collins Avionics & Communication Division [2].

Как и система Глонасс, GPS состоит из космического сегмента, наземного командно-измерительного комплекса и сегмента потребителей.

Как было сказано выше, орбитальная группировка GPS состоит из 28 навигационных космических аппаратов. Все они находятся на круговых орбитах с периодом обращения вокруг Земли, равным 12 часам. Высота орбиты каждого спутника равна 20000 км. НКА системы GPS проходили ряд усовершенствований, которые сказывались на их характеристиках в целом. В табл. 1 [2] приведены краткие характеристики космических аппаратов, используемых в системе.

Таблица 1. Характеристики космических аппаратов, используемых в системе GPS

| Тип НКА | Масса на орбите | Мощность энергоисточников, Вт | Расчётный срок активного существования | Год запуска первого НКА |
|----------------|------------------------|--------------------------------------|---|--------------------------------|
| Блок-I | 525 | 440 | — | 1978 |
| Блок-II | 844 | 710 | 5 | 1989 |
| Блок-IIR | 1094 | 1250 | 7,5 | 1997 |
| Блок-IIF | — | — | 14–15 | 2001–2002 |

Таблица 2. Сравнительные характеристики систем ГЛОНАСС и GPS

| Показатель | ГЛОНАСС | GPS |
|---|----------------------|--------------------------------|
| Число КА в полной орбитальной группировке | 24 | 24 |
| Число орбитальных плоскостей | 3 | 6 |
| Число КА в каждой плоскости | 8 | 4 |
| Наклонение орбиты | 64,8° | 55° |
| Высота орбиты, км | 19 130 | 20 180 |
| Период обращения спутника | 11 ч. 15 мин. 44 с | 11 ч. 58 мин. 00 с |
| Система координат | ПЗ-90 | WGS-84 |
| Масса навигационного КА, кг | 1450 | 1055 |
| Мощность солнечных батарей, Вт | 1250 | 450 |
| Срок активного существования, лет | 3 | 7,5 |
| Средства вывода КА на орбиту | “Протон-К/ДМ” | Delta 2 |
| Число КА, выводимых за один запуск | 3 | 1 |
| Космодром | Байконур (Казахстан) | Мыс Канаверел (Cape Canaveral) |
| Эталонное время | UTC (SU) | UTC (NO) |
| Метод доступа | FDMA | CDMA |
| Несущая частота: | | |
| L1 | 1598,0625—1604,25 | 1575,42 |
| L2 | 7/9 L1 | 60/77 L1 |
| Поляризация | Правосторонняя | Правосторонняя |
| Тип псевдошумовой последовательности | m-последовательность | код Голда |
| Число элементов кода: | | |
| C/A | 511 | 1023 |
| P | 51 1000 | 2,35x1014 |
| Скорость кодирования, Мбит/с: | | |
| C/A | 0,511 | 1,023 |
| P | 5,11 | 10,23 |
| Уровень внутрисистемных радиопомех, дБ | -48 | -21,6 |
| Структура навигационного сообщения | | |
| Скорость передачи, бит/с | 50 | 50 |
| Вид модуляции | BPSK (Манчестер) | BPSK NRZ |
| Длина суперкадра, мин. | 2,5 (5 кадров) | 12,5 (25 кадров) |
| Длина кадра, с | 30 (15 строк) | 30 (5 строк) |
| Длина строки, с | 2 | 6 |

При проектировании системы в целом и НКА в частности, большое внимание уделяется вопросам автономного функционирования. Так, космические аппараты первого поколения (Блок-I) обеспечивали нормальную работу системы (имеется в виду, без существенных ошибок определения координат) без вмешательства сегмента управления в течение 3—4 дней. В аппаратах Блок-II этот срок был увеличен до 14 дней. В новой модификации НКА Блок-III позволяет автономно работать в течение 180 дней без корректировки параметров орбиты с земли, пользуясь лишь автономным комплексом взаимной син-хронизации спутников. Аппараты Блок-III предполагается использовать взамен отработавших Блок-II.

Структура навигационных радиосигналов системы Глонасс

В системе Глонасс используется частотное разделение сигналов (FDMA), излучаемых каждым спутником — двух фазоманипулированных сигналов. Частота первого сигнала лежит в диапазоне $L1 = 1600$ МГц, а частота второго — в диапазоне $L2 = 1250$ МГц. Номинальные значения рабочих частот радиосигналов, передаваемых в диапазонах $L1$ и $L2$, определяются выражением:

$$\begin{aligned} f_{k1} &= f_1 + k \cdot Df_1 \\ f_{k2} &= f_2 + k \cdot Df_2 \quad k = 0, 1, \dots, 24, \end{aligned} \quad (1)$$

где $k = 0, 1, \dots, 24$ — номера литеров (каналов) рабочих частот спутников;

$$f_1 = 1602 \text{ МГц}; \quad Df_1 = 9/16 = 0,5625 \text{ МГц};$$

$$f_2 = 1246 \text{ МГц}; \quad Df_2 = 7/16 = 0,4375 \text{ МГц}.$$

Для каждого спутника рабочие частоты сигналов в диапазоне $L1$ и $L2$ когерентны и формируются от одного эталона частоты. Отношение рабочих частот несущей каждого спутника:

$$Df_{k1}/Df_{k2} = 7/9.$$

Номинальное значение частоты бортового генератора, с точки зрения наблюдателя, находящегося на поверхности Земли, равно $5,0$ МГц.

В диапазоне $L1$ каждый спутник системы Глонасс излучает 2 несущие на одной и той же частоте, сдвинутые друг относительно друга по фазе на 90° (рис. 5).

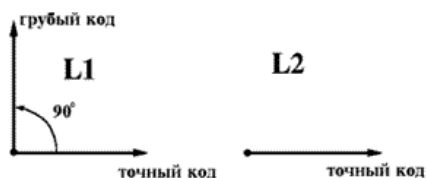


Рисунок 5. Векторная диаграмма несущих сигналов систем ГЛОНАСС и GPS

Одна из несущих подвергается фазовой манипуляции на 180° . Модулирующий сигнал получают сложением по модулю 2 трех двоичных сигналов (рис. 6):

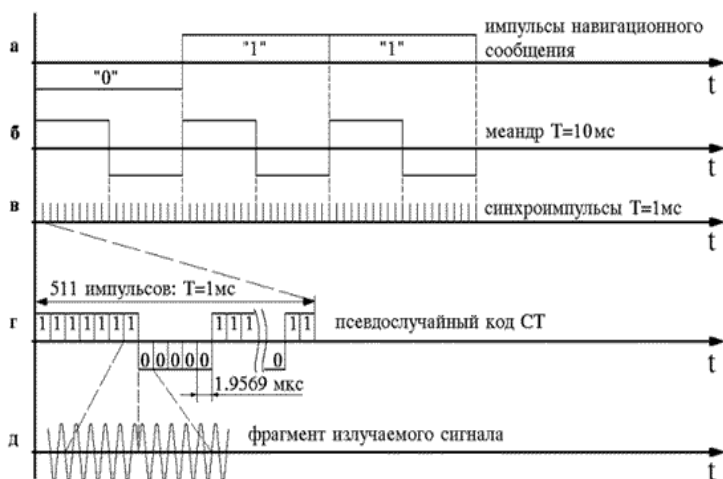


Рисунок 6. Структура сигнала ГЛОНАСС

- грубого дальномерного кода, передаваемого со скоростью 511 Кбит/с (рис. 6в);
- последовательности навигационных данных, передаваемых со скоростью 50 бит/с (рис. 6а);
- меандрового колебания, передаваемого со скоростью 100 бит/с (рис. 6б).

Сигнал в диапазоне L1 (аналогичен C/A-коду в GPS) доступен для всех потребителей в зоне видимости КА. Сигнал в диапазоне L2 предназначен для военных нужд, и его структура не раскрывается.

Состав и структура навигационных сообщений спутников системы Глонасс

Навигационное сообщение формируется в виде непрерывно следующих строк, каждая длительностью 2 с. В первой части строки (интервал 1,7 с) передаются навигационные данные, а во второй (0,3 с) — Метка Времени. Она представляет собой укороченную псевдослучайную последовательность, состоящую из 30 символов с тактовой частотой 100 бит/с.

Навигационные сообщения спутников системы Глонасс необходимы потребителям для навигационных определений и планирования сеансов связи со спутниками. По своему содержанию навигационные сообщения делятся на оперативную и не оперативную информацию.

Оперативная информация относится к спутнику, из сигнала которого она была получена. К оперативной информации относят:

- оцифровку меток времени;
- сдвиг шкалы времени спутника относительно шкалы системы;
- относительное отличие несущей частоты спутника от номинального значения;
- эфемеридная информация.

Время привязки эфемеридной информации и частотно-временные поправки, имеющие получасовую кратность от начала суток, позволяют точно определять географические координаты и скорость движения спутника.

Не оперативная информация содержит альманах, включающий:

- данные о состоянии всех спутников системы;
- сдвиг шкалы времени спутника относительно шкалы системы;
- параметры орбит всех спутников системы;
- поправку к шкале времени системы Глонасс.

Выбор оптимального “созвездия” КА и прогноза доплеровского сдвига несущей частоты обеспечивается за счет анализа альманаха системы.

Навигационные сообщения спутников системы Глонасс структурированы в виде суперкадров длительностью 2,5 мин. Суперкадр состоит из пяти кадров длительностью 30 с. Каждый кадр содержит 15 строк длительностью 2 с. Из 2 с длительности строки последние 0,3 с занимает метка времени. Остальная часть строки содержит 85 символов цифровой информации, передаваемых с частотой 50 Гц.

В составе каждого кадра передается полный объем оперативной информации и часть альманаха системы. Полный альманах содержится во всем суперкадре. При этом информация суперкадра, содержащаяся в строках 1—4, относится к тому спутнику, с которого она поступает (оперативная часть), и не меняется в пределах суперкадра.

Структура навигационных радиосигналов системы GPS

В системе GPS используется кодовое разделение сигналов (CDMA), поэтому все спутники излучают сигналы с одинаковой частотой. Каждый спутник системы GPS излучает два фазоманипулированных сигнала. Частота первого сигнала составляет $L1 = 1575,42$ МГц, а второго — $L2 = 1227,6$ МГц. Сигнал несущей частоты $L1$ модулируется двумя двоичными последовательностями, каждая из которых образована путем суммирования по модулю 2 дальномерного кода и передаваемых системных и навигационных данных, формируемых со скоростью 50 бит/с. На частоте $L1$ передаются две квадратурные компоненты, бифазно манипулированные двоичными последовательностями. Первая последовательность является суммой по модулю 2 точного дальномерного кода P или засекреченного кода Y и навигационных данных. Вторая последовательность также является суммой по модулю 2 грубого C/A (открытого) кода и той же последовательности навигационных данных.

Радиосигнал на частоте $L2$ бифазно манипулирован только одной из двух ранее рассмотренных последовательностей. Выбор модулирующей последовательности осуществляется по команде с Земли.

Каждый спутник использует свойственные только ему дальномерные коды C/A и $P(Y)$, что и позволяет разделять спутниковые сигналы. В процессе формирования точного дальномерного $P(Y)$ кода одновременно формируются метки времени спутникового сигнала.

Состав и структура навигационных сообщений спутников системы GPS

Структурное деление навигационной информации спутников системы GPS осуществляется на суперкадры, кадры, подкадры и слова. Суперкадр образуется из 25 кадров и занимает 750 с (12,5 мин). Один кадр передается в течение 30 с и имеет размер 1500 бит. Кадр разделен на 5 подкадров по 300 бит и передается в течение интервала 6 с. Начало каждого подкадра обозначает метку времени, соответствующую началу/окончанию очередного 6-с интервала системного времени GPS. Подкадр состоит из 10 30-бит слов. В каждом слове 6 младших разрядов являются проверочными битами.

В 1-, 2- и 3-м подкадрах передаются данные о параметрах коррекции часов и данные эфемерид КА, с которым установлена связь. Содержание и структура этих подкадров

остаются неизменными на всех страницах суперкадра. В 4- и 5-м подкадрах содержится информация о конфигурации и состоянии всех КА системы, альманахи КА, специальные сообщения, параметры, описывающие связь времени GPS с UTC, и прочее.

Алгоритмы приема и измерения параметров спутниковых радионавигационных сигналов

К сегменту потребителей систем GPS и ГЛОНАСС относятся приемники сигналов спутников. По измерениям параметров этих сигналов решается навигационная задача. Приемник можно разделить на три функциональные части:

- радиочастотную часть;
- цифровой коррелятор;
- процессор.

С выхода антенно-фидерного устройства (антенны) сигнал поступает на радиочастотную часть (рис. 7). Основная задача этой части заключается в усилении входного сигнала, фильтрации, преобразовании частоты и аналого-цифровом преобразовании. Помимо этого, с радиочастотной части приемника поступает тактовая частота для цифровой части приемника. С выхода радиочастотной части цифровые отсчеты входного сигнала поступают на вход цифрового коррелятора.

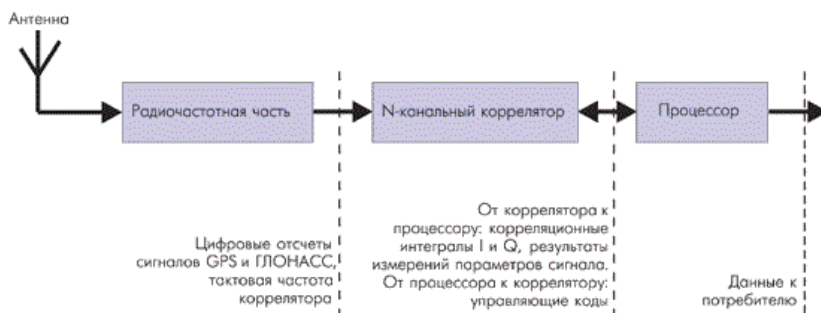


Рисунок 7. Обобщенная структура приемника

В корреляторе спектр сигнала переносится на “нулевую” частоту. Это производится путем перемножения входного сигнала коррелятора с опорным гармоническим колебанием в синфазном и квадратурном каналах. Далее результат перемножения проходит корреляционную обработку путем перемножения с опорным дальномерным кодом и накоплением на периоде дальномерного кода. В итоге получаем корреляционные интегралы I и Q. Отсчеты корреляционных интегралов поступают в процессор для дальнейшей обработки и замыкания петель ФАП (фазовая автоподстройка) и ССЗ (схема слежения за задержкой). Измерения параметров сигнала в приемнике производятся не непосредственно по входному сигналу, а по его точной копии, формируемой системами ФАП и ССЗ. Корреляционные интегралы I и Q позволяют оценить степень “похожести” (коррелированности) опорного и входного сигналов. Задача коррелятора, помимо формирования интегралов I и Q, — формировать опорный сигнал, согласно с управляющими воздействиями (кодами управления), поступающими с процессора. Кроме того, в некоторых приемниках коррелятор формирует необходимые измерения опорных сигналов и передает их

в процессор для дальнейшей обработки. В то же время, так как опорные сигналы в корреляторе формируются по управляющим кодам, поступающим с процессора, то необходимые измерения опорных сигналов можно производить непосредственно в процессоре, обрабатывая соответствующим образом управляющие коды, что и делается во многих современных приемниках.

Какие параметры сигнала измеряет коррелятор (процессор)?

Дальность при радиотехнических измерениях характеризуется временем распространения сигнала от объекта измерения до измерительного пункта. В навигационных системах GPS/ГЛОНАСС излучение сигналов синхронизировано со шкалой времени системы, точнее, со шкалой времени спутника, излучающего данный сигнал. В то же время, потребитель имеет информацию о расхождении шкалы времени спутника и системы. Цифровая информация, передаваемая со спутника, позволяет установить момент излучения некоторого фрагмента сигнала (метки времени) спутником в системном времени. Момент приема этого фрагмента определяется по шкале времени приемника. Шкала времени приемника (потребителя) формируется с помощью кварцевых стандартов частоты, поэтому наблюдается постоянный “уход” шкалы времени приемника относительно шкалы времени системы. Разность между моментом приема фрагмента сигнала, отсчитанным по шкале времени приемника, и моментом излучения его спутником, отсчитанным по шкале спутника, умноженная на скорость света, называется псевдодальностью [4]. Почему псевдодальностью? Потому что она отличается от истинной дальности на величину, равную произведению скорости света на “уход” шкалы времени приемника относительно шкалы времени системы. При решении навигационной задачи этот параметр определяется наравне с координатами потребителя (приемника).

Корреляционные интегралы, формируемые в корреляторе, позволяют отследить модуляцию сигнала спутника символами информации и вычислить метку времени во входном сигнале. Метки времени следуют с периодичностью 6 с для GPS и 2 с для ГЛОНАСС и образуют своеобразную 6(2)-секундную шкалу. В пределах одного деления этой шкалы периоды дальномерного кода образуют 1-мс шкалу. Одна миллисекунда разделена, в свою очередь, на отдельные элементы (chips, в терминологии GPS): для GPS — 1023, для ГЛОНАСС — 511. Таким образом, элементы дальномерного кода позволяют определить дальность до спутника с погрешностью 300 м. Для более точного определения необходимо знать фазу генератора дальномерного кода. Схемы построения опорных генераторов коррелятора позволяют определять его фазу с точностью до 0,01 периода, что составляет точность определения псевдодальности 3 м.

На основании измерений параметров опорного гармонического колебания, формируемого системой ФАП, определяют частоту и фазу несущего колебания спутника. Его уход относительно номинального значения даст доплеровское смещение частоты, по которому оценивается скорость потребителя относительно спутника. Кроме того, фазовые измерения несущей позволяют уточнить дальность до спутника с погрешностью в несколько мм.

Определение координат потребителя

Для определения координат потребителя необходимо знать координаты спутников (не менее 4) и дальность от потребителя до каждого видимого спутника. Для того, чтобы потребитель мог определить координаты спутников, излучаемые ими навигационные сигналы моделируются сообщениями о параметрах их движения. В аппаратуре потребителя происходит выделение этих сообщений и определение координат спутников на нужный момент времени.

Координаты и составляющие вектора скорости меняются очень быстро, поэтому сообщения о параметрах движения спутников содержат сведения не об их координатах

и составляющих вектора скорости, а информацию о параметрах некоторой модели, аппроксимирующей траекторию движения КА на достаточно большом интервале времени (около 30 минут). Параметры аппроксимирующей модели меняются достаточно медленно, и их можно считать постоянными на интервале аппроксимации.

Параметры аппроксимирующей модели входят в состав навигационных сообщений спутников. В системе GPS используется Кеплеровская модель движения с оскулирующими элементами. В этом случае траектория полета КА разбивается на участки аппроксимации длительностью в один час. В центре каждого участка задается узловое время, значение которого сообщается потребителю навигационной информации. Помимо этого, потребителю сообщают параметры модели оскулирующих элементов на узловое время, а также параметры функций, аппроксимирующих изменения параметров модели оскулирующих элементов во времени как предшествующем узловому элементу, так и следующем за ним.

В аппаратуре потребителя выделяется интервал времени между моментом времени, на который нужно определить положение спутника, и узловым моментом. Затем с помощью аппроксимирующих функций и их параметров, выделенных из навигационного сообщения, вычисляются значения параметров модели оскулирующих элементов на нужный момент времени. На последнем этапе с помощью обычных формул кеплеровской модели определяют координаты и составляющие вектора скорости спутника.

В системе Глонасс для определения точного положения спутника используются дифференциальные модели движения. В этих моделях координаты и составляющие вектора скорости спутника определяются численным интегрированием дифференциальных уравнений движения КА, учитывающих конечное число сил, действующих на КА.

Начальные условия интегрирования задаются на узловое время, располагающийся посередине интервала аппроксимации.

Как было сказано выше, для определения координат потребителя необходимо знать координаты спутников (не менее 4) и дальность от потребителя до каждого видимого спутника, которая определяется в навигационном приемнике [4] с точностью около 1 м. Для удобства рассмотрим простейший “плоский” случай, представленный на *рис. 8*.

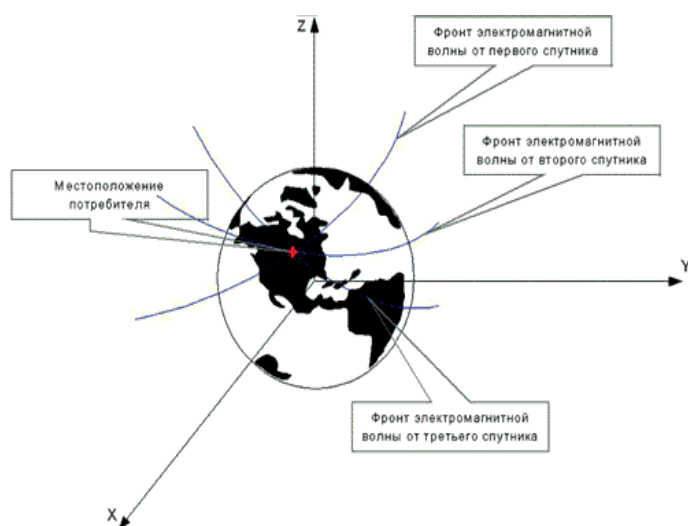


Рисунок 8. Определение координат потребителя

Каждый спутник (*рис. 8*) можно представить в виде точечного излучателя. В этом

случае фронт электромагнитной волны будет сферическим. Точкой пересечения двух сфер будет та, в которой находится потребитель.

Высота орбит спутников составляет порядок 20000 км. Следовательно, вторую точку пересечения окружностей можно отбросить из-за априорных сведений, так как она находится далеко в космосе.

Дифференциальный режим

Спутниковые навигационные системы позволяют потребителю получить координаты с точностью порядка 10—15 м. Однако для многих задач, особенно для навигации в городах, требуется большая точность. Один из основных методов повышения точности определения местонахождения объекта основан на применении известного в радионавигации принципа дифференциальных навигационных измерений.

Дифференциальный режим DGPS (Differential GPS) позволяет установить координаты с точностью до 3 м в динамической навигационной обстановке и до 1 м — в стационарных условиях. Дифференциальный режим реализуется с помощью контрольного GPS-приемника, называемого опорной станцией. Она располагается в пункте с известными координатами, в том же районе, что и основной GPS-приемник. Сравнивая известные координаты (полученные в результате прецизионной геодезической съемки) с измеренными, опорная станция вычисляет поправки, которые передаются потребителям по радиоканалу в заранее оговоренном формате.

Аппаратура потребителя принимает от опорной станции дифференциальные поправки и учитывает их при определении местонахождения потребителя.

Результаты, полученные с помощью дифференциального метода, в значительной степени зависят от расстояния между объектом и опорной станцией. Применение этого метода наиболее эффективно, когда преобладающими являются систематические ошибки, обусловленные внешними (по отношению к приемнику) причинами. По экспериментальным данным, опорную станцию рекомендуется располагать не далее 500 км от объекта.

В настоящее время существуют множество широкозонных, региональных и локальных дифференциальных систем.

В качестве широкозонных стоит отметить такие системы, как американская WAAS, европейская EGNOS и японская MSAS. Эти системы используют геостационарные спутники для передачи поправок всем потребителям, находящимся в зоне их покрытия.

Региональные системы предназначены для навигационного обеспечения отдельных участков земной поверхности. Обычно региональные системы используют в крупных городах, на транспортных магистралях и судоходных реках, в портах и по берегу морей и океанов. Диаметр рабочей зоны региональной системы обычно составляет от 500 до 2000 км. Она может иметь в своем составе одну или несколько опорных станций.

Локальные системы имеют максимальный радиус действия от 50 до 220 км. Они включают обычно одну базовую станцию. Локальные системы обычно разделяют по способу их применения: морские, авиационные и геодезические локальные дифференциальные станции.

Развитие спутниковой навигации

Общее направление модернизации обеих спутниковых систем GPS и Глонасс связано с повышением точности навигационных определений, улучшением сервиса,

предоставляемого пользователям, повышением срока службы и надежностью бортовой аппаратуры спутников, улучшением совместимости с другими радиотехническими системами и развитием дифференциальных подсистем. Общее направление развития систем GPS и Глонасс совпадает, но динамика и достигнутые результаты сильно отличаются. Совершенствование системы ГЛОНАСС планируется осуществлять на базе спутников нового поколения "ГЛОНАСС-М". Этот спутник будет обладать увеличенным ресурсом службы и станет излучать навигационный сигнал в диапазоне L2 для гражданских применений.

Аналогичное решение было принято в США, где 5 января 1999 года объявлено о выделении 400 млн. долл. на модернизацию системы GPS, связанную с передачей C/A-кода на частоте L2 (1222,7 МГц) и введением третьей несущей L3 (1176,45 МГц) на КА, которые будут запускаться с 2005 года. Сигнал на частоте L2 намечено использовать для гражданских нужд, не связанных непосредственно с опасностью для жизни людей. Предлагается начать реализацию этого решения с 2003 года. Третий гражданский сигнал на частоте L3 решено использовать для нужд гражданской авиации.

Литература

1. *Радиотехнические системы. Под ред. Казаринова Ю.М. М.: Высшая школа, 1990.*
2. *Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. М.: Эко-Трендз, 2000.*
3. *Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС / Под ред. В.Н. Харисова, А.И. Перова, В.А. Болдина. М.: ИПРЖР, 1998.*
4. *Липкин И.А. Спутниковые навигационные системы. М.: Вузовская книга, 2001.*
5. *Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. М.: КНИЦ ВКС, 1995.*
6. *Interface Control Document: NAVSTAR GPS Space Segment / Navigation User Interfaces (ICD-GPS-200). Rockwell Int. Corp. 1987.*

