

Насыров Игорь Альбертович

**ВВЕДЕНИЕ В СОВРЕМЕННЫЕ СПУТНИКОВЫЕ
РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ**

Часть 1: общие принципы, современное состояние,
перспективы развития

Учебное пособие

КАЗАНЬ – 2005 г.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Физического факультета Казанского государственного университета.

УДК 537.87 + 528.2:629.78

Насыров И. А.

Введение в современные спутниковые радионавигационные системы. Часть 1: общие принципы, современное состояние, перспективы развития. Учебное пособие. – Казанский государственный университет, 2005. – 43 с.

Рецензенты:

Гусев Юрий Александрович, к.ф.-м.н., доцент кафедры радиоэлектроники Казанского государственного университета.

Загретдинов Ренат Вагизович, к.ф.-м.н., доцент кафедры астрономии Казанского государственного университета.

Аннотация.

Изложены принципы построения и функционирования глобальных спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС, NAVSTAR-GPS и нового европейского проекта «GALILEO». Даны характеристики радиосигналов используемых в этих системах, а также основные характеристики космических сегментов, сегментов управления и сегмента потребителя.

Предназначена для студентов радиофизических и радиотехнических специальностей, может быть полезна студентам, занимающимся по специальностям геодезия и астрономогеодезия.

© Казанский государственный университет, 2005

© Физический факультет, 2005

СОДЕРЖАНИЕ

Введение. Краткий исторический экскурс	4
1. Методы решения навигационной задачи в спутниковых радионавигационных системах второго поколения	8
1.1. Дальномерный метод	9
1.2. Метод псевдодальностей	9
2. Описание спутниковых радионавигационных систем второго поколения. Основные положения	10
2.1. Архитектура спутниковых радионавигационных систем.	10
2.2. Формирование радионавигационного поля (на примере ГЛОНАСС)	11
2.3. Космический сегмент	13
2.3.1. ГЛОНАСС	13
2.3.2. NAVSTAR-GPS	14
2.3.3. «GALILEO»	14
2.4. Наземный комплекс управления	15
2.4.1. ГЛОНАСС	15
2.4.2. NAVSTAR-GPS	16
3. Форматы радиосигналов, используемых в спутниковых радионавигационных системах второго поколения	17
3.1. Структура навигационных радиосигналов в системе ГЛОНАСС	17
3.2. Структура навигационных радиосигналов в системе NAVSTAR-GPS	21
3.3. Структура навигационных радиосигналов в системе «GALILEO»	23
3.3.1. Частоты и спектры радиосигналов в системе «GALILEO»	24
3.3.2. Схемы модуляции радиосигналов в системе «GALILEO»	25
3.3.3. Длина кодового слова в системе «GALILEO»	27
3.3.4. Шифрование в системе «GALILEO»	28
3.3.5. Распределение сигналов по сервисам системы «GALILEO»	28
4. Опорные шкалы времени	29
4.1. Единицы мер времени	30
4.2. Системы отсчета времени	31
4.3. Шкалы времени спутниковых радионавигационных систем	33
4.4. Синхронизация шкал времени	34
5. Опорные системы координат	35
5.1. Опорные системы координат, используемые в спутниковых радионавигационных системах	37
6. Аппаратура потребителей	38
6.1. Принципы построения и функционирования аппаратуры потребителей	40
6.2. Пересчет координат потребителя из земной в геодезическую систему координат	42
Список использованных источников	43
Список рекомендованной литературы	43

Введение. Краткий исторический экскурс

Людам всегда необходимо было путешествовать по миру – находить еду, исследовать и завоевывать новые земли, торговать. Для того чтобы добраться до требуемого пункта и вернуться назад в безопасности, требовалось умелое применение знаний для определения текущего местоположения и направления, в котором нужно двигаться. Раньше штурманы руководствовались ориентирами на местности, звездами или положением Солнца в полдень, но на незнакомой территории и при сильной облачности достаточно трудно было определить, в каком направлении необходимо двигаться. С развитием мореходства и расширением границ исследованного мира появились новые приборы: компас, секстант, хронометр, которые помогали решать эту непростую задачу путешественникам и являлись единственным средством определения текущих координат и направления движения вплоть до середины XX века.

Эра радио открыла новые возможности перед человечеством. Были созданы радионавигационные системы земного базирования для управления движением морского и авиационного транспорта, такие как «Альфа», «Чайка» (СССР), «Лоран» (НАТО) и многие другие. Многие из этих систем работают и по настоящее время, их отличительной особенностью является использование СДВ и ДВ радиодиапазона.

Для примера, самая распространенная авиационная радионавигационная система «Омега» ведет передачи с восьми станций, расположенных в Австралии, Японии, Норвегии, Либерии, Аргентине, на о. Реюньон, в штате Северная Дакота и на Гавайях. Сверхдлинные радиоволны распространяются на очень большие расстояния, следуя кривизне поверхности земного шара. Названные восемь станций обеспечивают глобальный охват. Каждая станция передает сигналы на четырех фиксированных частотах в восьми временных интервалах на отрезке времени 10 с. У каждой станции набор интервалов имеет собственную структуру, а работа станций синхронизируется посредством атомных часов. Приемник системы «Омега», установленный на самолете (или на корабле), определяет свое местонахождение, используя известные координаты передающих станций и измеренные углы принятых сигналов. Первоначально необходимо использовать сигналы, по меньшей мере, трех станций. Далее достаточно сигналов двух станций. Система СДВ-навигации позволяет определить текущее местонахождение транспортного средства при условии, что его первоначальное положение известно из какого-либо другого источника.

Основными недостатками таких систем являются большие размеры передающих антенн, высокие накладные эксплуатационные расходы, низкая точность определения текущих координат и высокая зависимость точности определения координат от метеорологических и гелиогеофизических условий.

Вместе с тем, в 1957 году, во время запуска первого искусственного спутника Земли (ИСЗ), группа советских ученых под руководством В. А. Котельникова экспериментально подтвердила возможность определения параметров движения 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 измененному доплеровскому сдвигу сигнала, излучаемого с ИСЗ, если параметры движения и координаты этого спутника известны. При движении по орбите спутник излучает сигнал определенной частоты, номинал которой известен на приемном конце (потребителю). Положение ИСЗ в каждый момент времени известно, точнее, его можно вычислить на основании

информации, заложенной в сигнале спутника. Потребитель, измеряя частоту пришедшего к нему сигнала, сравнивает ее с эталонной и таким образом вычисляет доплеровский сдвиг частоты, обусловленный движением спутника. Измерения проводятся непрерывно, что позволяет построить 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, как это показано на рис. 1. 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.

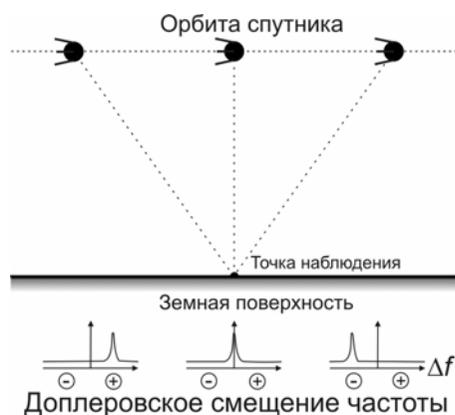


Рис. 1

В конце 50-х - начале 60-х годов рядом научно-исследовательских институтов Советского союза проводились исследования по теме «Спутник», ставшие впоследствии основой для построения отечественной низкоорбитальной спутниковой системы первого поколения. В 1967 году на орбиту был выведен первый отечественный навигационный спутник «Космос-192». В 1976 г. на вооружение Советской Армии была принята навигационно-связная система «Циклон-Б» в составе шести космических аппаратов (КА) «Парус», обращающихся на околополярных орбитах высотой 1000 км. Через три года была сдана в эксплуатацию спутниковая радионавигационная система (СРНС) «Цикада» в составе четырех КА на орбитах того же класса, что и у КА «Парус». И если первая система использовалась исключительно в интересах МО СССР, то вторая предназначалась, главным образом, для навигации гражданских морских судов.

Параллельно с этим, после успешного запуска в СССР первого ИСЗ, 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 середине 60-х годов в США создается доплеровская спутниковая радионавигационная система первого поколения «Transit». Так же как и в Советской системе, координаты источника вычисляются по доплеровскому сдвигу частоты сигнала одного из 7 спутников. ИСЗ имеют круговые полярные орбиты с высотой над поверхностью Земли ~1100 км, период обращения спутников «Transit» равен 107 минутам. Основное назначение системы «Transit» – навигационное обеспечение пуска с подводных лодок баллистических ракет «Polaris». Отцом системы считается директор Лаборатории прикладной физики Р. Кершнер. В конце 60-х годов система «Transit» становится доступной для коммерческого использования.

Оснащение спутниковой навигационной аппаратурой судов торгового флота оказалось очень выгодным, поскольку благодаря повышению точности судовождения удавалось настолько сэкономить время плавания и топливо, что бортовая аппаратура потребителя окупала себя после первого же года эксплуатации. В целом, за время коммерческого использования СРНС «Transit» торговым флотом США сэкономлено морскими перевозчиками порядка нескольких сотен миллионов долларов США.

Однако точность вычисления координат потребителя в системах первого поколения в большой степени зависит от точности определения его собственной скорости. Так, если скорость объекта определена с погрешностью 0,5 м/с, то это в свою очередь приведет к ошибке определения координат ~500 м. Для неподвижного объекта эта величина уменьшается до 50 м.

Так, в ходе испытаний систем «Циклон-Б», «Цикада» и предшествовавшей им системы «Циклон» было установлено, что погрешность местоопределения движущегося судна по навигационным сигналам этих спутников составляет 250... 300 м. Выяснилось также, что основной вклад в погрешность навигационных определений вносят погрешности передаваемых спутникам собственных эфемерид, которые рассчитываются и закладываются на борт КА средствами наземного комплекса управления (НКУ). Комплекс принятых специальных мер позволил уточнить координаты измерительных средств и вычислить параметры согласующей модели гравитационного поля Земли, предназначенной специально для определения и прогнозирования параметров движения навигационных космических аппаратов (НКА). В результате точность передаваемых в составе навигационного сигнала собственных эфемерид была повышена практически на порядок, так что их погрешность на интервале суточного прогноза не превышала 70...80 м. Как следствие, погрешность определения морскими судами своего местоположения уменьшилась до 80...100 м.

К сожалению, выполнить требования всех потенциальных классов новых потребителей низкоорбитальные системы не могли в силу принципов, заложенных в основу их построения. Так, если для неподвижных потребителей, имеющих двухканальную приемную аппаратуру, погрешность определения местоположения удалось снизить до 32 м (данные для американской СРНС «Transit»), то при движении погрешности сразу же начинают возрастать из-за неточности счисления пути - низкоорбитальные СРНС не позволяли определять скорость движения. Более того, по получаемым измерениям можно определить только две пространственные координаты. Вторым недостатком низкоорбитальных систем было отсутствие глобальности покрытия, поскольку, например, на экваторе спутники проходили через зону видимости потребителя в среднем через 1,5 часа, что допускает проведение только дискретных навигационных сеансов. Наконец, ввиду использования в сеансе лишь одного НКА продолжительность измерений может достигать до 10...16 мин.

Большая длительность сеансов и значительные интервалы между ними делают неизбежным применение специальных мероприятий для счисления пути. При этом ошибки счисления и ограничивают точность местоопределения. Тем не менее, была испытана самолетная аппаратура применительно к сигналам как системы «Transit», так и «Цикада». При этом подтвердилось, что погрешность определения местоположения слабо зависит от маневров самолета и действительно определяется преимущественно погрешностями знания путевой скорости, не выходя за пределы 1,8 км.

Исходя из выше изложенного, практически одновременно, в начале 70-х годов в СССР и США начинаются работы над СРНС второго поколения. Они изначально проектировались как системы, которым все перечисленные недостатки не свойственны. Главным требованием при проектировании было обеспечение потребителю в любой момент времени возможности определения трех пространственных координат, вектора скорости и точного времени.

В США программа получила название NAVigation Satellite providing Time And Range (NAVSTAR), т. е. навигационная спутниковая система, обеспечивающая измерение времени и местоположения. Непосредственная реализация программы началась в 1977 году с запуском первого спутника. Основным назначением NAVSTAR является высокоточная навигация военных объектов. В середине 80-х годов система NAVSTAR была переведена в класс систем двойного назначения, т. е. открыта для гражданских пользователей. В настоящее время эта система больше известна под именем Global Positioning Satellites (GPS). Иногда в литературе встречается двойное название NAVSTAR-GPS. К 1996 году развертывание системы было полностью завершено. По состоянию на 22 Июля 2004 года в NAVSTAR-GPS доступно 29 рабочих спутников, равномерно распределенных по орбитам (полнофункциональная система подразумевает минимум 24 рабочих спутника).

В декабре 1976 г. было принято Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР «О развертывании Единой космической навигационной системы ГЛОНАСС (ГЛОбальная НАвигационная Спутниковая Система)». Это постановление по сути лишь узаконило уже начавшиеся работы по созданию новой системы и определило порядок ее разработки и испытаний. Летные испытания системы ГЛОНАСС были начаты 12 октября 1982 г. запуском первого КА 11Ф654 «Ураган» №11л и двух габаритно-весовых макетов 11Ф654ГВМ. В сентябре 1993 года система была официально принята в эксплуатацию в неполном составе. Так же как и Американская GPS, ГЛОНАСС является системой двойного назначения, т.е. навигационные сигналы доступны и для гражданских пользователей. По состоянию на 1 октября 2005 года в ГЛОНАСС доступно 13 рабочих спутников, неравномерно распределенных по орбитам (полнофункциональная система подразумевает 24 рабочих НКА, минимум необходимо 18 НКА), из них 2 спутника серии «ГЛОНАСС-М» (срок гарантированной работы на орбите – 7 лет). Начата разработка не герметичного космического аппарата «ГЛОНАСС-К» с увеличенным до 10-12 лет сроком активного существования. Информацию о состоянии космического сегмента ГЛОНАСС можно получить в сети INTERNET на сайте Центра управления полетами РФ (http://www.mcc.rsa.ru/IACKVO/RUS/StatSys/OrbCon/m_svvect.htm).

Вместе с тем, в конце 90-х - начале 2000-х годов Европейский союз (ЕС) совместно с Европейским космическим агентством (ЕКА) начали работы по созданию европейской спутниковой радионавигационной системы глобального позиционирования «GALILEO». Планируемые сроки запуска проекта в эксплуатацию 2008 г. Проект предусматривает запуск 30 НКА. В ЕС подчеркивают, что СРНС

«GALILEO» является гражданской системой и будет управляться гражданскими лицами. Частные предприятия могут участвовать в осуществлении проекта уже на стадии разработки. В целом, расходы на разработку, создание и размещение на орбитах 30 НКА, а также на наземные сооружения оцениваются в 3,2 – 3,4 млрд. евро. Рынок услуг, связанный с проектом «GALILEO», оценивается примерно в 9 млрд. евро в год. Комиссия ЕС ожидает, что реализация этого проекта позволит создать порядка 140 тыс. новых рабочих мест.

1. Методы решения навигационной задачи в спутниковых радионавигационных системах второго поколения

Основным содержанием навигационной задачи в СРНС является определение пространственно-временных координат потребителя, а также составляющих его скорости, поэтому в результате решения навигационной задачи должен быть определен расширенный вектор состояния потребителя Π , который в инерциальной системе координат можно представить в виде:

$$\Pi = [x \ y \ z \ t \ t' \ x' \ y' \ z']^T.$$

Элементами этого вектора служат пространственные координаты $\{x, y, z\}$ потребителя, временная поправка t' шкалы времени потребителя относительно системной шкалы времени, а также составляющие вектора скорости $\{x', y', z'\}$, T – период обращения навигационного спутника. Более подробно опорная шкала времени СРНС будет рассмотрена в разделе 4.

Элементы вектора потребителя недоступны непосредственному измерению с помощью радиосредств. У принятого радиосигнала могут измеряться те или иные параметры, например задержка или доплеровское смещение частоты. Измеряемый в интересах навигации параметр радиосигнала называют *радионавигационным*, а соответствующий ему геометрический параметр – *навигационным*. Таким образом, задержка сигнала τ и его доплеровское смещение частоты $f_{дон}$ являются радионавигационными параметрами, а соответствующая им дальность до объекта D и радиальная скорость сближения объектов V_p служат навигационными параметрами. Связь между этими параметрами дается соотношениями:

$$D = c\tau, V_p = f_{дон}\lambda,$$

где c – скорость света; λ – длина волны излучаемого НКА сигнала.

Геометрическое место точек пространства с одинаковым значением навигационного параметра называют *поверхностью положения*. Пересечение двух поверхностей положения определяет *линию положения* – геометрическое место точек пространства, имеющих два определенных значения двух навигационных параметров. *Местоположение* определяется координатами точки пересечения трех поверхностей положения. В ряде случаев (из-за нелинейности) две линии положения могут пересекаться в двух точках. При этом однозначно найти местоположение можно, только используя дополнительную поверхность положения или иную информацию о местоположении объекта.

Для решения навигационной задачи, т.е. нахождения вектора потребителя Π , используют функциональную связь между навигационными параметрами и компонентами вектора потребителя. Соответствующие функциональные зависимости принято называть *навигационными функциями*.

Навигационные функции для пространственных координат потребителя можно определить с помощью различных разновидностей дальномерных, разностно-дальномерных, угломерных методов и их комбинаций. Для получения навигационных функций, включающих составляющие вектора скорости потребителя, используют радиально-скоростные методы.

1.1. Дальномерный метод

Наиболее простой дальномерный метод навигационных определений основан на пассивных (беззапросных) измерениях дальности D_i между i -м НКА и потребителем. В этом методе навигационным параметром является дальность D_i , а поверхностью положения – сфера с радиусом D_i и центром, расположенным в центре масс i -го НКА. Уравнение сферы

$$D_i = \left[(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2 \right]^{1/2}. \quad (1.1)$$

Здесь x_i, y_i, z_i – известные на момент измерения координаты i -го НКА (с учетом его перемещения за время распространения сигнала); x, y, z – координаты потребителя.

Местоположение потребителя, т.е. координаты x, y, z , определяют как координаты точки пересечения трех поверхностей положения, другими словами трех сфер. Поэтому для реализации дальномерного метода необходимо измерить дальности (1.1) до трех НКА, т.е. $i = \overline{1,3}$.

Таким образом, для дальномерного метода навигационная функция представляет собой систему из трех уравнений вида (1.1). Ввиду нелинейности такой системы уравнений возникает проблема неоднозначности определения координат потребителя, устраняемая с помощью известной потребителю дополнительной информации (ориентировочные координаты потребителя, его радиальная скорость и т.д.).

В (1.1) неявно подразумевается, что все величины должны быть взяты в один и тот же момент времени. Однако координаты спутника привязаны к бортовой шкале времени, а потребитель измеряет задержку сигнала и определяет свои координаты в своей шкале времени. Если шкалы времени идеально синхронизированы, то проблем не возникает. При наличии расхождения t' шкал времени возникает смещение $D' = ct'$ измеренной дальности относительно истинной и точность определения местоположения потребителя падает, поэтому недостатком метода является необходимость очень точной привязки шкал времени НКА и потребителя. Уменьшить влияние этого фактора можно, установив у потребителя высокостабильный стандарт частоты и времени и периодически проводя его калибровку по бортовой шкале времени НКА. Однако высокостабильные эталоны времени достаточно дороги и не могут быть использованы у массового потребителя. Создание относительно дешевых высокостабильных эталонов времени (частоты) – трудная техническая проблема, поэтому в настоящее время более широко применяют псевдодальномерный метод.

1.2. Метод псевдодальностей

Под псевдодальностью от i -го НКА до потребителя понимают измеренную дальность $D_{изм\ i}$ до этого НКА, отличающуюся от истинной дальности D_i на неизвестную, но постоянную за время определения навигационных параметров величину D' . Таким образом, для псевдодальности до i -го НКА можно записать

$$D_{изм\ i} = D_i + D' = \left[(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2 \right]^{1/2} + D'. \quad (1.2)$$

В псевдодальномерных методах, основанных на измерениях псевдодальностей, в качестве навигационного параметра выступает $D_{изм\ i}$. Поверхностью положения по-прежнему является сфера с центром в точке центра масс НКА, но радиус этой сферы изменен на неизвестную величину D' . Измерение псевдодальностей до трех НКА приводит к системе из трех уравнений с четырьмя неизвестными (x, y, z, D'). В решении этой системы уравнений возникает неопределенный параметр, и для устранения возникшей неопределенности необходимо провести дополнительное измерение, т.е. измерить псевдодальность до четвертого спутника. Полученная таким образом система четырех уравнений имеет точное решение, и, следовательно, местоположение потребителя при измерениях псевдодальностей определяется как точка пересечения четырех поверхностей положения.

Необходимость нахождения в зоне видимости четырех НКА предъявляет достаточно жесткие требования к структуре сети НКА, которые выполняются только у среднеорбитальных СРНС с высотой орбит спутников над поверхностью Земли ~20 000 км.

Псевдодальномерный метод не накладывает жестких ограничений на значение погрешности $D' = ct'$ (погрешности временной шкалы) и позволяет одновременно с определением местоположения вычислять отклонение шкалы времени потребителя.

2. Описание спутниковых радионавигационных систем второго поколения.

Основные положения

Основное назначение СРНС второго поколения — глобальная оперативная навигация приземных подвижных объектов: наземных (сухопутных, морских, воздушных) и низкоорбитальных космических. Термин «глобальная оперативная навигация» означает, что подвижной объект, оснащенный навигационным приемником (НАП), может в любом месте приземного пространства в любой момент времени определить (уточнить) параметры своего движения — три координаты и три составляющие вектора скорости. Принципы построения СРНС ГЛОНАСС, NAVSTAR и «GALILEO» в общих чертах идентичны, но отличаются техническим выполнением подсистем.

2.1. Архитектура спутниковых радионавигационных систем

СРНС второго поколения включают в себя три сегмента (рис 2): орбитальную группировку (ОГ) НКА (космический сегмент); наземный комплекс управления (НКУ) орбитальной группировкой НКА (сегмент управления); аппаратуру пользователей (сегмент потребителей). Из этих трех сегментов последний, аппаратура пользователей, является самым многочисленным.

В СРНС второго поколения применяются навигационные космические аппараты (НКА) на круговых геоцентрических орбитах с высотой ~20000 км над поверхностью Земли. Таким образом, за сутки каждый НКА совершает примерно 2 оборота вокруг Земли. Благодаря использованию атомных стандартов частоты (АСЧ) на НКА в системе обеспечивается взаимная синхронизация навигационных радиосигналов, излучаемых орбитальной группировкой НКА. В НАП на подвижном объекте в сеансе навигации принимаются радиосигналы не менее чем от четырех радиовидимых НКА и используются для измерения трех разностей дальностей и трех

разностей радиальных скоростей объекта относительно четырех НКА. Результаты измерений и эфемеридная информация (ЭИ), принятая от каждого НКА, позволяют определить (уточнить) три координаты и три составляющие вектора скорости подвижного объекта и определить смещение шкалы времени (ШВ) объекта относительно ШВ системы. В СРНС число потребителей не ограничивается, поскольку НАП не передает радиосигналы на НКА, а только принимает их от НКА (пассивная автономная навигация).

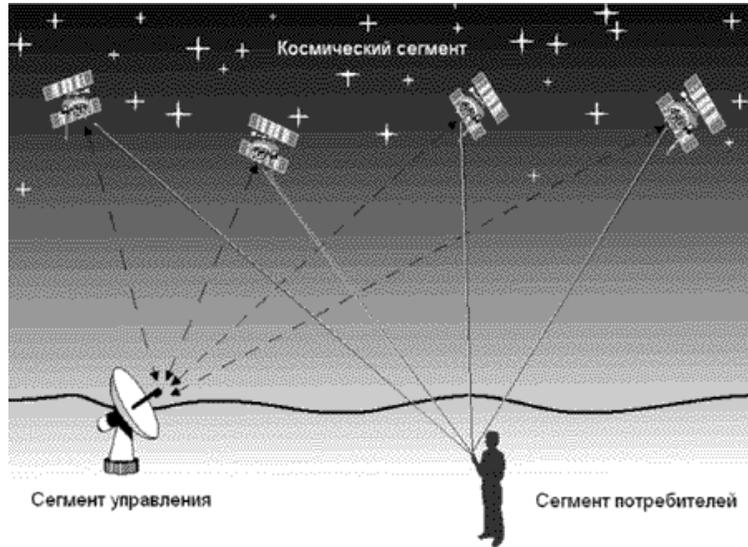


Рис. 2. Сегменты спутниковых радионавигационных систем

Радионавигационное поле в СРНС второго поколения наряду с основной функцией (глобальная автономная оперативная навигация приземных подвижных объектов) позволяет проводить:

- локальную высокоточную навигацию наземных подвижных объектов (сухопутных, морских, воздушных) на основе дифференциальных методов навигации с применением стационарных наземных корректирующих станций;
- высокоточную относительную геодезическую «привязку» удаленных наземных объектов;
- взаимную синхронизацию стандартов частоты и времени на удаленных наземных объектах;
- неоперативную автономную навигацию среднеорбитальных космических объектов;
- определение ориентации объекта на основе радиоинтерферометрических измерений на объекте с помощью навигационных радиосигналов, принимаемых разнесенными антеннами.

2.2. Формирование радионавигационного поля (на примере ГЛОНАСС)

Навигационные радиосигналы, излучаемые штатными НКА, образуют радионавигационное поле в околоземном пространстве.

В СРНС ГЛОНАСС каждый штатный НКА излучает навигационные радиосигналы в сторону Земли с помощью передающих антенн, рабочая часть диаграммы направленности (ДН) которых имеет ширину $2\varphi_0=38^\circ$ и «освещает» диск Земли с избытком до высоты h_0 над поверхностью.

Рабочую часть ДН можно представить в виде конусного радиолуча с углом $2\varphi_0$ при вершине. Очевидно, что

$$\sin \varphi_0 = (h_0 + r) / (H + r),$$

где $r = 6400$ км — радиус Земли; $H = 19100$ км — высота орбиты НКА. Подставив $\varphi_0 = 19^\circ$, получим $h_0 = 2000$ км.

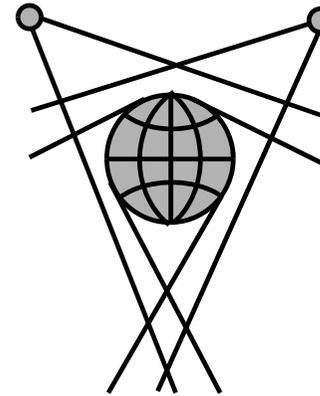


Рис. 3

Изображение продольных сечений конусных радиолучей передающих антенн двух НКА дано на рис.3. Конусный луч сплошной до встречи с Землей, а за диском Земли становится полым.

При полной орбитальной группировке (24 штатных НКА) радионавигационное поле на высотах $h \leq h_0 = 2000$ км непрерывно в пространстве, т.е. потребитель в любой точке этого пространства «освещается» радиолучами не менее чем от четырех НКА, образующих по отношению к нему удовлетворительное по геометрическому фактору созвездие для оперативного автономного определения координат и вектора скорости.

На высотах $h > h_0$ радионавигационное поле становится дискретным в пространстве.

Космические объекты на высотах $h_0 < h < H$ «освещены» радиолучами от необходимого для оперативной навигации созвездия (не менее четырех НКА, включая НКА ниже местного горизонта) не везде, а только при нахождении в определенных областях пространства.

Космические объекты на высотах $h > H$ (например, на геостационарной орбите) будут «освещены» на некоторых участках своей орбиты радиолучом от одного или двух НКА (при полной орбитальной группировке), и НАП может не оперативно определить орбиту космического объекта на основе обработки результатов приема навигационных радиосигналов на «освещенных» участках орбиты.

Ограничимся рассмотрением непрерывного радионавигационного поля ($h \leq h_0$). Основной характеристикой радионавигационного поля для наземного потребителя являются мощности навигационного радиосигнала от околозенитного и пригоризонтного НКА на выходе «стандартной» приемной антенны (без учета отражений от поверхности Земли):

$$P_0 = P_n G(\varphi) G_0(\beta) \lambda^2 / (4\pi R)^2,$$

где P_n — мощность излучения передатчика; $G(\varphi)$ — коэффициент направленности передающей антенны (с учетом потерь в АФУ) в направлении φ на приемную антенну; $G_0(\beta)$ — коэффициент направленности «стандартной» приемной антенны в

направлении β на передающую антенну; λ — длина волны несущего колебания радиосигнала; R — дальность от приемной антенны до передающей антенны.

В системе ГЛОНАСС передающие антенны для навигационных радиосигналов на НКА имеют круговую правую поляризацию излучения.

Коэффициент направленности $G(\varphi)$ передающих антенн в рабочем секторе направлений $\varphi \leq 19^\circ$ относительно оси антенны составляет

φ , угл.град.	0°	15°	19°
$G(\varphi)$,дБ (1600 МГц)	10	12	8
$G(\varphi)$,дБ (1250 МГц)	9	11	9

В качестве «стандартной» приемной антенны удобно рассматривать изотропную приемную антенну с круговой поляризацией, $G_0(\beta) = 1$.

Дальность R от приемной антенны, размещенной на поверхности Земли, до околозенитного ($\beta = 90^\circ$) НКА составит $R = H = 19100$ км, до пригоризонтного ($\beta = 5^\circ$) НКА составит $R = 24000$ км.

Бюджет мощности P_0 узкополосных навигационных радиосигналов на выходе «стандартной» приемной антенны:

	1600 МГц		1250 МГц	
β , угл. град.	90°	5°	90°	5°
P_n , дБ Вт	+15±1		+9±1	
$G(\varphi)$, дБ	+10	+12	+9	+11
$(\lambda 4\pi R)^2$, дБ	-182	-184	-180	-182
$G_0(\beta)$, дБ	0		0	
P_0 , дБ	-157±1	-157±1	-162±1	-162±1

Отметим, что мощность навигационного радиосигнала, принимаемого наземным потребителем с помощью изотропной антенны, одинакова для околозенитного и пригоризонтного НКА.

2.3. Космический сегмент

Основной геометрической характеристикой орбитальной группировки штатных НКА в СРНС, от которой зависит точность навигации наземных потребителей, являются геометрические свойства созвездия НКА, которое «видит» наземный потребитель. Минимально необходимое для наземного потребителя оптимальное созвездие содержит четыре НКА: один НКА вблизи зенита, три НКА вблизи горизонта равномерно разнесенных по направлению.

2.3.1. ГЛОНАСС

Полная проектная орбитальная группировка (ОГ) в СРНС ГЛОНАСС [1] содержит 24 штатных НКА на круговых орбитах с наклоном $i=64,8^\circ$



Рис. 4. Созвездие НКА ГЛОНАСС

относительно экваториальной плоскости в трех орбитальных плоскостях по восемь НКА в каждой. Долготы восходящих узлов трех орбитальных плоскостей различаются номинально на 120° . Номинальный период обращения НКА равен $T=11$ ч 15 мин 44 с, и, соответственно, номинальная высота круговой орбиты составляет 19100 км над поверхностью Земли. В каждой орбитальной плоскости восемь НКА разнесены по аргументу широты номинально через 45° , и аргументы широты восьми НКА в трех орбитальных плоскостях сдвинуты на $\pm 15^\circ$. За время эксплуатации НКА на орбите (до 7,5 лет) реальные положения НКА в ОГ могут отличаться от номинальных не более чем на $\pm 5^\circ$.

На рис.4 изображена модель орбитальной группировки в системе ГЛОНАСС в виде трех орбитальных колец.

2.3.2. NAVSTAR-GPS

Полная ОГ в системе NAVSTAR-GPS [2] содержит 24 штатных НКА на круговых синхронных орбитах с периодом обращения $T \approx 12$ ч 00 мин (высота орбиты составляет около 20200 км над поверхностью Земли) в шести орбитальных плоскостях (по четыре НКА в каждой) с наклоном $i=55^\circ$ относительно экваториальной плоскости, долготы восходящих узлов которых смещены с интервалом номинально 60° (рис. 5). Четыре спутника не распределены равномерно в пределах одной плоскости - по два спутника обособленно, с углом между ними приблизительно 30 градусов.



Рис. 5. Созвездие НКА NAVSTAR-GPS

2.3.3. «GALILEO»

Европейский союз совместно с Европейским космическим агентством приняли решение строить систему «GALILEO» таким образом: чтобы она была, с одной стороны, максимально совместимой с Американской NAVSTAR-GPS, но с другой стороны, могла функционировать абсолютно независимо от нее. Таким образом, созвездие спутников «GALILEO» будет состоять из 27 спутников в трех орбитальных плоскостях, каждая с 9 спутниками, равномерно распределенными в пределах круговой орбиты. Ключевые параметры - орбитальный радиус будет равен приблизительно 23600 километров и склонение 56 градусов относительно экваториальной плоскости. Чтобы обеспечивать необходимую избыточность на орбите и позволить быстрое восстановление в случае отказа спутников, предполагаются

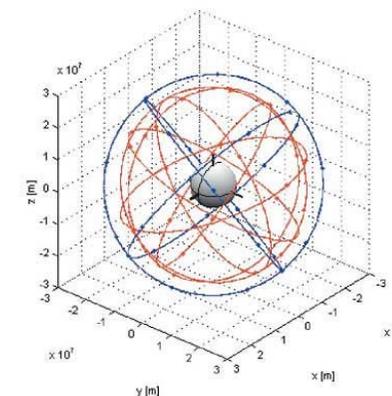


Рис. 6. Объединенное созвездие GPS-«GALILEO» с 24 НКА NAVSTAR-GPS и 27 НКА «GALILEO»

три активных резервных спутника, по одному в каждой орбитальной плоскости. На рис. 6 показано взаимное расположение НКА объединенной системы GPS – «GALILEO» [3].

2.4. Наземный комплекс управления

Наземный комплекс управления (НКУ) орбитальной группировкой НКА выполняет четыре группы задач:

1. эфемеридное и частотно-временное обеспечение НКА;
2. мониторинг радионавигационного поля;
3. радиотелеметрический мониторинг НКА;
4. командное и программное радиоуправление функционированием 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 определённый 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.

2.4.1. ГЛОНАСС

Сегмент наземного комплекса управления представлен на рис. 7. Эфемеридное обеспечение (ЭО) НКА означает: определение и прогноз параметров движения НКА и «закладку» на борт НКА эфемеридной информации (ЭИ) для кадров цифровой информации (ЦИ) в навигационных радиосигналах.

Частотно-временное обеспечение (ЧВО) НКА означает определение и прогноз бортовой шкалы времени (БШВ) относительно шкалы времени (ШВ) системы и «закладку» на борт НКА частотно-временных поправок (ЧВП) к БШВ, помещаемых в кадры ЦИ в навигационных радиосигналах.

Определение и прогноз параметров движения НКА осуществляет Баллистический центр (БЦ) системы на основе результатов траекторных измерений дальности и радиальной скорости НКА, поступающих от сети наземных радиотехнических «запросных» командно-измерительных пунктов (КИП). В НКУ используются не менее трех КИП, расположенных на территории России (западная, центральная, восточная) на географической широте в пределах $50^{\circ}...60^{\circ}$ с.ш. КИП на географической широте не менее 50° с.ш. «наблюдает» каждый НКА при углах возвышения не менее 5° в течение сеансов длительностью 1...5 ч на каждом витке орбиты НКА.

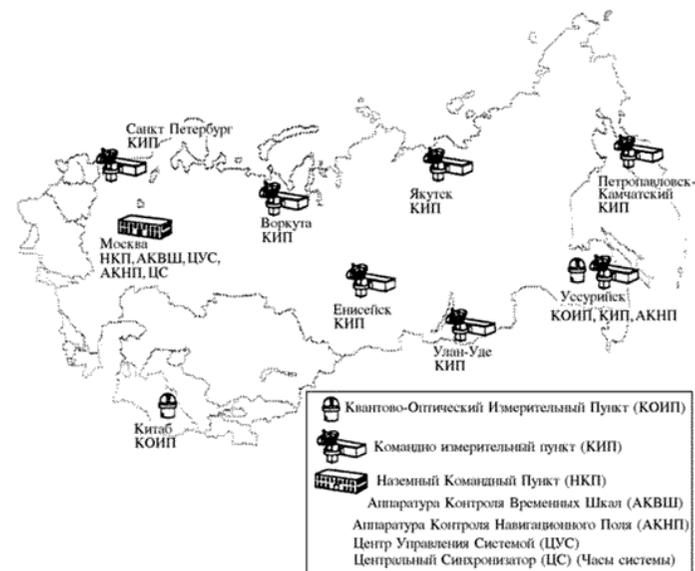


Рис. 7. Сегмент наземного комплекса управления ГЛОНАСС

2.4.2. NAVSTAR-GPS

Сегмент наземного комплекса управления NAVSTAR-GPS представлен на рис. 8. Комплекс выполняет аналогичные ГЛОНАСС задачи. В наземных комплексах управления системы NAVSTAR-GPS, в отличие от системы ГЛОНАСС, подсистемы эфемеридного обеспечения и частотно-временного обеспечения построены совместно.



Рис.8. Сегмент наземного комплекса управления NAVSTAR-GPS

Министерство Обороны США управляет системой с помощью четырёх наземных станций управления - главная станция и три станции управления потоками данных:

- Станции слежения непрерывно отслеживают спутники и передают информацию на главную станцию.
- Главная станция вычисляет поправки синхронизации атомных часов спутников. Она также исправляет орбитальную информацию (эфемериды спутников). Главная станция передаёт результаты своей работы станциям загрузки.
- Станции управления потоками данных обновляют информацию, передаваемую каждым спутником, используя данные, полученные от главной станции.

3. Форматы радиосигналов, используемых в спутниковых радионавигационных системах второго поколения

3.1. Структура навигационных радиосигналов в системе ГЛОНАСС

В системе ГЛОНАСС используется частотное разделение сигналов (FDMA), каждый штатный НКА в орбитальной группировке постоянно излучает шумоподобные непрерывные навигационные радиосигналы в двух диапазонах частот 1600 МГц и 1250 МГц. В НАП навигационные измерения в двух диапазонах частот позволяют исключить ионосферные погрешности измерений.

Каждый НКА имеет цезиевый АСЧ, используемый для формирования бортовой шкалы (БШВ) и навигационных радиосигналов $L1 = 1600$ МГц и $L2 = 1250$ МГц.

Шумоподобные навигационные радиосигналы в ОГ НКА различаются несущими частотами. Поскольку для взаимноантиподных НКА в орбитальных плоскостях можно применять одинаковые несущие частоты, то для 24 штатных НКА минимально необходимое число несущих частот в каждом диапазоне частот равно 12. Данное утверждение достаточно очевидно, если иметь в виду наземных потребителей (сухопутных, морских, воздушных), поскольку в зоне радиовидимости наземного потребителя не могут одновременно находиться взаимно антиподные НКА. Космический потребитель может одновременно «видеть» взаимноантиподные НКА. Однако имеются два благоприятных обстоятельства.

Первое заключается в том, что из двух взаимноантиподных НКА хотя бы один будет находиться ниже местного горизонта по отношению к космическому потребителю. Практически невозможно применить на космическом объекте одну широконаправленную антенну, способную принимать навигационные радиосигналы от всех «видимых» НКА выше и ниже местного горизонта. Поэтому в НАП на космическом объекте применяют: либо одну широконаправленную антенну для приема навигационных радиосигналов от НКА, находящихся выше местного горизонта; либо несколько антенн и несколько приемников для приема навигационных радиосигналов от НКА, находящихся выше и ниже местного горизонта.

В обоих вариантах НАП на космическом объекте будет осуществлять эффективную пространственную селекцию навигационных радиосигналов от взаимноантиподных НКА.

Второе обстоятельство заключается в том, что в НАП в сеансе навигации осуществляется поиск несущей частоты каждого принимаемого навигационного

радиосигнала в пределах узкой полосы (~1 кГц) около прогнозируемого значения с учетом доплеровского сдвига несущей частоты. Доплеровский сдвиг может иметь максимальные значения ± 5 кГц в НАП на наземных объектах и ± 40 кГц в НАП на низкоорбитальных космических объектах. Следовательно, в НАП на космическом объекте осуществляется эффективная доплеровская селекция навигационных радиосигналов от радиовидимых НКА.

Таким образом, навигационные радиосигналы взаимноантиподных НКА с одинаковыми несущими частотами будут надежно разделены в НАП на космическом объекте за счет пространственной и доплеровской селекции.

Навигационный радиосигнал 1600 МГц — двухкомпонентный. На заданной несущей частоте в радиопередатчике формируются два одинаковых по мощности шумоподобных фазоманипулированных навигационных радиосигнала «в квадратуре» (взаимный сдвиг по фазе на $\pm 90^\circ$): узкополосный и широкополосный.

Узкополосный навигационный радиосигнал 1600 МГц образуется посредством манипуляции фазы несущего колебания на 180° периодической двоичной псевдослучайной последовательностью (ПСП1) с тактовой частотой $F_1 = 0,511$ МГц и с периодом повторения $T_1 = 1$ мс (511 тактов). ПСП1 представляет собой M-последовательность с характеристическим полиномом $1 + X^3 + X^5$. Путем инвертирования ПСП1 передаются метки времени (МВ) бортовой шкалы времени (БШВ) НКА и двоичные символы цифровой информации (ЦИ). Метка времени имеет длительность 0,3 с и передается в конце каждого двухсекундного интервала времени (в конце четных секунд). Метка времени содержит 30 двоичных символов длительностью 10 мс и представляет собой укороченную на один символ 31-символьную M-последовательность.

В каждой двухсекундной строке на интервале времени 1,7 с передаются 85 двоичных символов ЦИ, длительностью 20 мс и перемноженные на меандр, имеющий длительность символов 10 мс. Границы символов меандра, МВ и ЦИ когерентны. В приемнике с помощью меандра осуществляется символьная синхронизация для МВ и с ее помощью — строчная и символьная синхронизация ЦИ.

Широкополосный навигационный радиосигнал 1600 МГц образуется посредством манипуляции фазы несущего колебания на 180° периодической двоичной последовательностью ПСП2 с тактовой частотой $F_2 = 5,11$ МГц. Путем инвертирования ПСП2 передаются двоичные символы ЦИ длительностью 20 мс. Структура сигнала ГЛОНАСС для частоты 1600 МГц представлена на рис. 9. Узкополосный сигнал в диапазоне $L1 \approx 1600$ МГц доступен для всех потребителей в зоне видимости НКА. Широкополосный сигнал на этой частоте может использоваться гражданскими пользователями, но только с санкции Министерства обороны РФ. Сигнал в диапазоне $L2 \approx 1250$ МГц предназначен для военных нужд, и его структура не раскрывается.

Навигационный радиосигнал 1250 МГц, излучаемый НКА первой модификации — однокомпонентный широкополосный шумоподобный радиосигнал, образуемый посредством манипуляции фазы несущего колебания на 180° периодической двоичной ПСП2 ($F_2 = 5,11$ МГц) без инвертирования, т.е. без передачи ЦИ. Навигационный радиосигнал 1250 МГц, излучаемый НКА второй модификации, будет содержать два одинаковых по мощности шумоподобных радиосигнала 1250 МГц в квадратуре:

1. узкополосный навигационный радиосигнал 1250 МГц с ПСП1 ($F_1 = 0,511$ МГц, $T_1 = 1$ мс);

2. широкополосный навигационный радиосигнал 1250 МГц с ПСП2 ($F_2=5,11$ МГц) без ЦИ.

Поскольку частота инвертирования ПСП много меньше ее тактовой частоты, то ширина основного «лепестка» огибающей спектра мощности шумоподобного фазоманипулированного навигационного радиосигнала равна двойному значению тактовой частоты ПСП. Следовательно, ширина основного «лепестка» огибающей спектра мощности узкополосного навигационного радиосигнала равна 1,022 МГц, широкополосного — 10,22 МГц.

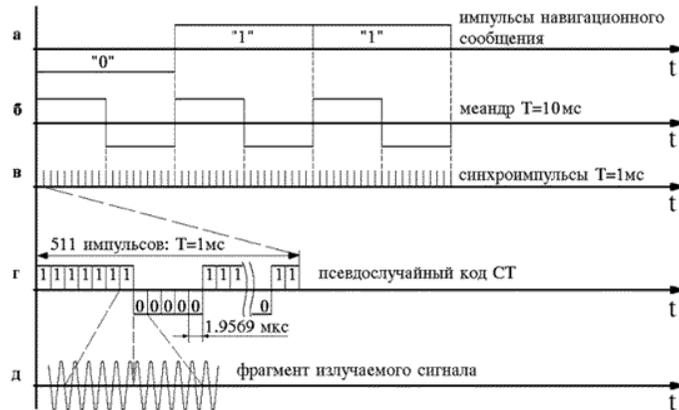


Рис. 9. Сигнал ГЛОНАСС в диапазоне 1600 МГц состоит из:

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

При проектировании СРНС ГЛОНАСС была выработана следующая «сетка» номинальных значений несущих частот для навигационных радиосигналов в двух диапазонах частот — верхнем 1600 МГц (В) и нижнем 1250 МГц (Н):

$$f_{vk} = f_{v0} + k\Delta f_v; \quad f_{v0} = 1602,0000 \text{ МГц}; \quad \Delta f_v = 0,5625 \text{ МГц};$$

$$f_{nk} = f_{n0} + k\Delta f_n; \quad f_{n0} = 1246,0000 \text{ МГц}; \quad \Delta f_n = 0,4375 \text{ МГц};$$

$$f_{vk}/f_{nk} = 9/7;$$

где k — условный порядковый номер пары несущих частот f_{vk} и f_{nk} для навигационных радиосигналов 1600 МГц и 1250 МГц.

Радиопередатчики навигационных радиосигналов в НКА первой модификации излучают навигационные радиосигналы на переключаемых несущих частотах с номерами $k = 1, \dots, 24$.

Приведем значения крайних несущих частот навигационных радиосигналов:

$$f_{v1} = 1602,5625 \text{ МГц}; \quad f_{v24} = 1615,5000 \text{ МГц};$$

$$f_{n1} = 1246,4375 \text{ МГц}; \quad f_{n24} = 1256,5000 \text{ МГц};$$

Рабочие спектры навигационных радиосигналов на несущих частотах с номерами $k = 1, \dots, 24$ занимают полосы частот:

- узкополосные навигационные радиосигналы 1602,0...1616,0 МГц;
- широкополосные навигационные радиосигналы 1597,4...1620,6 МГц, 1241,3...1261,6 МГц.

В диапазоне частот 1600 МГц и 1250 МГц согласно Регламенту радиосвязи выделены полосы частот:

- для спутниковой радиосвязи (Космос — Земля) 1559,0...1610,0 МГц; 1215,0...1260,0 МГц;
- для воздушной радионавигации 1559,0...1626,5 МГц.

ВАКР-87 распределил полосу частот 1610,6...1613,8 МГц для радиоастрономии на первичной основе. Чтобы снизить и в дальнейшем полностью исключить радиопомехи радиотелескопам в диапазоне частот 1610,6...1613,8 МГц со стороны навигационных радиосигналов системы ГЛОНАСС, Администрация системы ГЛОНАСС приняла в 1993г. решение, согласно которому для 24 штатных НКА в системе ГЛОНАСС будут использоваться следующие номера (k) несущих частот:

1. до 1998 г. $k = 1, \dots, 15; k = 21, \dots, 24$;
2. с 1998 г. до 2005 г. $k = 1, \dots, 12$;
3. с 2005 г. $k = -7, \dots, 4$.

Упрощенные изображения огибающей спектров мощности узкополосных и широкополосных навигационных радиосигналов 1600 МГц для названных выше трех этапов приведены на рис. 10. К 2005 г. из радиоастрономической полосы будут выведены спектры широкополосных и узкополосных навигационных радиосигналов. Это будет реализовано за счет применения НКА второй модификации, в которой передатчики навигационных радиосигналов могут излучать навигационные радиосигналы на любой паре переключаемых несущих частот с номерами $k = -7, 0, \dots, +12$.

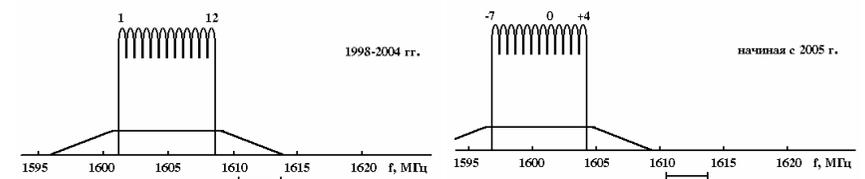


Рис. 10. Упрощенные изображения огибающей спектров мощности узкополосных и широкополосных навигационных радиосигналов 1600 МГц

Структура ЦИ в узкополосных навигационных радиосигналах 1600 МГц.

Для навигационных радиосигналов ЦИ формируется на борту НКА на основе данных, передаваемых от НКУ системы на борт НКА с помощью радиотехнических средств. Передаваемая в навигационных радиосигналах ЦИ структурирована в виде строк, кадров и суперкадров.

В узкополосном навигационном радиосигнале 1600 МГц строка ЦИ имеет длительность 2 с (вместе с МВ) и содержит 85 двоичных символов длительностью по 20 мс, передаваемых в относительном коде. Первый символ каждой строки является начальным («холостым») для относительного кода. Последние восемь символов в каждой строке являются проверочными символами кода Хемминга, позволяющими

исправлять одиночный ошибочный символ и обнаруживать два ошибочных символа в строке. Кадр содержит 15 строк (30 с), суперкадр 5 кадров (2,5 мин).

В составе каждого кадра передается полный объем оперативной ЦИ и часть альманаха системы. Полный альманах передается в пределах суперкадра.

Оперативная ЦИ в кадре относится к НКА, излучающему навигационный радиосигнал, и содержит:

- признаки достоверности ЦИ в кадре;
- время начала кадра t_k ;
- эфемеридную информацию — координаты и производные координат НКА в прямоугольной геоцентрической системе координат на момент времени t_0 ;
- частотно-временные поправки (ЧВП) на момент времени t_0 в виде относительной поправки к несущей частоте навигационного радиосигнала и поправки к БШВ НКА;
- время t_0 .
- время t_0 , к которому «привязаны» ЭИ и ЧВП, кратны 30 мин от начала суток.

Альманах системы содержит:

- время, к которому относится альманах;
- параметры орбиты, номер пары несущих частот и поправку к БШВ для каждого штатного НКА в ОГ (24 НКА);
- поправку к ШВ системы относительно ШВ страны, погрешность поправки не более 1 мкс.

Альманах системы необходим в навигационной аппаратуре пользователя (НАП) для планирования сеанса навигации (выбор оптимального созвездия НКА) и для приема навигационных радиосигналов в системе (прогноз доплеровского сдвига несущей частоты). Оперативная ЦИ необходима в НАП в сеансе навигации, так как ЧВП вносятся в результаты измерений, а ЭИ используется при определении координат и вектора скорости потребителя.

3.2. Структура навигационных радиосигналов в системе NAVSTAR-GPS

В СРНС NAVSTAR-GPS используются сигналы множественного доступа с кодовым разделением (Code Division Multiplies Access – CDMA). Представим себе узкополосный сигнал модулированный некоторой последовательностью данных со скоростью, скажем, 9600 bps. Пусть есть уникальная, повторяющаяся, псевдослучайная последовательность данных со значительно большей скоростью, например 12,5 Mbps. Если менять фазу узкополосного сигнала в соответствии с псевдослучайной последовательностью, то мы получим шумоподобный сигнал с широким спектром, содержащий в себе информацию. Если рассмотреть, что происходит с точки зрения частоты - то получится, что информационный сигнал «расплывся» по спектру шумоподобного сигнала. Теперь осталось выдать этот широкополосный сигнал в эфир.

На пути от передатчика к приемнику к сигналу добавятся помехи и сигналы от других передатчиков. Принятый и демодулированный широкополосный сигнал перемножим с точной копией шумоподобного сигнала, который использовался для модуляции (здесь необходима очень высокая степень синхронизации приемника и передатчика), и получим узкополосную составляющую с очень высокой энергией на единицу частоты – переданный поток данных. Так как помехи и сигналы от других источников не совпадают с использованным шумоподобным сигналом, то после

перемножения они еще больше «расползутся» по спектру и их энергия на единицу частоты уменьшится.

Таким образом, используя различные псевдослучайные последовательности (коды), можно организовать несколько независимых каналов передачи данных в одной и той же полосе частот.

Нужно сказать, что вышеприведенное описание этой технологии сильно упрощено, но, надеюсь, дает представление о том, как это все работает.

Таким образом, в системе NAVSTAR-GPS используются непрерывные шумоподобные навигационные радиосигналы на двух несущих частотах (верхней и нижней)

$$L1=1575,42 \text{ МГц}; L2=1227,6 \text{ МГц},$$

и применяется кодовое разделение навигационных радиосигналов для 24 штатных НКА.

Навигационный радиосигнал на верхней несущей частоте $L1$ — двухкомпонентный, он содержит два фазоманипулированных шумоподобных навигационных радиосигнала в квадратуре (сдвиг по фазе на $\pm 90^\circ$): узкополосный и широкополосный.

Узкополосный навигационный радиосигнал $L1$ образуется посредством манипуляции фазы несущего колебания на 180° периодической ПСП1 с тактовой частотой $F_1 = 1,023 \text{ МГц}$ и с периодом повторения $T_1 = 1 \text{ мс}$. Двоичные символы ЦИ длительностью 20 мс передаются инвертированием ПСП1. ПСП1 называют кодом свободного доступа C/A (Coarse Acquisition). Этот сигнал доступен всем пользователям системы NAVSTAR-GPS. Однако точность автономных измерений расстояний с его помощью невысока.

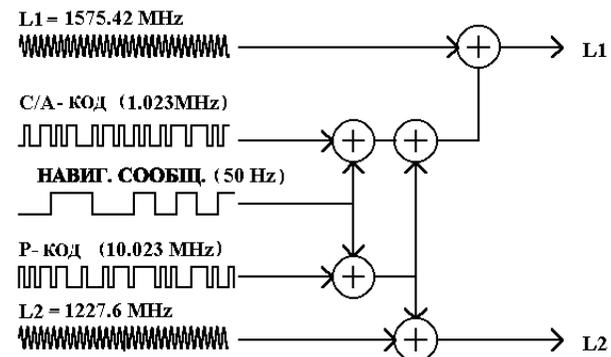


Рис. 11. Структура сигнала NAVSTAR-GPS

Широкополосный навигационный радиосигнал $L1$ образуется посредством манипуляции фазы несущего колебания на 180° периодической ПСП2 с тактовой частотой $F_2 = 10,23 \text{ МГц}$. Двоичные символы ЦИ длительностью 20 мс передаются инвертированием ПСП2. ПСП2 называют защищенным кодом (Protected или P code), он передается с периодом повторения 7 суток (так называемый недельный цикл), раз в неделю происходит смена этого кода на всех спутниках. Поэтому измерения по P-коду могут выполнять только пользователи, получившие разрешение Министерства обороны США. Кроме этого, Министерство обороны США предприняло меры дополнительной защиты P-кода: в любой момент без

предупреждения может быть включен режим AS (Anti Spoofing). При этом выполняется дополнительное кодирование P-кода, и он превращается в Y-код. Расшифровка Y-кода возможна только аппаратно, с использованием специальной микросхемы (криптографического ключа), которая устанавливается в GPS-приемнике.

Навигационный радиосигнал L2 — однокомпонентный, широкополосный, образован посредством манипуляции фазы несущего колебания на 180° периодической ПСП2 без инвертирования. Этот сигнал предназначен для использования военными пользователями и его структура не раскрывается.

С 2005 года начат запуск и эксплуатация модернизированной версии НКА NAVSTAR-GPS - Block IIR-M. Их отличие от предыдущих версий заключается в передаче C/A кода на частоте L2CS(Commercial Service) = 1227,60 МГц. Этот сигнал предназначен для более точного местопределения коммерческих пользователей, т.е. этот сервис является платным. Полный цикл ввода в эксплуатацию подобных спутников планируется завершить к 2010 году.

С 2007 года в систему NAVSTAR-GPS планируется ввести новый гражданский сигнал на частоте L5 = 1176,45 МГц. Гражданский код на частоте L5 можно считать подобным существующему P(Y) коду с квадратурно фазовой схемой модуляции QPSK(10).

3.3. Структура навигационных радиосигналов в системе «GALILEO»

Система «GALILEO» является новой СРНС второго поколения. Она пока достаточно скупо представлена в литературе, поэтому остановимся на структуре навигационных сигналов и предоставляемых этой СРНС сервисах несколько подробнее.

Европейским Сообществом (ЕС) в марте 2001 года была учреждена Группа разработки сигналов СРНС «GALILEO» (Galileo Signal Task Force - STF). Среди первоочередных задач проектирования новой системы, STF выделила совместимость и возможность взаимодействия системы «GALILEO» с другими спутниковыми навигационными системами, особенно с NAVSTAR-GPS, а также возможность иного использования системы в той части радиочастотного спектра, в которой «GALILEO» будет работать. Политика Европейского сообщества в определении направлений развития «GALILEO» видна в решении заседания Транспортного Совета (Transport Council Meeting), состоявшегося 17 июня 1999 года, определившего: «система «GALILEO» должна быть открытой глобальной системой, полностью совместимой с NAVSTAR-GPS, но одновременно быть полностью независимой от нее».

Европейское сообщество запланировало предоставление пользователям системы «GALILEO» четырех навигационных и одного поисково-спасательного (SAR) сервиса. Основной сигнал системы «GALILEO», предназначенный для оказания услуги «Открытый сервис» (Open Service - OS) с высоким качеством, состоит из шести различных навигационных сигналов на трех несущих частотах. Технические характеристики OS будут, по крайней мере, равны тем, какими их ожидают получить от модернизации текущего поколения спутников системы NAVSTAR-GPS, запланированной к 2008 году, и будущей системе GPS III, архитектура которой сейчас разрабатывается.

Под независимостью систем подразумевается их защита или уменьшение вероятности одновременного выхода из строя двух систем. Это может быть достигнуто отчасти путем отдельного обслуживания наземной и космической инфраструктуры и систем управления, отчасти – путем введения в действие специально разработанных типов сигналов и иного распределения частот.

3.3.1. Частоты и спектры радиосигналов в системе «GALILEO»

Система «GALILEO» в своей работе будет использовать 10 навигационных сигналов с правой круговой поляризацией в диапазоне частот 1164-1215 МГц (диапазоны E5a и E5b), 1260-1300 МГц (диапазон E6) и 1559-1592 МГц (диапазоны E2-L1-E1), являющихся частью частот, выделенных для Radio Navigation Satellite Service. (Частотный диапазон E2-L1-E1 иногда обозначают как L1 для удобства). На рисунке 12 приведен общий вид, показан тип модуляции, скорость передачи элементов сигнала и данных для каждого из этих сигналов. Также на рисунке выделены несущие частоты и диапазоны частот, общие с системой NAVSTAR. Все спутники системы «GALILEO» совместно используют одну номинальную частоту, применяя технику коллективного доступа с кодовым разделением каналов (CDMA).

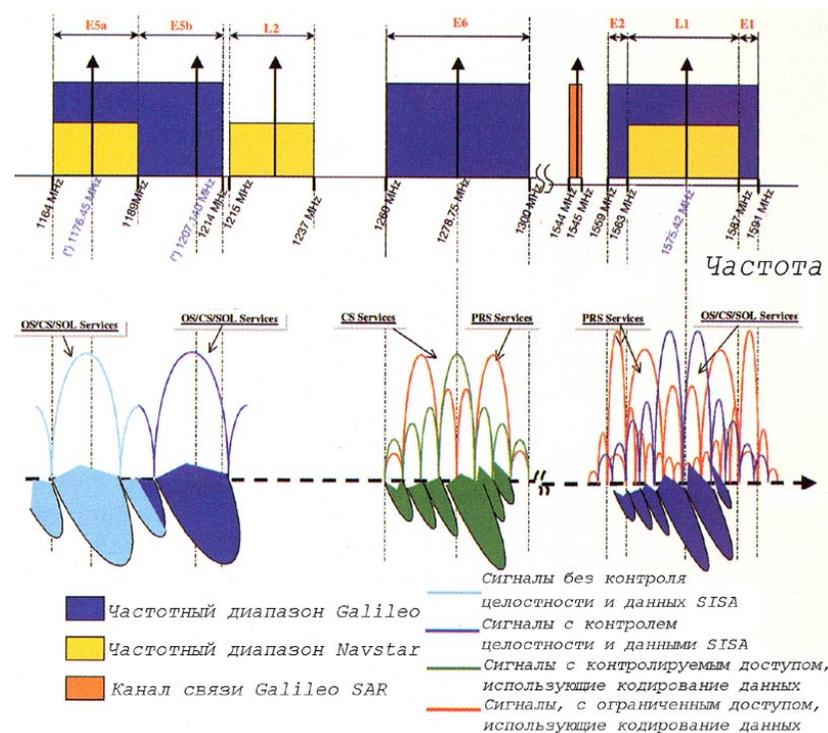


Рис. 12. Спектр частот сигнала системы «GALILEO»

Шесть сигналов, включая три канала без передачи данных или с «пилот» сигналом (кодированная комбинация, не модулированная данными), будут доступны всем пользователям системы «GALILEO» в диапазонах E5a, E5b и E2-L1-E1 на всех несущих частотах, выделенных для OS и служб скорой медицинской помощи (Safety-of-life Services - SoL). Два сигнала в диапазоне E6, зашифрованные кодовыми комбинациями, включая один канал без передачи данных, доступны лишь тем пользователям, которые получили право на работу с системой через провайдеров коммерческого сервиса (Commercial Service - CS). И, наконец, два сигнала (один в диапазоне E6 и один в E2-L1-E1), зашифрованные кодовыми комбинациями,

доступны лишь пользователям, зарегистрированным в Сервисе государственного управления (Public Regulated Service - PRS). Для передачи всех сообщений с данными используется полуразрядная кодирующая схема Viterbi. Четыре различных типа данных передаются с помощью различных сигналов системы «GALILEO»: данные OS, передаваемые на несущих частотах в диапазонах E5a, E5b и E2-L1-E1:

- данные OS доступны всем пользователям и содержат в основном навигационные данные и данные аварийно-спасательных служб SAR;
- данные CS, передаваемые на несущих частотах в диапазонах E5b, E6 и E2-L1-E1. Все CS данные зашифрованы и предоставляются через службу провайдеров, связанных с центром управления Galileo Control Centre. Доступ к этим коммерческим данным осуществляется пользователем непосредственно через своего провайдера.
- данные SoL, включающие в основном данные с точностью сигналов в космосе (SISA). Доступ к этим данным может быть управляемым, пока это не предвидится в ближайшее время.
- данные PRS, передаваемые на несущих частотах в диапазонах E6 и L1.

3.3.2. Схемы модуляции радиосигналов в системе «GALILEO»

Ранее предложенный план распределения частот, целевые сервисы, базирующиеся на сигналах системы «GALILEO», типы модуляции различных носителей информации в системе стали результатом компромисса для следующих критериев:

- минимизация эксплуатационных потерь спутников системы «GALILEO» за счет использования современных достижений в области спутниковых компонентов;
- минимизация энергопотребления спутников «GALILEO»;
- минимизация уровня помех, наводимых сигналами «GALILEO» на приемники NAVSTAR;
- оптимизация характеристик и связанное с этим усложнение будущих приемных устройств пользователей системы «GALILEO».

Следующие подразделы описывают выбор типа модуляции для каждой несущей частоты системы «GALILEO». Для диапазона E5 анализ компромиссных решений еще продолжается. Поэтому мы будем описывать два альтернативных решения с рассмотрением каждого из них.

Уравнения 3.3.1 – 3.3.3, описывающие математически различные схемы модуляции сигналов, используют следующую систему обозначений:

- $C_x^Y(t)$ – кодовая последовательность в канале Y ("Y" стоит за I и Q для двухканального сигнала или за A, B или C для трехканального сигнала) для несущей частоты X ("X" находится в диапазонах E5a, E5b, E6 или L1);
- $D_x^Y(t)$ – сигнал с данными на канале Y на диапазонах частоты X;
- F_x – несущая частота на диапазонах частоты X.
- $U_x^Y(t)$ – поднесущая частота канала Y на диапазонах частоты X.
- M – индекс модуляции, ассоциирующийся с модифицированной гексафазовой модуляцией.

Модуляция несущей частоты в диапазоне E5

Модуляция в этом диапазоне осуществляется по одной из следующих схем:

Схема А: Два сигнала с фазовой манипуляцией и сдвигом фазы на 90 градусов (QPSK (10)) генерируются синхронно и передаются через два отдельных

широкополосных канала в диапазонах E5a и E5b соответственно. Далее два разных (E5a и E5b) сигнала усилятся отдельно и объединяются по радиочастоте в выходном мультиплексе (OMUX) до передачи на несущих частотах 1176.45 МГц и 1207.14 МГц соответственно.

Сигнал диапазона E5, модулированный по приведенной схеме, может быть описан уравнением 3.3.1.

$$S_{E5}(t) = (C_{E5a}^I(t)D_{E5a}^I(t)\cos(2\pi F_{E5a}t) - C_{E5a}^Q(t)\sin(2\pi F_{E5a}t)) + (C_{E5b}^I(t)D_{E5b}^I(t)\cos(2\pi F_{E5b}t) - C_{E5b}^Q(t)\sin(2\pi F_{E5b}t)) \quad (3.3.1)$$

Схема В: Одиночный широкополосный сигнал генерируется в соответствии с требованиями модифицированной бинарной фазовой манипуляции (BOC), названной модуляцией AltBOC. В ней аргументы (f_s , f_c) означают частоту поднесущей f_s и кодовую последовательность f_c . Далее сигнал усиливается сверхширокополосным усилителем перед излучением на несущей частоте 1191.795 МГц.

Модуляция по схеме В - это новая концепция модуляции. Наиболее интересный аспект этой концепции заключается в объединении двух сигналов (E5a и E5b) в комбинированный сигнал с постоянной огибающей, который затем может быть пропущен через сверхширокополосный канал. Далее этот широкополосный сигнал может быть обработан приемниками.

Альтернативная схема модуляции BOC (AltBOC) основана на стандартной схеме модуляции. Стандартная схема модуляции BOC – это квадратичная модуляция поднесущей, при которой сигнал перемножается с поднесущей частотой f_s , имеющей спектр сигнала, разделенный на две части и располагающийся по обе стороны несущей частоты - слева и справа. Цель AltBOC - генерация одиночного сигнала поднесущей, имеющего кодовую последовательность сигнала стандартной BOC. Это позволит сохранить простоту реализации и постоянную огибающую, дающую возможность выделить боковую составляющую. Поиск компромисса в реализации и выборе между параметрами обработки сверхширокополосного сигнала типа BOC (15, 10) и параметрами совместной обработки двух отдельных сигналов QPSK со скоростью передачи данных 10 Mcps в диапазонах E5a и E5b уже проводится.

Модуляция несущих частот в диапазоне E6

Сигнал в диапазоне E6 содержит три канала, передаваемых на одной несущей частоте. Схема уплотнения для трех каналов является главным пунктом нынешних рассуждений, поскольку требует очень тщательной и аккуратной оптимизации. Этот процесс оптимизации должен брать в расчет сложную и запутанную концепцию реализации принципов модуляции в аппаратуре спутников и приемников, так же как и взаимосвязанные рабочие характеристики (включая проблемы совместимости).

Уже исследованы решения с применением временного уплотнения и применением модифицированной гексафазовой модуляции. При использовании такой модуляции сигнал QPSK, полученный от комбинации сигналов двух каналов, модулируется по фазе сигналом третьего канала со значением индекса модуляции, используемым для установки соотношения мощностей всех трех каналов.

С этими допущениями сигнал в диапазоне E6 может быть математически описан формулой 3.3.2.

$$S_{E6}(t) = [C_{E6}^A(t)D_{E6}^A(t)U_{E6}^A(t)\cos m - C_{E6}^C(t)\sin m]\cos(2\pi F_{E6}t) - [C_{E6}^B(t)D_{E6}^B(t)\cos m + C_{E6}^A(t)D_{E6}^A(t)U_{E6}^A(t)C_{E6}^B(t)D_{E6}^B(t)C_{E6}^C(t)\sin m]\sin(2\pi F_{E6}t) \quad (3.3.2)$$

Для обеспечения совместимости с соотношением мощностей указанных трех каналов значение индекса модуляции m5 должно быть выбрано равным 0.6155.

Модуляция несущих частот в диапазоне E2-L1-E1

Сигнал в диапазоне L1 также содержит три канала, передаваемых на одной несущей частоте с использованием гексафазовой модуляции. Временное уплотнение каналов в настоящее время анализируется.

При использовании модифицированной гексафазовой модуляции в диапазоне E2-L1-E1 в качестве основного решения сигнал может быть описан выражением 3.3.3.

$$S_{L1}(t) = [C_{L1}^A(t)D_{L1}^A(t)U_{L1}^A(t)\cos m - C_{L1}^C(t)U_{L1}^{B,C}(t)\sin m]\cos(2\pi F_{L1}t) - [C_{L1}^B(t)D_{L1}^B(t)U_{L1}^{B,C}(t)\cos m + C_{L1}^A(t)D_{L1}^A(t)U_{L1}^A(t)C_{L1}^B(t)D_{L1}^B(t)C_{L1}^C(t)\sin m]\sin(2\pi F_{L1}t) \quad (3.3.3)$$

Аналогично предыдущему, индекс модуляции m5 используется с величиной 0.6155.

Сводные данные о сигналах системы «GALILEO» показаны в таблице.

Параметры основного навигационного сигнала системы «GALILEO».

Частотный диапазон	E5a		E5b		E6			E2-L1-E1		
	I	Q	I	Q	A	B	C	A	B	C
Скорость передачи	10Mcps ps	10Mcps	10 Mcps	10Mcp s	5,115 Mcps	5,115 Mcps	5,115 Mcps	m × 1,023 Mcps	2,046 Mcps	2,04 6 Mcp s
Тип модуляции	Оптимизированная [AltBOC(15,10) или два QPSK(10)]		BOC (10,5)		BPSK (5)	BPSK (5)	престр.	BOC (2,2) BOC (n,m)	BOC (2,2)	
Скорость передачи символов	50 с/сек	Не опред.	250 с/сек	Не опред.	Необход. опред.	1000 с/сек	Не опр.	Необход. опред.	250 с/сек	Не опр..

В таблице: QPSK 5 - фазовая манипуляция со сдвигом на 90 градусов;
BPSK 5 - бинарная фазовая манипуляция

3.3.3. Длина кодового слова в системе «GALILEO»

Длина кодового слова для каналов системы «GALILEO», пропускающих навигационные данные, должна быть передана с точностью до одного символа кодовой последовательности Viterbi в потоке сообщений для предотвращения появления кодовой неопределенности. Результирующая длина кодового слова показана в таблице.

Разброс основных характеристик кодов.

Каналы	Тип данных	Длительность кодовой последовательности	Длина первичного кода	Длина вторичного кода
E5a _I	OS	20 мс	10230	20
E5a _Q	Нет данных	100 мс	10230	100
E5b _I	OS/CS/SoL	4 мс	10230	4
E5b _Q	Нет данных	100 мс	10230	100
E6 _A	PRS	TBD	-	-
E6 _B	CS	1 мс	5115	-
E6 _C	Нет данных	100 мс	10230	50
L1 _A	PRS	TBD	-	-
L1 _B	OS/CS/SoL	4 мс	8184	-
L1 _C	Нет данных	100 мс	8124	25

Для каналов без передачи данных основным является обработка кодовых слов большой длины, т. е. слов длиной до 100 мс. Однако также исследуются и альтернативные решения. Первой альтернативой такому решению является отслеживание сигналов NAVSTAR с короткими кодовыми словами (длиной до 1 мс) в диапазоне L5, совпадающими в первом приближении с кодовыми словами равной длины «GALILEO» и сдвинутыми по фазе на 90 градусов. Второй альтернативой является использование значительно более длинных кодовых слов, которые могут иметь длительность до 0.75 секунды, как в случае с гражданскими сигналами в диапазоне L2. В случае использования диапазонов E5a и E5b эти решения должны быть полезны для определения длины кодовых слов при анализе чувствительности к местным помехам.

3.3.4. Шифрование в системе «GALILEO»

В частности, коды шифрования (с доступной по цене лицензией), которые могут быть удалены по требованию с земли, были давно предложены для кодирования сигналов системы коммерческого сервиса (Commercial Service - CS). Шифрование кодов должно быть реализовано как техника управления доступом к данным и кодам без введения множества ограничений и дополнительных условий для пользователей. Введение/удаление шифрования сигнала не должно создавать преград для действующих пользователей, а решение проблем кодирования должно быть результатом поиска компромисса при анализе перспектив будущего рынка коммерческого сервиса (CS) и адекватной защиты, необходимой для безопасности этого рынка.

3.3.5. Распределение сигналов по сервисам в системе «GALILEO»

Системы передачи информации должны будут предоставлять пользователям категории сервисного обслуживания, указанные в таблице. Сигналы «открытого сервиса» (OS) будут использовать незашифрованные кодовые последовательности и навигационные данные в диапазонах E5 и E2-L1-E1. Одночастотные приемники (SF) будут работать с сигналами в диапазонах E2-L1-E1 и E2-L1-E1C, а также смогут принимать кодированные сигналы C/A системы GPS в диапазоне L1. Двухчастотные приемники принимают также сигналы E5a_I и E5a_Q, и в потенциале, сигнал системы

GPS в диапазоне L5. Приемники с повышенной точностью (IA) могут также принимать сигналы E5a₁ и E5a₀.

Распределение сигналов по сервисам системы «GALILEO»

	OS, SF	OS, DF	OS, IA	OS, S o L	CS, VA	CS, MS	PRS
E5a (I, Q)		*	*	*		*	
E5b (I, Q)			*	*		*	
E6 (A)							*
E6 (B, C)					*	*	
L1 (A)							*
L1 (B, C)	*	*	*	*	*	*	

CS - коммерческий сервис
DF - двухчастотный приемник
IA - приемник повышенной точности
MC - многочастотный приемник
OS - сервис открытого доступа

PRS - служба общественного регулирования
SoL - служба скорой медицинской помощи
SF - одночастотный приемник
VA - канал с добавленной стоимостью

Служба скорой медицинской помощи (SoL) должна использовать OS кодовые последовательности и навигационные данные на всех частотах диапазонов E5 и E2-L1-E1. Коммерческий сигнал CS также должен работать с OS кодовыми последовательностями и навигационными данными в диапазонах E2-L1-E1B и E2-L1-E1C, а также с дополнительными шифрованными данными и кодовыми последовательностями сигналов E6_B и E6_C. В дополнение к этим сигналам многочастотный дифференциальный коммерческий канал CS использует нешифрованные кодовые последовательности OS и навигационные данные на несущих частотах, сигналами E5a и E5b. Сигналы служб общественного регулирования должны использовать шифрованные PRS кодовые последовательности и навигационные данные в диапазонах E6 и E2-L1-E1 представленные сигналами E6_A и E2-L1-E1_A.

Возможности системы «GALILEO» для аварийно-спасательных служб (SAR)

Сигналы бедствия службы спасения SAR (от вызовов излучающих сигнальными маяков до операторов службы SAR) будут обнаружены спутниками «GALILEO» в диапазоне частот 406.0 - 406.1 МГц и затем пересланы на специализированные наземные станции на частотах диапазона 1544 – 1545 МГц, обозначенного как L6 (ниже навигационного диапазона E2, зарезервированного за аварийными службами). Обратный сигнал с данными SAR (от SAR операторов до маяка, излучающего сигнал бедствия), который необходим для подтверждения получения сигнала тревоги и координации спасательных команд, будет добавлен в данные сервиса открытого доступа OS и передан с несущей частотой в диапазоне частот E2-L1-E1.

4. Опорные шкалы времени

Спутниковые радионавигационные системы являются пространственно временными системами с зоной действия, охватывающей все околоземное пространство, и функционирует в собственном системном времени. Важное место в СРНС второго поколения отводится проблеме временной синхронизации подсистем. Так,

пространственно-временная привязка всех НКА определяет заданную орбитальную конфигурацию сети НКА. Временная синхронизация важна и для обеспечения заданной последовательности излучения сигналов всех НКА. Она обуславливает возможность применения пассивных дальномерных (псевдодальномерных) методов измерений. При этом все подсистемы СРНС должны функционировать в единой шкале времени.

4.1. Единицы мер времени

Приведем основные понятия, относящиеся к единицам мер времени, которые используются для временной привязки сигналов СРНС, пространственного положения НКА и т. д.

Рассмотрим две группы единиц отсчета времени – астрономические и неастрономические (атомные). Основной астрономической единицей времени являются *сутки* (86 400 сек) – интервал времени, за который Земля делает один полный оборот вокруг своей оси относительно какой-либо фиксированной точки отсчета (точка весеннего равноденствия, центр видимого диска Солнца, «среднего Солнца» и т. д.), сутки отличаются по длительности и имеют разное название. *Звездные сутки* T_3 (звездный период обращения Земли) отсчитываются между двумя последовательными верхними положениями (кульминациями) точки весеннего равноденствия. Интервал времени от момента верхней кульминации этой точки, выраженный в долях T_3 , называют *звездным временем*. Обычно время, измеренное на данном меридиане, называется местным временем данного меридиана, т.е. в рассматриваемом случае местным звездным временем меридиана. Местное звездное время S измеряется часовым углом t точки весеннего равноденствия γ (точки Весны или Овна) относительно местного небесного меридиана L (рис. 13). На рисунке показан вид северного полушария небесной сферы сверху, где P_N – Северный полюс. Часовой угол аналогичен географической долготе, отсчитывается от небесного меридиана наблюдателя по часовой стрелке и измеряется в часовой мере – часах, минутах, секундах.

Звездное время можно выразить и в угловых значениях с учетом того, что за один час Земля поворачивается на 15° , например местному звездному времени $S = 2 \text{ ч } 3 \text{ мин } 1 \text{ сек}$ соответствует угол, равный $30^\circ 45' 15''$.

Для точных расчетов следует учитывать также, что ось вращения Земли совершает медленные периодические колебательные движения, состоящие из *прецессии* (движение по конусу) и *нутацций* (небольшие колебания) оси. Из-за прецессии и нутацций точка весеннего равноденствия перемещается. Если учитывается только прецессионное движение, то получают среднее (равномерное) звездное время и средние звездные сутки. Если же учитывается и нутация, то

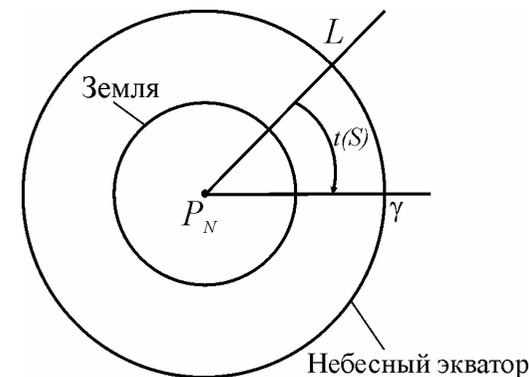


Рис. 13. Определение местного звездного времени

получается истинное звездное время. Местное звездное время, измеренное на Гринвичском меридиане, называется обычно *гринвичским звездным временем* S .

Истинные солнечные сутки T_u отсчитывают по нижним кульминациям центра видимого диска Солнца («истинного Солнца»). Из-за неравномерности движения Земли по орбите и непараллельности осей ее суточного и годового вращения T_u непостоянно, поэтому в повседневной жизни за основную единицу времени принимают средние солнечные сутки T_{cp} , которые отсчитываются по нижним кульминациям «среднего Солнца» - гипотетической точки, рассчитанной в предположении ее равномерного движения по орбите. «Среднее Солнце» совершает один полный оборот по небесному экватору за такое же время, как и настоящее Солнце по эклиптике, и проходит точку весеннего равноденствия одновременно с Солнцем. Интервал времени от момента нижней кульминации «среднего Солнца», выраженный в долях T_{cp} , называется *средним солнечным временем* или *средним временем*. *Местное среднее время* измеряется часовым углом «среднего Солнца» относительно местного меридиана, увеличенным на 12 ч. Местное среднее время, измеренное на Гринвичском меридиане, называют *гринвичским средним временем* GMT (Greenwich Mean Time). Значение T_{cp} соответствует среднему значению T_u за год.

Подсчитано, что 24 ч звездного времени равны примерно 23 ч 56 мин 4,091 с среднего времени, т.е. $T_s \approx 86\,164,091$ с среднего времени.

Из-за неравномерности суточного вращения Земли звездные и солнечные сутки незначительно изменяются. Для точных расчетов введено равномерно текущее время – *эфемеридное* (перевычисленное) *время* ET , где единица меры времени – *эфемеридная секунда*, рассчитанная как $1/86400$ доля средней продолжительности времени в определенный день 1900 г.

Создание сверхстабильных атомных эталонов частоты (времени) позволило перейти к *неастрономическому способу* измерения времени и ввести искусственную единицу меры времени, не зависящую от особенностей вращения Земли, - *атомную секунду*, близкую к эфемеридной. Атомная секунда принята в качестве единицы измерения времени на XIII Генеральной конференции по мерам и весам в 1967 г. Атомная секунда равна интервалу времени, в течение которого совершается 9192631770 колебаний, соответствующих резонансной частоте энергетического перехода между уровнями сверхтонкой структуры основного состояния атома цезия-133 при отсутствии внешних воздействий.

Атомная секунда является основой шкалы атомного времени АТ и принята в настоящее время за единицу времени в системе СИ (вместо эфемеридной секунды). Осреднение показаний различных атомных эталонов времени позволило создать шкалу международного атомного времени TAI.

4.2. Системы отсчета времени

Всемирное время UT (Universal Time). Это время содержит год, месяц, число, час, минуту и секунду. Первые три величины отсчитывают по общепринятому (Григорианскому) календарю, остальные – по местному среднему времени на Гринвичском меридиане t_{UT} . Эта система отсчета введена в 1928 г. III Генеральной ассамблеей Международного астрономического союза.

Всемирное время t_{UT} измеряется часовым углом «среднего Солнца» относительно Гринвичского меридиана, увеличенным на 12 ч. Так как движение полюсов Земли обуславливает изменение положения меридианов, то по степени учета возмущающих факторов различают следующие разновидности всемирного времени:

$UT0$ – всемирное время, получаемое в результате текущих астрономических измерений относительно неучтенного поправками Гринвичского меридиана; $UT1$ – всемирное время среднего Гринвичского меридиана, рассчитанное с учетом движения полюсов. Оно является основой для измерения времени в повседневной жизни; $UT2$ – отличается от $UT1$ сезонными поправками; $UTIR$ – отличается от $UT2$ поправками на приливы.

Заметим, что UT равно местному среднему времени минус географическая долгота места наблюдателя L ; S_{cp} (гринвичское звездное время) равно местному звездному времени S минус L , при этом восточная долгота положительная, западная – отрицательная.

Всемирное координированное время UTC. Его обычно используют в повседневной жизни, измеряется по атомным часам, показания которых периодически (с периодом 0,5 ... 2,5 года) корректируются на 1 сек так, чтобы разность ($UT-UTC$) не превышала 0,9 сек. Сигналы UTC передаются по радиовещательным сетям. Разность $TAI - UTC$ составляла +25 сек на 1 января 1990 г. Достоинства UTC – сравнительно высокая равномерность шкалы, присущая атомному времени; привязка к естественным природным процессам (восход, заход), что характерно для солнечного времени.

Поясное время ZT. Это время содержит год, месяц, и число, которые отсчитываются аналогично всемирному времени UT , часы минуты и секунды – как местное среднее время основного (центрального) географического меридиана рассматриваемого часового пояса t_n по формуле $ZT = UTC + \Delta n$, где Δn – номер часового пояса. Поясное время введено в большинстве стран с 1884 г., в России – с 1919 г. При этом поверхность Земли была разделена на 24 часовых пояса, центральные меридианы которых отличаются по долготе на 15° (1 ч). Для Москвы $\Delta n = 2$ ч. Достоинство поясного времени – удобство использования в повседневной жизни, так как не требует уточнения времени при соответствующих перемещениях вдоль параллели.

Местное декретное время. Это время отличается от поясного времени ZT на декретную добавку $\Delta t_{ДКР}$, устанавливаемую для каждой местности законодательно. В СССР это время существовало до 1981 г. В настоящее время в России действует система летнего времени.

Летнее время. Это время $t_L = ZT + 2$ ч. Обычно летнее время действует ежегодно с 2 ч ночи последнего воскресенья марта до 3 ч ночи последнего воскресенья сентября, когда вводится зимнее время $t_{ЗИМ}$. Оно соответствует существовавшему ранее декретному времени с добавкой $\Delta t_{ДКР} = 1$ ч, т.е. $t_{ЗИМ} = ZT + 1$ ч. Декретное (летнее) время часового пояса с $\Delta n = 2$ ч называют *московским летним временем*. Очевидно, что, например, в ноябре московское время равно $UTC + 2$ ч + 1 ч, в мае – $UTC + 2$ ч + 2 ч.

Система отсчета времени, используемая в ГЛОНАСС – UTC(GL), отличается от UTC . Во-первых, системное время ГЛОНАСС, как и $UTC(SU)$, смещено относительно UTC на +3 целых часа. Во-вторых, оно также отличается от UTC положением временной (секундной) метки: например, к концу ноября 1996 года разность $|UTC(SU) - UTC|$ равнялась примерно 8 микросекундам.

Потребитель системы ГЛОНАСС, принимая сигналы спутников, может сверить собственные часы с системным временем ГЛОНАСС. Системное время формируется на основе шкалы Центрального синхронизатора ГЛОНАСС и привязано к $UTC(SU)$ - шкале времени Государственного эталона частоты и времени России.

Реальные технические и информационные возможности ГЛОНАСС позволяют потребителям сверять собственные часы относительно системного времени ГЛОНАСС с погрешностью единичных сверок не хуже 30 нс (1 sigma). В навигационном сообщении ГЛОНАСС передается текущее значение расхождения между системным временем и $UTC(SU)$. Согласно Интерфейсному контрольному документу на систему ГЛОНАСС [3], это позволяет потребителю сверять собственные часы относительно $UTC(SU)$ с погрешностью 1 мкс. Однако, реально существующие технические возможности системы позволяют уменьшить эту погрешность до 20-30 наносекунд (1 sigma).

Эфемериды ГЛОНАСС привязаны к $UTC(SU)$. Поскольку $UTC(SU)$, как и UTC , не является непрерывной шкалой времени вследствие ее периодической секундной коррекции (проводимой по мере необходимости либо 30 июня, либо 31 декабря), то системное время ГЛОНАСС также корректируется на целое число секунд.

Системное время GPS (GPST) привязано к шкале $UTC(USNO)$. Расхождение между GPST и UTC поддерживается в пределах 1 микросекунды (по модулю 1 секунда). Сегмент управления системой GPS (Главный генератор времени GPS Master Clocks) обеспечивает постоянную синхронизацию системного времени GPS с UTC с погрешностью до 30 нс (1 sigma). Это позволяет потребителям GPS получать UTC практически с той же точностью.

Эфемериды GPS привязаны к $UTC(USNO)$. В отличие от $UTC(SU)$ и системного времени ГЛОНАСС, $UTC(USNO)$ и системное время GPS не корректируются в момент проведения секундной коррекции UTC , а поправка на целое число секунд между $UTC(USNO)$ и UTC (delta time секундной коррекции) передается в составе навигационного сообщения GPS. Следовательно, $UTC(USNO)$ как опорная шкала для системного времени GPS остается непрерывной шкалой времени.

Системное время СРНС «GALILEO» (GST) должно стать непрерывной шкалой временных маркеров, управляемых системой Международного Атомного времени (TAI) со смещением менее 33 наносекунд. Интервал значения GST, выраженный, как время смещения относительно TAI, должен быть равен 50 наносекундам для 95 процентов времени в течение любых годовых временных интервалов. Временная разница между GST и UTC будет транслироваться пользователям через спутники системы «GALILEO».

4.3. Шкалы времени спутниковых радионавигационных систем

Как было замечено в начале раздела, все подсистемы СРНС должны функционировать в единой шкале времени. На практике реализовать это требование не реально, так как для его выполнения в каждой подсистеме (сегменте) необходимо использовать однотипные высокоточные эталоны времени и частоты (ЭЧВ). Поэтому в СРНС второго поколения выделяются несколько шкал времени (ШВ), отличающихся стабильностью: системная шкала времени (СШВ); бортовая шкала времени (БШВ) НКА; шкала времени потребителя (ШВП).

Системная ШВ непосредственно или косвенно используется для временной привязки основных процессов во всех подсистемах СРНС. Она формируется и поддерживается наиболее стабильными датчиками времени, входящими в подсистемы СРНС, – квантовыми системными эталонами времени и частоты (СЭВЧ) наземного командно-измерительного комплекса, высокая стабильность которых

обеспечивается специальными инженерно-техническими и алгоритмическими решениями. Например, при использовании системного эталона, который воспроизводит единицу системного времени с относительной погрешностью $\pm 1 \cdot 10^{-13}$, уход формируемой системной шкалы времени составит 3 мкс за год.

Бортовая ШВ спутника, к которой привязываются соответствующие навигационные сигналы НКА, формируется квантовым бортовым ЭВЧ (БЭЧВ). Они работают в более неблагоприятных условиях, чем СЭВЧ, поэтому неизбежно расхождение между БШВ и СШВ. Шкала времени потребителя наиболее нестабильна и смещена относительно СШВ и БШВ, так как формируется и поддерживается кварцевым опорным генератором, входящим в комплект аппаратуры пользователя.

4.4. Синхронизация шкал времени

Командно-измерительный комплекс (КИК) обеспечивает синхронизацию шкал времени всех НКА путем их сверки и коррекции.

Синхронизация бортовых шкал времени НКА. Сверка шкал времени в СРНС позволяет определять значение ухода БШВ относительно СШВ. В процессе сверки по принятым на КИК навигационным сигналам НКА измеряется значение времени в БШВ на момент излучения сигнала спутником $t_{БШВ}^{изл}$. В момент его приема расчетное время по БШВ:

$$t_{БШВ} = t_{БШВ}^{изл} + \Delta t_{рас} + \Delta t_{р.э.} + \Delta t_{ам} + \Delta t_{анн},$$

где $\Delta t_{рас}$ - время распространения сигнала от i -го НКА до КИК; $\Delta t_{р.э.}$ - уход БШВ из-за релятивистских эффектов, рассчитываемый с точностью до единиц наносекунд; $\Delta t_{ам}$ - сдвиг определяемой БШВ из-за рефракции радиоволн в атмосфере; $\Delta t_{анн}$ - прочие аппаратурные и методологические погрешности.

Уход БШВ относительно СШВ определяется при сравнении вычисленного и скорректированного $t_{БШВ}$ с известным системным временем t_e .

В зависимости от процедуры нахождения величины дальности до i -го НКА различают *пассивные* (СРНС типа NAVSTAR-GPS) или *активные* (СРНС типа ГЛОНАСС) методы сверки шкал времени.

Коррекция БШВ производится обычно при ее уходе относительно СШВ, превышающем допустимые значения. Коррекция выражается в совмещении временных интервалов в БШВ и СШВ (процедура фазирования БШВ) и (или) в уточнении их оцифровки (процедуры коррекции кода БШВ на целое число единиц времени). Фазирование обеспечивает точность совмещения ШВ до десятков наносекунд.

Длительные наблюдения за расхождением этих ШВ позволяют установить его закономерность и прогнозировать на требуемый момент времени с соответствующей точностью. Прогнозирование систематической составляющей ухода ШВ обеспечивает возможность осуществления алгоритмической коррекции БШВ, когда определяется модель ухода БШВ и ее параметры, т.е. частотно-временные поправки, которые закладываются в память ЭВМ спутника с помощью специальной станции КИК и которые в дальнейшем передаются потребителям совместно с эфемеридной информацией.

В СРНС второго поколения, управляемых с ограниченных территорий, необходимость прогнозирования БШВ и ее ухода обусловлена тем, что непосредственная коррекция БШВ может производиться только эпизодически. Кроме внутрисистемной синхронизации КИК обеспечивает привязку и (или) определение ухода СШВ относительно UTC.

Синхронизация шкалы времени потребителя. Нахождение потребителем бортового времени НКА и соответственно системного времени СРНС осуществляется с помощью навигационных сигналов, принятых от НКА. При этом может быть реализовано несколько способов синхронизации шкалы времени потребителя, отличающихся точностью: расчет поправки потребителя на основе псевдодальномерных измерений; использование меток времени, передаваемых в навигационном сигнале; применение дальномерных кодов, передаваемых в навигационном сигнале НКА.

Первый способ основывается (в первом приближении) на том, что информация, полученная потребителем в сигналах НКА, используется как для расчета текущего ухода БШВ относительно СШВ, так и для привязки ШВП к СШВ при нахождении поправки к ШВП (временной координаты потребителя t'). Этот способ широко распространен и обеспечивает точность измерений не хуже 1 мкс. Второй способ основывается на том, что данные о текущем спутниковом времени (метки времени НКА) и о прогнозе ухода БШВ в опорные моменты времени относительно СШВ передаются потребителям в навигационном сообщении. Точность привязки ШВП в этом случае определяется ошибкой определения дальности от НКА до потребителя. Третий способ аналогичен предыдущему и отличается в основном видом информации, используемой в сигнале НКА.

5. Опорные системы координат

Формы и размеры Земли могут быть описаны двумя способами. Один способ - описание видимой физической поверхности, включая поверхности морей и океанов, равнины, склоны холмов и горы. Второй способ - это измерение силы тяжести. Эти два подхода объединяются, когда мы говорим, что высота Эвереста составляет 8848 метров над средним уровнем моря.

Геоид – это уровенная поверхность потенциала силы тяжести, совпадающая с точностью около 1 метра с уровнем Мирового океана в спокойном состоянии. Вертикальное положение объекта на земной поверхности можно определить, измерив значение силы тяжести в данной точке и сравнив его со значением силы тяжести на среднем уровне моря. К сожалению, геоид - это сложная поверхность, которая не может быть точно описана замкнутой математической формулой.

Математические модели могут быть близки к описываемой поверхности, но не являются её копиями. Если Земля была бы полностью жидкой, то при вращении она имела бы форму эллипсоида. Поэтому эллипсоид является хорошим



Рис. 14

математическим приближением к естественной форме геоида, как это показано на рис. 14.

В СРНС второго поколения используются геоцентрические подвижные системы координат, как это показано на рис. 15. Центр этой системы координат расположен в центре масс Земли. Ось OZ направлена вдоль оси вращения Земли в сторону Северного полюса P_N . Ось OX лежит в плоскости Земного экватора и связана с Гринвичским меридианом G . Плоскость OYZ определяет положение нуль-пункта принятой системы отсчета долгот. Ось OY дополняет систему координат до правой.

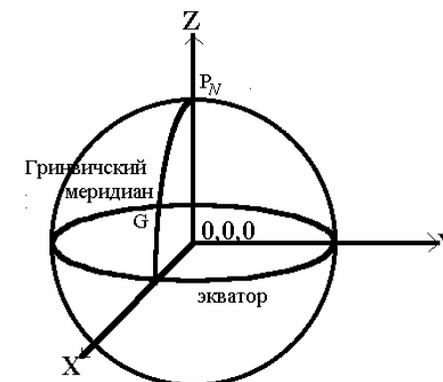


Рис. 15. Геоцентрическая подвижная система координат

Ось OX в процессе суточного вращения периодически проходит точку весеннего равноденствия. Интервал времени между двумя соответствующими моментами

такими последовательными моментами

В геоцентрической подвижной системе координат формируется информация о движении спутников, которая передается в навигационном сообщении потребителю. В этой же системе координат на этапе вторичной обработки информации в аппаратуре потребителя рассчитываются координаты самого потребителя.

Однако потребителя в большей степени интересуют такие координаты, как высота, широта и долгота, которые относятся к *геодезической системе координат*. Геодезические координаты точки связаны с математической моделью Земли в виде эллипсоида (рис. 16) с большой полуосью a , лежащей в экваториальной плоскости, и малой полуосью b . *Геодезическая широта B* точки Π определяется как угол между нормалью к поверхности эллипсоида и плоскостью экватора. *Геодезическая долгота L* точки Π определяется как угол между плоскостью начального меридиана и плоскостью меридиана, проходящего через точку Π (положительное направление счета долгот – от Гринвичского меридиана к востоку). *Геодезическая высота H* определяется как расстояние по нормали от поверхности эллипсоида до точки Π .



Рис. 16. Земной эллипсоид

Найденные в ходе навигационных определений прямоугольные геоцентрические координаты $\{x, y, z\}$ потребителя должны быть преобразованы в геодезические координаты $\{B, L, H\}$. Указанные координаты связаны соотношениями:

$$\begin{aligned}x &= (N + H) \cos B \cos L; \\y &= (N + H) \cos B \sin L; \\z &= [(1 - e^2)N + H] \sin B,\end{aligned}\quad (5.1)$$

где

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

$$e = \sqrt{1 - b^2/a^2} = \sqrt{2\alpha - \alpha^2} - \text{эксцентриситет эллипсоида};$$

$$\alpha = 1 - b/a - \text{параметр сжатия эллипсоида}.$$

5.1. Опорные системы координат, используемые спутниковых радионавигационных системах

СРНС ГЛОНАСС использует опорную систему координат «Параметры Земли 1990 года» (ПЗ-90). ПЗ-90 получена по результатам наблюдений геодезических спутников ГЕОИК, в том числе доплеровских, дальномерных радиотехнических и лазерных измерений, измерений высот спутника над поверхностью моря и фотографирований космических аппаратов на фоне звездного неба. При получении ПЗ-90 использовались также радиотехнические и лазерные измерения дальности до спутников систем ГЛОНАСС и ЭТАЛОН, гравиметрические данные на суше и Мировом океане [1, 4].

ПЗ-90 включают в себя фундаментальные астрономические и геодезические постоянные, единую геоцентрическую систему координат (ЕСК), модели гравитационного поля Земли в виде коэффициентов разложения геопотенциала в ряд по сферическим функциям систем точечных масс, каталоги высот геоида над общим земным эллипсоидом. Система координат ПЗ-90 закреплена на поверхности Земли координатами пунктов космической геодезической сети (КГС).

ПЗ-90 вводит следующие параметры общего земного эллипсоида:

Большая полуось, м	6 378 136
Знаменатель сжатия	298,257
Гравитационное ускорение на экваторе Земли, мГал	978 032,8
Поправка к гравитационному ускорению на уровне моря, обусловленная влиянием земной атмосферы, мГал	-0,9.

СРНС NAVSTAR-GPS использует опорную систему координат «World Geodesic System, 1984» (WGS-84) (Мировая геодезическая система 1984 года). Военно-топографическое агентство США выполнило преобразование около 100 локальных геодезических систем координат к WGS-84. С этой целью была выполнена локальная привязка многих геодезических пунктов к соответствующим пунктам космической геодезической сети, координаты которых были определены по наблюдениям. Сначала это были наблюдения спутников системы TRANSIT, а в последнее время - системы GPS.

Что касается локальных координат высот, то они основаны на различных определениях уровня моря. До сих пор нет единой мировой системы отсчета высот, способной связать эти локальные высотные координаты.

Исходное определение и реализация WGS-84 удовлетворяют требованиям Министерства обороны США к картографированию территорий и геодезическим требованиям. Точность плановых координат в этой системе, равная 1-2 м, была более чем достаточной для крупномасштабного картографирования. Точность высот зависела от того, как были определены превышения. Если для этой цели использовалось нивелирование I-го класса, высоты определялись очень точно (до см) по отношению к локальному уровню моря. При нивелировании превышения оценивались по высотам по отношению к эллипсоиду WGS-84, и использовались высоты геоида, определенные по модели WGS геоида.

WGS-84 использует модель сферического гармонического расширения гравитационного потенциала вверх в определенном порядке и до 360 градусов.

Опорная система координат в СРНС «GALILEO» (GTRF) принята в соответствии с международными гражданскими стандартами. Тем не менее, опорные системы времени и координат должны базироваться на геодезических опорных станциях и эталонах времени, отличных от тех, которые используются в системе NAVSTAR. Это гарантирует независимость обеих систем, позволяя одной системе действовать как резервное решение для другой системы.

GTRF должна на практике стать независимым членом Международной Системы Опорных Координат (ITRS), созданной Центральным Управлением Международной Службы Вращения Земли (IERS). Полученная система координат опирается на координаты наземных станций системы «GALILEO». Система NAVSTAR использует систему WGS-84 (и её модификации), как опорную систему координат, причем эта система также создана ITRS и опирается на координаты станций управления NAVSTAR.

Как ожидается, отличия в координатах, полученных относительно систем WGS-84 и GTRF не должны превышать нескольких сантиметров. Поэтому, с точки зрения возможности взаимодействия обеих СРНС, подразумевается, что WGS-84 и GTRF будут практически идентичными (в рамках возможной точности) при реализации обеих решений ITRS (т.е. их системы опорных координат будут совместимы). Этой точности вполне достаточно для навигационных задач и большинства других категорий пользователей; остаточная разница порядка двух сантиметров интересна лишь ученым-геофизикам. В случае, когда необходима абсолютная точность, преобразовать параметры до требуемой точности могут специалисты внешнего сервиса «GALILEO».

6. Аппаратура потребителей

Аппаратура потребителя предназначена: для приема сигналов от НКА; выбора рабочего созвездия, т.е. выбора тех находящихся в зоне радиовидимости навигационных спутников, из сигналов которых будет извлекаться навигационная информация; определение вектора потребителя

$$P' = [x \ y \ z \ D' \ V_x \ V_y \ V_z]^T.$$

К современным СРНС предъявляются высокие требования по точности навигационных определений. Это обуславливает необходимость рассмотрения методов оптимальной обработки сигналов и извлечения информации при построении навигационных приемников. По своей сути навигационная задача определения вектора потребителя P' является задачей оценивания координат объекта (в общем случае подвижного) по наблюдениям сигналов от источников излучения с

известными координатами. Математическим аппаратом, позволяющим проводить синтез оптимальных систем оценивания координат объекта, служит теория оптимальной фильтрации.

Общая постановка задачи формулируется следующим образом. Пусть на вход приемника СРНС поступает реализация $y(t)$, представляющая собой аддитивную смесь сигнала $S(t, \lambda, \delta, \mu)$ и помехи $n(t)$:

$$y(t) = S(t, \lambda(\Pi'), \delta, \mu) + n(t); \quad (6.1)$$

Сигнальная функция $S(t, \lambda(\Pi'), \delta, \mu)$ в наблюдения реализации $y(t)$ может состоять из одного или нескольких сигналов, соответствующих, например, различным навигационным спутникам,

$$S(t, \lambda(\Pi'), \delta, \mu) = \sum_{j=1}^N S_j(t, \lambda_j(\Pi'), \delta_j, \mu_j), \quad (6.2)$$

где λ_j – вектор радионавигационных параметров сигнала j -го НКА, т.е. тех параметров, из которых извлекается навигационная информация; μ_j – вектор параметров сигнала, в которых не содержится навигационная информация, поэтому их можно считать неинформационными; δ_j – дискретный параметр, несущий дополнительную навигационную информацию. Радионавигационными параметрами λ в СРНС являются (см. разд. 1) задержка сигнала τ и доплеровское смещение частоты $f_{доп}$ (при приеме одновременно нескольких сигналов в уравнении (6.2)

запишем $\tau_j, f_{допj}$; $j = \overline{1, N}$). Радионавигационные параметры в свою очередь зависят от вектора Π' потребителя, т.е. $\tau(\Pi'), f_{доп}(\Pi')$. К неинформационным параметрам μ относится, например, амплитуда сигнала A . Аддитивную помеху $n(t)$ часто полагают белым гауссовским шумом с нулевым математическим ожиданием и матрицей двухсторонних спектральных плотностей $N_0/2$. Сигнальная функция от j -го НКА может быть описана соотношением:

$$S_j(t) = Ah_j(t - \tau_j) \cos((\omega_0 + 2\pi f_{допj})t + \varphi_j), \quad (6.3)$$

где A – амплитуда сигнала; $h_j(t - \tau_j)$ – модулирующая функция, обусловленная модуляцией дальномерным кодом и передачей навигационного сообщения; φ_j – случайная начальная фаза сигнала.

Задача синтеза оптимальной системы фильтрации формулируется как отыскание такой системы, которая в результате обработки наблюдений (6.1) в каждый момент времени t формирует оценку $\Pi'(t)$ вектора потребителя с минимальной дисперсией ошибки оценивания.

Теория оптимальной фильтрации позволяет решить сформулированную задачу в общем виде. Однако получающиеся при этом алгоритмы фильтрации достаточно сложны и в настоящее время не реализуются в существующей аппаратуре пользователя.

Для упрощения аппаратуры потребителя задачу получения оценок вектора $\Pi'(t)$ разбивают на два этапа обработки: *первичную* и *вторичную*.

На этапе первичной обработки решается задача фильтрации радионавигационных параметров сигнала, а на этапе вторичной обработки вычисляются оценки вектора потребителя с использованием полученных на первом

этапе оценок радионавигационных параметров и соответствующих навигационных функций.

6.1. Принципы построения и функционирования аппаратуры потребителей

Аппаратура потребителей (в дальнейшем *приемник*) СРНС предназначена для определения пространственных координат, вектора скорости, текущего времени и других навигационных параметров в результате приема и обработки радиосигналов, принятых от НКА.

На вход приемника поступают сигналы от НКА, находящихся в зоне радиовидимости. Так как для решения навигационной задачи необходимо измерить псевдодальности и псевдоскорости относительно, как минимум, четырех НКА, то приемник должен быть многоканальным (от 4 до 12 каналов в обычных и более 12 в совмещенных ГЛОНАСС, GPS и «GALILEO»).

Современные приемники являются аналого-цифровыми системами, сочетающими аналоговую и цифровую обработку сигналов. Переход на цифровую обработку сигналов осуществляется на одной из промежуточных частот.

Таким образом, приёмник можно разделить на три функциональные части:

- радиочастотную часть;
- цифровой коррелятор;
- процессор.

С выхода антенно-фидерного устройства (антенны) сигнал поступает на радиочастотную часть (рис. 17). Основная задача этой части заключается в усилении входного сигнала, фильтрации, преобразовании частоты и аналого-цифровом преобразовании. Помимо этого, с радиочастотной части приёмника поступает тактовая частота для цифровой части приёмника. С выхода радиочастотной части цифровые отсчеты входного сигнала поступают на вход цифрового коррелятора.

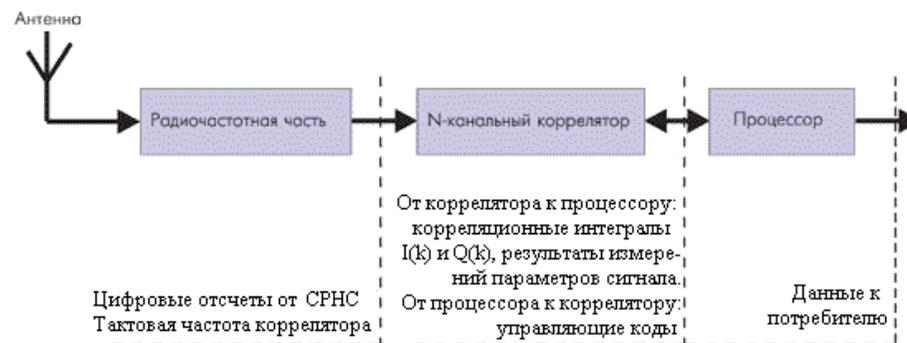


Рис. 17. Обобщенная структурная блок-схема приемника

В корреляторе в цифровой форме формируются отсчеты синфазных $I(k)$ и квадратурных $Q(k)$ составляющих сигнала, которые являются основой работы алгоритмов поиска сигналов по задержке и частоте, вычисления псевдодальности, слежения за фазой сигнала и выделения навигационного сообщения.

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 приёмнике 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 приёмниках коррелятор формирует необходимые измерения опорных сигналов и передаёт 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 приёмниках.

Дальность при радиотехнических измерениях характеризуется временем распространения сигнала от объекта измерения до измерительного пункта. В СРНС 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 приёма этого фрагмента определяется по шкале времени приёмника. Шкала времени приёмника (потребителя) формируется с помощью кварцевых стандартов частоты, поэтому наблюдается постоянный «уход» шкалы времени приёмника относительно шкалы времени системы. Разность между моментом приёма фрагмента сигнала, отсчитанным по шкале времени приёмника, и моментом излучения его спутником, отсчитанным по шкале спутника, умноженная на скорость света, является псевдодальностью.

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: 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 нескольких миллиметров.

6.2. Пересчет координат потребителя из земной в геодезическую систему координат

Алгоритм оценки навигационных параметров формирует оценки вектора потребителя в геоцентрической системе координат $OXYZ$, связанной с Землей. Потребителя в подавляющем большинстве случаев интересуют свои координаты в геодезической системе координат (см. раздел 5). Поэтому в навигационном приемнике необходимо осуществить пересчет координат из геоцентрической системы в геодезическую. Общие формулы связи двух систем координат имеют вид (5.1), а пересчет по этим выражениям может быть реализован следующим вычислительным алгоритмом:

1) исходные данные координаты x, y, z в геоцентрической системе координат $OXYZ$; выходные данные – координаты B, L, H в геодезической системе координат;

2) вычисляется вспомогательная величина:

$$D = \sqrt{x^2 + y^2};$$

3) анализируется значение D :

если $D = 0$, то $B = \frac{\pi z}{2|z|}; L = 0; H = z \sin B - a\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}$;

если $D > 0$, то $L_a = \arcsin(y/D)$;

при этом если $x > 0, y > 0$, то $L = L_a$;

если $x < 0, y > 0$, то $L = \pi - L_a$;

если $x < 0, y < 0$, то $L = \pi + L_a$;

если $x > 0, y < 0$, то $L = 2\pi - L_a$;

4) анализируется значение z :

если $z = 0$, то $B = 0, H = D - a$;

в других случаях находятся вспомогательные величины r, c, p :

$$r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}; c = \arcsin(z/r); p = e^2 a / 2r;$$

реализуется итерационный процесс:

$$s_1 = 0; b = c + s_1; s_2 = \arcsin\left(\frac{p \sin(2b)}{\sqrt{1 - e^2 \sin^2 b}}\right);$$

если модуль разности $|s_2 - s_1| < \varepsilon$, где ε - требуемая точность вычислений, то

$$B = b; H = D \cos B + z \sin B - a\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B};$$

В противном случае полагается $s_1 = s_2$ и вычисления повторяются, начиная с расчета b . Во всех случаях выбирается $\varepsilon = 0,0001$ ''.

После нахождения B, L, H становятся также известной матрица перехода из геоцентрической системы координат в прямоугольную горизонтальную, что позволяет осуществить преобразование составляющих скорости движения подвижного объекта.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. – Редакция 5.0 - М.: КНИЦ ВКС, 2002.
2. Interface Control Document: NAVSTAR GPS Space Segment / Navigation User Interfaces (ISD-GPS-200). – GJPO, 2004.
3. The Galilei Project (Galileo Design Consolidation). Brochure of European Commission & European Space Agency. ESYS plc, United Kingdom, August 2003.
4. Система геодезических параметров Земли «Параметры Земли 1990 года» (ПЗ-90). Справочный документ /под общей редакцией Хвостова В. В. – М: КНИЦ ВКС, 1998.
5. Волков Н. М., Иванов Н. Е., Салищев В. А., Тюбалин В. В. Глобальная радионавигационная спутниковая система ГЛОНАСС. //Успехи современной радиоэлектроники. - № 1. – 1997.
6. Владимиров А. Н. В полете - тройка «Ураганов» //Новости космонавтики. – Т.3. - № 2. – 1999.

СПИСОК РЕКОМЕНДОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

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. Харисова В. Н., Перова А. И., Болдина В. А. М.: ИПРЖР, 1998.
4. Липкин И.А. Спутниковые навигационные системы. М.: Вузовская книга, 2001.
5. Генике А.А., Побединский Г.Г. Глобальная спутниковая система определения местоположения GPS и ее применение в геодезии. - М.: Картгеоцентр, 2004.