

Министерство образования и науки Российской Федерации

Московский государственный университет
геодезии и картографии

А.О. Куприянов

**ГЛОБАЛЬНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ
СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ**

Москва
2017

Рецензенты:

кандидат экон. наук **А.Н. Прусаков**
(ФГБУ «Центр геодезии, картографии и ИПД»);
кандидат техн. наук **В.И. Суслин** (МИИГАиК)

А.О. Куприянов

Глобальные навигационные спутниковые системы: Учебное пособие. – М.:
МИИГАиК, 2017. – 76 с.

Предназначено для обеспечения учебного процесса по дисциплине «Глобальные навигационные спутниковые системы». Написано в соответствии с утвержденной программой курса «Глобальные навигационные спутниковые системы», рекомендованы кафедрой прикладной геодезии, утверждены к изданию редакционно-издательской комиссией геодезического факультета и РИС МИИГАиК. Содержит три раздела: Наземные радионавигационные системы, Виды навигационных спутниковых систем, Региональные навигационные системы.

Для студентов, обучающихся по направлениям подготовки 21.05.01 «Прикладная геодезия».

Электронная версия методических указаний размещена на сайте библиотеки МИИГАиК
<http://library.miigaik.ru>

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в мире всё активнее используются Глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС) ГЛОНАСС и GPS. Эти системы применяются в самых различных областях человеческой деятельности, начиная от приложений для решения важных научных задач до сферы развлечения и потребительских услуг.

Этой теме посвящено огромное количество литературы как зарубежных, так и российских авторов, в которой подробно рассмотрены структура, принципы функционирования и области применения классических ГНСС. Но не стоит забывать о том, что до появления этих систем радионавигация прошла долгий путь своего развития и о перспективах и проблемах, которые видятся в ближайшем будущем.

Наряду с глобальными спутниковыми системами, в последнее время стали развиваться региональные спутниковые системы, охватывающие навигационным полем некоторые локальные регионы Земли. Примером таких систем являются японская квазизенитная система QZSS и индийская IRNSS.

В данном учебном пособии мы рассмотрим развитие радионавигации как единый, целостный процесс, начиная от предпосылок к созданию радионавигационных систем, наземные системы радионавигации, переход к спутниковым радионавигационным системам и закончим тем, как нам видится развитие радионавигации.

1. НАЗЕМНЫЕ РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

1.1. Системы навигации по лучу

Для навигации в системах навигации по лучу используется достаточно простой принцип, основанный на трансляции узконаправленного радиосигнала. Для навигации при помощи такой системы потребителю достаточно удерживаться в зоне приёма сигнала. Достоинством таких систем является их предельная простота, недостатком является то, что навигация возможна только в пределах заранее заданных маршрутов. Основанные на этом принципе системы посадки являлись одними из самых первых радионавигационных систем.

1.1.1. Lorenzbake

Lorenzbake (англ. Lorenz beam, рус. луч Лоренца) – система слепой посадки самолетов, разработанная в Германии в 1932-1933 годах. Разрабатывалась система частной компанией Lorenz. Является курсо-глиссадной системой и использует принципы навигации по лучу. Система состоит из двух основных элементов, один из которых позволяет задавать самолету, заходящему на посадку, определить правильный курс, а второй позволяет провести снижение.

Первым элементом в системе Lorenzbake является радиопередатчик, работающий на частоте 33,33 МГц и размещённый в конце взлётно-посадочной полосы (ВПП). Потребитель осуществлял навигацию при помощи радиоприёмника настроенного на нужную частоту. Сигнал Lorenzbake мог быть обнаружен на расстоянии в 30 км от конца ВПП. Приняв сигнал, потребитель мог определить своё положение относительно ВПП. Если он слышал ряд точек, то находился слева, а если ряд тире, то справа от ВПП. В том случае, когда потребитель двигался верным курсом точки и тире сливались и образовывали непрерывный сигнал.

Вторым элементом системы являлись два радиопередатчика (маркерных радиомаяка) расположенных на расстояниях в 300 и 3000 м от начала ВПП. Они транслировали сигнал вертикально вверх и при пролёте над ними эти сигналы слышны в течение небольшого времени. Что позволяет пилоту определить расстояние до начала ВПП и произвести

снижение.

В процессе развития для Lorenzbake были разработаны визуальные бортовые индикаторы, позволяющие пилоту освободиться от постоянного прослушивания радиосигнала. Система обеспечивала достаточную точность, чтобы пилот мог визуальным образом найти ВПП даже в самых плохих условиях видимости. Lorenzbake имела широкое гражданское применение и использовалась в 1930-х годах во многих аэропортах по всему миру.

1.1.2. Knickebein, X-Gerät, Y-Gerät

В ходе Второй мировой войны люфтваффе использовались несколько радионавигационных систем для слепого бомбометания основанных на тех же принципах что и Lorenzbake. Первой из этих систем являлась Knickebein –Кривая нога. Таким экстравагантным названием система обязана использовавшимся передающим антеннам характерной формы. Системой использовались частоты диапазоне 42,1–47,9 МГц. Для наведения на цель использовались два передатчика. Пересечение сигналов указывало место для бомбометания. Для навигации использовались два радиоприёмника настроенные на разные частоты (частоту первой и второй станции). Один из приёмников использовался для движения по курсу второй для определения момента бомбометания. Система использовалась на ранних этапах ночных бомбардировок Британии и оказалась достаточно эффективной. Но её достаточно быстро научились блокировать, что вынудило люфтваффе отказаться от её использования.

Y-Gerät имела существенные отличия от Knickebein и X-Gerät. В частности для навигации использовался только один луч. Кроме того Y-Gerät являлась реверсивной запросной системой. Установленное в самолёте оборудование принимало сигнал от станции и сразу же передавало его обратно на наземную станцию. Диспетчеры на станции использовали сравнение фазы передаваемого и принимаемого сигнала за счёт чего определяли расстояние до самолёта. Затем диспетчеры корректировали движение самолёта по радиосвязи.

1.2. Системы гиперболической навигации

1.2.1. GEE

GEE – британская радионавигационная система наземного базирования. Первые испытания системы были проведены в 1940 году, а в 1942

году она была введена в эксплуатацию. Изначально разрабатывалась как система для обеспечения посадки самолётов без использования видимых ориентиров. Однако получив в ходе работы хорошие результаты на больших расстояниях, её переквалифицировали в радионавигационную систему дальней навигации. По принципу позиционирования GEE относится к гиперболическим радионавигационным системам. Принципы гиперболической навигации были хорошо известны ещё в 1930-х годах, но необходимое для создания оборудование не было доступно в то время. Необходимое оборудование стало доступно только к 1940-м годам вследствие развития радарной техники. GEE является первой гиперболической навигационной системой, используемой в оперативном режиме.

Наземная составляющая системы GEE состояла из так называемых навигационных цепей. Каждая навигационная цепь представляла собой несколько (обычно 4) станций, одна из которых являлась ведущей, а остальные ведомыми. Передатчики имели выходную мощность около 300 кВт и работает в четырех диапазонах частот от 20 до 85 МГц.

Система позволяла осуществлять позиционирование на расстоянии 300 миль от ведущей станции. Точность же позиционирования в идеальных условия составляла 210 м. На больших удалениях (порядка 350 миль) эллипс ошибок имел размер примерно 6 миль на 1 милю. По сегодняшним меркам может показаться, что такая точность позиционирования весьма мала, но на то время такая точность позиционирования самолётов была революционной.

На первом этапе развития системы она применялась для навигации военной авиации в период второй мировой войны. В это время было изготовлено и использовалось порядка 60 000 навигационных наборов GEE.



Рис. 1.2.1. Навигационный набор GEE

Навигационный набор (рис. 1.2.1) состоял из двух блоков: радиоприёмника (слева на фотографии) и осциллографа (справа на фотографии). Блоки соединялись между собой двумя кабелями, один из которых служил для передачи видеосигнала, а



Рис. 1.2.2. Фрагмент навигационной карты GEE

второй для подачи питания к осциллографу (аккумулятор располагался в радиоприёмнике для экономии места).

Непосредственно для определения координат использовались специальные навигационные карты (рис. 1.2.2). Для цепочки станций на карту наносилась гиперболическая сетка.

После окончания Второй мировой войны система некоторое время использовалась как для военных, так и для гражданских целей. Впоследствии она была вытеснена более совершенными системами навигации. Прекращение работы системы GEE началось в 1960-х годах, а к 1970 годк были закрыты последние её станции.

1.2.2. Loran-A

Loran – радионавигационная система наземного базирования, предназначенная для позиционирования водного и воздушного транспорта. Основными элементами системы являются наземные радиомаяки, передающие навигационный сигнал и приемники, осуществляющие его обработку и получение координат объекта. Принцип позиционирования основан на сравнение времени прихода навигационного сигнала от двух

радиомаяков. Система Logan имеет сложную и многоступенчатую историю развития, в частности существовали версии системы с индексами А, В, С, D, F. Прототипом для создания системы послужила британская система GEE, хотя их развитие и проходило практически в один и тот же период времени. Ярким примером влияния системы GEE на развитие системы Logan является унификация бортовых приёмников для возможности их оперативной замены на приёмники GEE. Основным же отличием является значительно расширенный радиус навигационного покрытия при меньшей точности позиционирования. Концепция системы была предложена в 1940 году Альфредом Лумисом, а к концу Второй мировой войны насчитывалось 72 наземных станции Logan и более 75 000 используемых приёмников. Впоследствии эта система получит название Loran-A или «Standard LORAN». Изначально Loran-A использовался исключительно для военных целей, в частности для навигации военно-морских судов и бомбардировщиков дальней авиации. Logan-A является разностно-дальномерной навигационной системой наземного базирования (рис. 1.2.3).



Рис. 1.2.3. Logan авиационный приёмник AN / APN-4

Первая цепочка системы Logan-A была введена в эксплуатацию в 1942 году и концу Второй мировой войны получила широкое распространение.

После введения в эксплуатацию системы Logan-C в 1957 году применение приёмников Standard LORAN в военных целях было прекращено. При этом наличие большого количества оборудования Logan-A привело к широкому его применению в коммерческих целях в первую очередь для судовождения. Оно активно использовалось до 1974 года, пока развитие электроники не привело снижению стоимости приёмников Logan-C. Вследствие этого к 1985 году большинство оригинальных цепей прекратило свою работу, а к 1990 году прекратили свою работу и цепи расположенные в Японии и Китае.

Система Logan-A внесла существенный вклад в развитие радионавигации, а именно заложила основы для развития дальномерных навигационных систем, которые в настоящее время являются преобладающими в области радионавигации. Кроме того использование системы доказало эффективность использования радионавигации как для военных так и для гражданских целей.

1.2.3. Decca Navigator System

Десса является гиперболической радионавигационной системой наземного базирования введенная в эксплуатацию в 1944 году. Автором идеи являлся американцем, но разработка и начало эксплуатации системы проводилась в Англии. В отличие от появившихся на несколько лет раньше систем GEE и Logan использовавших импульсную синхронизацию система Десса использует измерения фазы низкочастотного сигнала. Станции системы Десса транслировали сигналы на частотах от 70 до 129 кГц. Использование фазового принципа измерений позволило упростить создание навигационного оборудования на электронных компонентах 1940-х годов и во многом обеспечило конкурентоспособность системы.

Наземная часть системы состоит из организованных в цепи радиомаяков. Каждая цепь состоит из одной ведущей станции и двух, трёх ведомых. Принципы позиционирования объектов по сигналам Десса те же что у систем GEE и Logan, основное различие заключается в принципах измерения расстояний.

Диапазон работы системы составляет 740 км в дневное время и

460 км ночью. Точность позиционирования при этом варьируется от нескольких метров в идеальных условиях до мили на краях зоны покрытия. Такая точность позиционирования на момент разработки системы превосходила предлагаемую аналогами, кроме того для навигации морских судов загроуление точности на большом удалении от берега не являлось серьёзным недостатком.

В отличие от систем GEE и Logan разрабатываемых и поддерживаемых государством, система Децца разрабатывалась частной компанией «Decca Navigator Co. Ltd.». Кроме того система имела преимущественно коммерческое применение, в частности навигация морских судов.

Несмотря на наличие у системы конкуренции конкурентов она активно использовалась до 1990-х годов пока не была вытеснена системами спутниковой навигации и к 2001 году полностью прекратила своё существование. Кроме того использованный в ней принцип фазовых измерений послужил одним из прообразом системы Logan-C.

1.2.4. Logan-C

Logan-C – радионавигационная система наземного базирования, введённая в эксплуатацию в 1957 году. Разработка системы проводилась по заказу ВМФ США. Система объединяла в себе принципы работы импульсных (Logan-A, GEE) и фазовых (Децца) систем и являлась импульсно-фазовой гиперболической радионавигационной системой. Различные варианты навигационной системы, основанной на этом принципе, разрабатывались после окончания Второй мировой войны и в результате это привело к появлению системы Logan-C. Индекс "С" в названии – порядковый и указывает на то, что это третья версия системы. Система Logan-B тоже разрабатывалась, но столкнулась с техническими проблемами, и разработка была свернута. Технические характеристики Logan-C вытекали из изменившихся потребностей армии США, в частности, необходимости расширения области покрытия. Изначально система использовалась только в военных целях, пока не была открыта для коммерческого применения (рис. 1.2.4).

Наземная составляющая системы Logan-C выстроена аналогична предшествующим системам. В процессе развития система обеспечила обширное покрытие в северной части Тихого и Атлантического океана.

Навигационное оборудование Logan-C изначально являлось достаточно сложным для производства и дорогостоящим. В частности первые



Рис. 1.2.4. Loran-C приёмник Micrologic ML-320

массовые приемники Loran-C производились британской компанией «Десса», которой принадлежала одноимённая система, в последствии она будет конкурировать с Loran-C. Во многом это связано с высоким уровнем автоматизации по сравнению с оборудованием Loran-A. За долгий период развития системы навигационное оборудование претерпело серьезные изменения. В первых версиях навигация производилась при помощи специальных карт (как и в Loran-A), в дальнейшем система все сильнее автоматизировалась и поздние образцы уже предоставляли пользователю непосредственно координаты. Основной сферой коммерческого применения системы Loran-C является морское судоходство.

После появления спутниковых радионавигационных систем целесообразность поддержания работоспособности системы Loran было поставлено под сомнение. В результате, несмотря на ряд предпринятых попыток найти системе новое применение, к 2016 году система фактически прекратила своё существование.

1.2.5. Чайка

Радионавигационная система «Чайка» относится к классу импульсно-фазовых гиперболических наземных радионавигационных систем длинноволнового диапазона, обеспечивающих навигацию, определение

местоположения и времени в их рабочей зоне. Система была разработана в СССР, в настоящее время поддерживается Российской Федерацией. Система «Чайка» является аналогом системы «Loran-C», первая цепь была введена в эксплуатацию в 1969 году.

Передачики системы группируются в цепочки, каждая из которых состоит из 3–4 передатчиков. Одна станция в цепочке является ведущей, а остальные ведомые. Каждая из станций имеет одну или несколько вышек (высотой порядка 120–150 м) используемых для трансляции навигационного сигнала на частоте 100 кГц. Радиус действия станции составляет 1400–1800 км для суши и 1800–2000 км для моря. На момент полного введения в эксплуатацию система включала в себя пять цепочек: Европейская цепь, Восточная цепь, Российско-Американская цепь в Беринговом море, Северная цепь, Северо-западная цепь. Приёмники системы «Чайка» в целом идентичны приёмникам Loran-C и зачастую предназначены для работы с сигналами обеих систем. Точность позиционирования по сигналам системы «Чайка» составляет 50–100 м. При совместном использовании двух цепочек системы точность позиционирования может быть улучшена. Кроме того при работе с системой «Чайкой» возможна реализация дифференциального режима позиционирования. Реализация основана на проведение измерений по сигналам системы «Чайка» на точке с известными координатами. По результатам измерений и имеющихся координат формируются дифференциальные поправки, которые могут быть использованы потребителями в некоторой зоне (порядка 200 км) для повышения точности позиционирования. Таким образом, точность позиционирования может быть повышена до 10–50 м.

В настоящее время не все цепочки системы поддерживаются в рабочем состоянии, а некоторые из них были демонтированы. Но в отличие от Loran-C в общем поддержка системы не прекращена, более того проводится адаптация системы для совместного применения со спутниковыми радионавигационными системами.

1.2.6. eLoran

eLoran (Enhanced Loran, Улучшенный Лоран) радионавигационная система наземного базирования являющаяся развитием системы Loran-C. Разработка системы началась в середине 1990-х годов и продолжается до настоящего времени. Основным отличием от Loran-C



Рис. 1.2.5. Приёмник eLogan – UN-154

является использование во всех элементах системы (приемники, антенны и системы передачи) современной элементной базы. За счёт чего точность позиционирования по сигналам eLogan должна составлять порядка 8–20 м.

Обоснованием целесообразности создание такой системы является необходимость резервного метода позиционирования на случай отказа или потери точности позиционирования по сигналам ГНСС. Такая необходимость появляется в случаях навигации воздушных или водных судов. В таких приложениях отказ навигации может привести к серьёзным угрозам безопасности.

В настоящее время система eLogan поддерживается и развивается частными компаниями в коммерческих целях. Из всех наземных радионавигационных систем eLogan имеет наиболее технологичное и компактное навигационное оборудование (рис. 1.2.5).

2. ВИДЫ НАВИГАЦИОННЫХ СПУТНИКОВЫХ СИСТЕМ

2.1. GPS

История создания Global Positioning System (GPS) ведёт своё начало с 1973 г., когда Управление совместных программ, входящее в состав Центра космических и ракетных исследований США, получило указание Министерства обороны США разработать, испытать и развернуть навигационную систему космического базирования. Результатом данной работы стала система, получившая первоначальное название NAVSTAR (NAVigation System with Time And Ranging), из которого прямо следовало, что система предназначена для решения двух главных задач – навигации, т. е. определения мгновенного положения и скорости потребителей, и синхронизации шкал времени. Поскольку инициатором создания GPS являлось Министерство обороны США, то в качестве первоочередных задач предусматривалось решение задач обороны и национальной безопасности. Отсюда ещё одно раннее название системы – оборонительная система спутниковой навигации (Defense Navigation Satellite System – DNSS).

Разработка концепции построения и архитектуры GPS заняла примерно 5 лет, и уже в 1974 году фирма «Rockwell» получила заказ на изготовление первых восьми космических аппаратов (КА) Block I для создания демонстрационной системы. Первый КА был запущен 22 февраля 1978 года, и в том же году Rockwell получила контракт на создание ещё четырёх КА.

Первоначально предполагалось, что орбитальная группировка GPS будет насчитывать 24 КА в трёх орбитальных плоскостях высотой 20200 км и наклоном 63° . К моменту начала серийного производства в 1989 году космических аппаратов модификации Block II было принято решение об изменении параметров орбиты GPS, в частности, наклонение было изменено на 55° , а количество орбитальных плоскостей увеличено до 6.

Выделяют два важных этапа развёртывания системы GPS – фазу первоначальной работоспособности (IOC) и фазу полной работоспособности (FOC). Этап IOC начался в 1993 году, когда в составе орбитальной группировки насчитывалось 24 КА различных модификаций (Block I/II/IIA), готовых к использованию по целевому назначению. Переход в

режим FOC состоялся в июле 1995 года, после завершения всех лётных испытаний, хотя фактически система начала предоставлять услуги в полном объеме с марта 1994 года. Таким образом, GPS является полностью работоспособной уже в течение более чем двух десятилетий, при этом на протяжении всей своей истории GPS постоянно модернизировалась с целью удовлетворения требований различных категорий как гражданских, так и военных потребителей.

При проектировании GPS предполагалось, что точность навигационных определений при использовании C/A-кода будет в пределах 400 м. Реальная точность измерений (СКО) по C/A-коду оказалась в 10 и более раз выше – 15–40 м по координатам и доли метра в секунду по скорости. Возможность получения такой точности измерений с помощью несложной коммерческой АП вызвала в США опасения, что сигналы GPS могут быть использованы потенциальным противником, в том числе в системах высокоточного оружия. В качестве защитной меры, начиная с космического аппарата Block II, в GPS были реализованы два метода преднамеренной деградации (загрубления) точности навигационно-временного обеспечения гражданских потребителей – селективный доступ и одновременно принятые меры по защите от так называемых уводящих помех. Деактивация режима селективного доступа была осуществлена 2 мая 2000 г. около 4:00 (UT). Точность автономной навигации возросла почти в 10 раз, что дало гигантский импульс к развитию прикладных навигационных технологий.

2.1.1. Модернизация GPS

Текущий третий этап модернизации GPS предполагает разработку и производство космических аппаратов следующего поколения Block III, которые в сочетании с усовершенствованным наземным комплексом управления и навигационной аппаратурой потребителей обеспечат улучшенные характеристики в части помехозащищённости, точности, доступности и целостности координатно-временного и навигационного обеспечения.

Система GPS предоставляет два вида услуг:

услугу стандартного позиционирования (Standard Positioning Service – SPS), доступную для всех потребителей;

услугу точного позиционирования (Precise Positioning Service – PPS), доступную для санкционированных потребителей.

Каждый космический аппарат излучает навигационные сигналы на нескольких несущих частотах. Квадратурные составляющие сигналов, передаваемых на каждой из несущих частот, подвергаются фазовой манипуляции различными дальномерными псевдослучайными последовательностями (ПСП). Структура некоторых из этих ПСП опубликована, соответственно данный сигнал может приниматься всеми потребителями. Структура другой части ПСП закрыта, поэтому данный сигнал доступен для приёма только санкционированным потребителям, которым структура ПСП известна.

2.1.2. Услуги GPS

Услуга стандартного позиционирования SPS и временной синхронизации доступна для всех категорий потребителей безвозмездно и глобально и реализуется посредством излучения всеми космическими аппаратами GPS навигационных радиосигналов, модулированных дальномерным кодом C/A (Coarse/Acquisition – грубый приём). Код C/A представляет собой ПСП Голда длительностью 1 023 символа с тактовой частотой 1,023 МГц. Таким образом, ПСП C/A-кода имеет период повторения $T = 1$ мс, что соответствует интервалу однозначного измерения псевдодальности около 300 км. Программа развития GPS предусматривает предоставление гражданским потребителям услуги SPS с помощью сигналов L2C, L5 и L1C.

Услуга точного позиционирования PPS реализуется посредством излучения всеми космическими аппаратами орбитальной группировки GPS навигационных радиосигналов в диапазонах L1 и L2, модулированных дальномерным P(Y)-кодом. Услуга PPS предназначена для использования исключительно вооружёнными силами США, федеральными агентствами США и вооружёнными силами некоторых союзников.

2.1.3. Космический сегмент GPS

Штатная орбитальная группировка GPS состоит из 24 основных космических аппаратов, расположенных на шести круговых орбитах, обозначаемых латинскими буквами от А до F. Дополнительно на некоторых орбитах может находиться один или два резервных КА, предназначенных для сохранения параметров системы при выходе из строя основных КА. Наклонение орбитальных плоскостей 55° , долготы восходящих узлов различаются на 60° . Высоте орбит 20 200 км соответствует период обращения 11 ч 58 мин, т. е. орбиты космических аппаратов GPS являются синхронными.

2.1.4. Система координат используемая GPS

В GPS используется Всемирная геодезическая система 1984 года (World Geodetic System – WGS-84). Очередное уточнение параметров системы WGS-84 (G1678) состоялось в 2012 году, при этом расхождение между действующей системой WGS-84 и ITRF 2008 составляет величину порядка 1 см, т. е. обе системы являются фактически идентичными (табл. 2.1.1).

Т а б л и ц а 2 . 1 . 1

Параметры системы координат WGS-84

Параметр	Значение
Большая полуось a , м	6 378 137, 0
Параметр сжатия эллипсоида	1/298,257223563
Угловая скорость вращения Земли ω , рад/с	$7\,292\,115 \cdot 10^{-11}$
Гравитационная постоянная Земли, m^3/c^2	$2\,986\,004,418 \cdot 10^{-8}$

Системное время GPS связано с координированным всемирным временем (UTC) в соответствии с наблюдениями морской обсерватории США (USNO) (рис. 2.1.1). Номинально шкала времени GPS имеет постоянное, равное 19 с, расхождение с международным атомным временем TAI. Отсчёт времени ведётся в неделях GPS и секундах в рамках текущей недели, начало отсчёта – 00 ч 00 мин 06.01.1980. В системе GPS



Рис. 2.1.1. Объекты наземного сегмента GPS

номер недели записывается с помощью 10-разрядного двоичного числа, максимальное значение номера недели равно 1 023. Нулевой номер недели повторился в полночь с 21 на 22 августа 1999 г.

2.1.5. Наземный комплекс управления GPS

Управление орбитальной группировкой GPS осуществляет 2-ая оперативная космическая эскадрилья Космического командования ВВС США. В настоящее время управление орбитальной группировкой GPS осуществляет наземный комплекс управления второго поколения (Operational Control Segment - OCS), который включает в себя:

- главный центр управления системой GPS на базе ВВС Шривер;
- резервный центр управления системой GPS;
- станции мониторинга Национального агентства геопространственной разведки;
- глобальную сеть закладочно-измерительных станций;
- станции мониторинга GPS ВВС США;
- запросные станции GPS L-диапазона.

2.2. ГЛОНАСС

Впервые предложение по использованию спутников для навигации было сделано проф. В.С. Шебшаевичем в 1957 г. Эта возможность была открыта им при исследовании приложений радиоастрономических методов в самолетовождении. Данные исследования были использованы в 1963 г. при опытно-конструкторских работах над первой отечественной низкоорбитальной системой «Цикада». В 1967 г. был выведен на орбиту первый навигационный отечественный спутник Космос-192. Система «Цикада» была сдана в эксплуатацию в составе четырех спутников в 1979 г. После 2008 года потребители космических навигационных систем «Цикада» и «Цикада-М» были переведены на обслуживание ГЛОНАСС, и эксплуатация этих систем была прекращена.

Летные испытания высокоорбитальной отечественной навигационной системы, получившей название ГЛОНАСС, были начаты в октябре 1982 г. запуском спутника Космос-1413. Система ГЛОНАСС была принята в опытную эксплуатацию в 1993 г. В 1995 г. развернута орбитальная группировка полного состава (24 КА «Глонасс» первого поколения) и начата штатная эксплуатация системы.

НАП (АСН) системы ГЛОНАСС выполняются беззапросные из-

мерения псевдодальности и радиальной псевдоскорости не менее четырех (трех) НКА «Глонасс», а также прием и обработка навигационных сообщений, содержащихся в составе спутниковых навигационных радиосигналов. В навигационном сообщении описывается положение НКА в пространстве и времени. В результате обработки полученных измерений и принятых навигационных сообщений определяются три (две) координаты потребителя, три (две) составляющие вектора скорости его движения, а также осуществляется синхронизация шкалы времени потребителя со шкалой Госэталона Координированного Всемирного времени UTC(SU).

Данные, обеспечивающие планирование сеансов навигационных определений, выбор рабочего «созвездия» навигационных космических аппаратов и обнаружение передаваемых ими радиосигналов, передаются в составе навигационного сообщения.

2.2.1. Структура ГЛОНАСС

Система ГЛОНАСС в расширенной конфигурации включает в себя следующие составные части:

- космический комплекс системы ГЛОНАСС, состоящий из орбитальной группировки, средств выведения, наземного комплекса управления;

- функциональные дополнения, включая широкозонную систему функционального дополнения ГНСС – систему дифференциальных коррекций и мониторинга, а также региональные и локальные системы мониторинга и дифференциальной навигации;

- система высокоточной апостериорной эфемеридно-временной информации;

- средства фундаментального обеспечения ГЛОНАСС – системы оперативного определения параметров вращения и ориентации Земли, системы формирования государственной шкалы всемирного скоординированного времени, геодезической основы РФ;

- навигационная аппаратура потребителей для гражданского и специального применения;

Далее рассмотрим компоненты системы подробнее.

2.2.2. Космический комплекс системы ГЛОНАСС

Штатная орбитальная группировка ГЛОНАСС состоит из 24 спутников, находящихся на средневысотных околокруговых орбитах с номинальными значениями высоты – 19100 км, наклона – 64,8° и

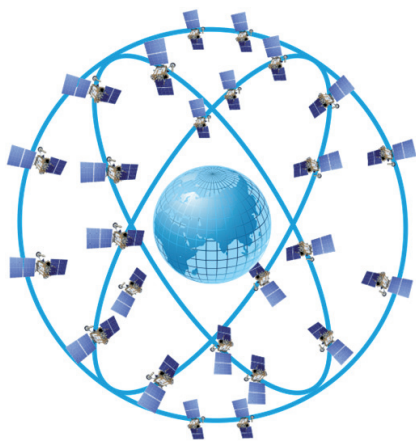


Рис. 2.2.1. Орбитальная группировка ГЛОНАСС [1]



Рис. 2.2.2. Космический аппарат «Глонасс-К» [3]

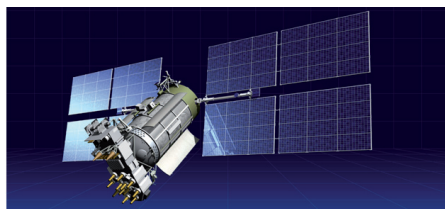


Рис. 2.2.3. Космический аппарат «Глонасс-М» [3]



Рис. 2.2.4. Космический аппарат «Глонасс» [3]

периода – 11 ч 15 мин 44 с. Значение периода позволило создать устойчивую орбитальную систему, не требующую, в отличие от орбит GPS, для своего поддержания корректирующих импульсов практически в течение всего срока активного существования. Номинальное наклонение обеспечивает стопроцентную доступность навигации на территории РФ даже при условии выхода из орбитальной группировки нескольких КА (рис. 2.2.1 – 2.2.4).

В разные периоды в системе ГЛОНАСС использовались различные типы космических аппаратов (табл. 2.2.1).

2.2.3. Наземный комплекс управления ГЛОНАСС

Наземный комплекс управления ГЛОНАСС включает в себя: центр управления системой (ЦУС ГЛОНАСС); контрольные станции (КС); центральный синхронизатор (ЦС).

Центральный синхронизатор обеспечивает формирование шкалы времени системы (рис. 2.2.5). Контрольные станции формируют измерения текущих навигационных параметров, необходимые для формирования эфемеридной информации и оценки расхождений бортовой шкалы времени относительно шкалы

Характеристики космических аппаратов ГЛОНАСС [1]

Характеристики	«ГЛОНАСС»	«ГЛОНАСС-М»	«ГЛОНАСС-К»	«ГЛОНАСС-К2»
Годы развития	1982–2005 гг.	2003–2016 гг.	2011–2018 гг.	после 2017 г.
Состояние	Выведен из эксплуатации	В эксплуатации	В разработке на основе проведенных ЛИ	В разработке
Гарантированный срок активного существования, лет	3.5	7	10	10
Масса КА, кг	1500	1415	935	1600
Габариты КА, м		2,71x3,05x2,71	2,53x3,01x1,43	2,53x6,01x1,43
Энергопотребление, Вт		1400	1270	4370
Тип исполнения КА	герметизированный	герметизированный	негерметизированный	негерметизированный
Суточная нестабильность БСУ, ТЗ/фактическая	5*10-13/ 1*10-13	1*10-13/ 5*10-14	1*10-13/ 5*10-14	1*10-14/ 5*10-15
Тип сигналов	FDMA	в основном FDMA (CDMA на КА 755-761)	FDMA и CDMA	FDMA и CDMA
Сигналы с открытым доступом	L1OF (1602 МГц)	L1OF(1602 МГц) L2OF(1246 МГц) начиная с №755: L3OC(1202 МГц)	L1OF(1602 МГц) L2OF(1246 МГц) L3OC(1202 МГц) начиная с №17Л: L2OC(1248 МГц)	L1OF(1602 МГц) L2OF(1246 МГц) L1OC(1600 МГц) L2OC(1248 МГц) L3OC(1202 МГц)
Сигналы с санкционированным доступом	L1SF (1592 МГц) L2SF (1237 МГц)	L1SF (1592 МГц) L2SF (1237 МГц)	L1SF (1592 МГц) L2SF (1237 МГц) начиная с №17Л: L2SC (1248 МГц)	L1SF (1592 МГц) L2SF (1237 МГц) L1SC (1600 МГц) L2SC (1248 МГц)
Межспутниковые линии связи: радио-оптическая	— —	+ —	+ —	+ +
Наличие системы поиска и спасания	—	—	+	+

времени системы, а также ведут приём телеметрической информации и передачу («закладку») информации на борт космических аппаратов.



Рис. 2.2.5. Наземный комплекс управления ГЛОНАСС [1]

2.2.4. Интерфейс между подсистемой космических аппаратов и навигационной аппаратурой потребителей

Для сигналов ГЛОНАСС с частотным разделением сигналов интерфейс между подсистемой космических аппаратов и навигационной аппаратурой потребителей описан в интерфейсном контрольном документе ГЛОНАСС [2]. Кроме того этот вопрос подробно рассмотрен в ряде учебников и учебных пособий. В свою очередь в связи с переходом системы на кодовое разделение сигналов в 2016 году выпущен интерфейсный контрольный документ ГЛОНАСС – общее описание системы с кодовым разделением сигналов [4]. В рамках данного учебного пособия рассмотрим подробнее описание системы с кодовым разделением сигналов.

Сигналы с кодовым разделением транслируются на трёх несущих частотах (номинальные значения):

$$f_{L1}=1600,995 \text{ МГц}; \quad f_{L2}=1248,06 \text{ МГц}; \quad f_{L3}=1202,025 \text{ МГц}.$$

В навигационном сообщении сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением используется строковая структура передачи цифровой информации. Строки разбиты на служебную и информационную части. Служебная часть строки одинакова для сигналов в каждом из диапазонов частот и содержит номер НКА, тип строки, оцифровку метки времени, параметры сигналов, а также проверочные символы циклического кода.

Структура информационной части строки определяется её типом. Каждый тип строки содержит логически завершённый блок информации, для обработки которой не требуется знать информационное содержимое строк другого типа. Исключением является эфемеридно-временная информация (ЭВИ), размещаемая в трёх строках, передаваемых строго друг за другом. Размещение информации в строках навигационного сообщения описано в ИКД соответствующих сигналов. В процессе будущих возможных модернизаций ГЛОНАСС в состав её навигационного сообщения могут вводиться новые типы строк, являющиеся модификациями строк старых типов, описанных ранее в ИКД, либо содержащие новые виды информации. С целью сохранения работоспособности ранее выпущенной НАП, старые типы строк будут передаваться в навигационном сообщении в течение длительного переходного периода наряду со своими модификациями. Дата исключения строк старых типов из навигационного сообщения будет оговариваться в очередной редакции ИКД. Для исключения влияния в течение переходного периода строк новых типов на работу НАП, выпущенной ранее в соответствии с прежними редакциями ИКД, НАП должна игнорировать все строки неизвестных ей типов. Использование в ранее выпущенной НАП строк новых типов и исключение из употребления определенных строк старых типов осуществляется путем модификации программного обеспечения НАП. Последовательность передачи строк в навигационном сообщении не является заранее определенной. Условным повторяющимся фрагментом пакета строк является псевдокадр.

Общее описание системы с кодовым разделением называется пакет строк оперативной и неоперативной цифровой информации (ЦИ), в начале которого следуют три строки ЭВИ. Остальные строки псевдокадра содержат неоперативную информацию. При этом состав строк неоперативной информации может быть различным в смежных псевдокадрах данного НКА и отличаться от состава неоперативной информации, передаваемой на тех же интервалах времени другими НКА. Это позволяет значительно повысить скорость передачи неоперативной информации в многоканальную НАП.

2.2.5. Шкалы времени системы ГЛОНАСС

Навигационно-временные определения в системе ГЛОНАСС осуществляются в ШВС ГЛОНАСС, относительно которой проводится син-

хронизация БШВ сигналов НКА, а также привязка или синхронизация шкал времени потребителей (ШВП). При этом на основании доступной, в том числе из навигационного сообщения информации потребитель имеет возможность перехода к следующим ШВ:

шкала московского декретного времени (шкала МДВ);

шкала универсального координированного времени государственного первичного эталона Российской Федерации UTC(SU);

шкала всемирного времени (UT1);

шкала международного атомного времени (TAI);

ШВ системы GPS.

В зависимости от особенностей построения НАП, ШВП может подвергаться периодической дискретной, либо плавной синхронизации, осуществляемой в НАП по результатам обработки измерений.

ШВС ГЛОНАСС – в качестве ШВС ГЛОНАСС ТГЛ принята математическая шкала времени, формируемая на основе сигналов нескольких высокоточных водородных стандартов частоты, входящих в состав центрального синхронизатора (ЦС) системы ГЛОНАСС. ШВС ГЛОНАСС ТГЛ корректируется одновременно с плановой коррекцией ± 1 с шкалы UTC(SU) TUTC(SU) и шкалой МДВ ТМДВ. Вследствие этого, между ШВС ГЛОНАСС и шкалой МДВ не существует сдвига на целое число секунд. В будущем возможен переход к использованию непрерывной шкалы ШВС. Для этого в навигационном сообщении сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением предусмотрены соответствующие резервы.

БШВ сигналов НКА формируется и хранится в бортовом синхронизирующем устройстве (БСУ), реализованном на основе атомных стандартов частоты, синхронизируется относительно ШВС ГЛОНАСС, и распространяется путем передачи навигационных радиосигналов, сформированных на ее основе. В навигационном сообщении всех сигналов ГЛОНАСС с частотным разделением сообщаются оценки параметров полиномиальной модели смещения БШВ, передаваемой навигационным радиосигналом диапазона L1, относительно ШВС, а также смещение навигационного радиосигнала диапазона L2 относительно навигационного радиосигнала диапазона L1.

В навигационном сообщении каждого из навигационных радиосигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением сообщаются оценки параметров полиномиальной модели смещения БШВ, передаваемой этим сигналом,

относительно ШВС, а также смещение пилотной компоненты данного сигнала относительно ее информационной компоненты. При секундных коррекциях ШВС ГЛОНАСС, осуществляемых в моменты плановых коррекций UTC(SU), проводится одновременная коррекция БШВ сигналов НКА ГЛОНАСС путем изменения оцифровки последовательности секундных импульсов БШВ всех НКА ГЛОНАСС. В навигационном сообщении сигналов ГЛОНАСС предусмотрено заблаговременное уведомление потребителей о дате и знаке секундной коррекции.

UT1 – Всемирное время по шкале, в которой за начальный момент последующих суток принята нижняя кульминация Среднего Солнца на начальном меридиане и учтено влияние движения полюсов Земли на положение меридианов. В навигационном сообщении радиосигналов ГЛОНАСС передаются параметры полиномов для определения положения мгновенного полюса Земли (см. приложение М) и рассчитанного с учетом движения полюса расхождения всемирного времени на среднем гринвичском меридиане UT1 и координированного времени Госэталона РФ UTC(SU).

TAI – Международная шкала атомного времени, равномерная шкала атомного времени, рассчитываемая Международным бюро мер и весов. В навигационном сообщении радиосигналов ГЛОНАСС передается значение расхождения шкал UTC(SU) и TAI.

UTC(SU) – шкала времени Государственного эталона частоты и времени России, задаваемая государственным первичным эталоном времени и частоты (ГЭВЧ) Российской Федерации. Шкала UTC(SU) является ступенчато равномерной шкалой. Она периодически подвергается секундной коррекции на ± 1 с, осуществляемой по решению Международного бюро времени, когда разность (UT1 – UTC) по модулю достигает значения 0,75–0,9 с. Коррекция шкалы UTC(SU) производится, как правило, с периодичностью 1 раз в год (в 1,5 года), в конце одного из кварталов (в 00 ч 00 мин 00 с): в ночь 31 декабря на 1 января, 31 марта на 1 апреля, 30 июня на 1 июля, 30 сентября на 1 октября по шкале UTC(SU) (в 3 ч 00 мин 00 с по шкале МДВ) и осуществляется одновременно всеми пользователями, воспроизводящими или использующими шкалу UTC(SU).

МДВ – Московское декретное время ТМДВ формируется как время TUTC(SU) на шкале UTC(SU) плюс 3 ч (10800 с). Шкала МДВ корректируется одновременно с плановой коррекцией на ± 1 с шкалы UTC(SU)

TUTC(SU). В навигационном сообщении радиосигналов ГЛОНАСС передается поправка для перехода от ШВС ГЛОНАСС к шкале МДВ

ШВС GPS – системная ШВ GPS является условной «композитной» ШВ, формируемой на основе ШВ всех станций слежения и БШВ НКА системы GPS. ШВС GPS отличается от шкалы UTC на целое число секунд, поскольку она не корректируется на ± 1 с при соответствующих корректировках шкалы UTC. С июля 2015 года ШВС GPS опережает UTC на 17 с.

2.2.6. Геодезическая основа системы ГЛОНАСС

Передаваемые каждым НКА в составе оперативной информации данные (эфемериды) позволяют вычислить координаты и составляющие вектора скорости центра масс НКА в системе координат «Параметры Земли 1990 года» (ПЗ-90) последней редакции. Алгоритм пересчета координат центра масс НКА в координаты (в системе ПЗ-90) фазового центра антенны, излучающей навигационные сигналы, которые должны использоваться при навигационных определениях, приведен в приложении Т. В системе геодезических параметров «Параметры Земли 1990 года» положения точек в пространстве однозначно определяются:

геоцентрическими прямоугольными пространственными координатами (X, Y, Z);

геодезическими координатами: геодезической широтой (B), геодезической долготой (L) и геодезической высотой (H).

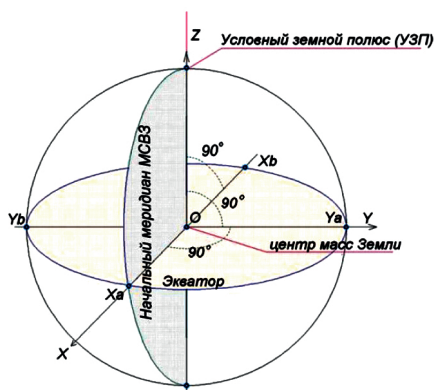


Рис. 2.2.6. Положение координатных осей системы отсчета геоцентрических прямоугольных пространственных координат [4]

В системе отсчета геоцентрических прямоугольных пространственных координат положения точек в пространстве определяются проекциями этих точек на координатные оси (рис. 2.2.6). Положение координатных осей определяется следующим образом:

начало координат O совмещено с условным центром масс Земли, включая массы океанов и атмосферы, задаваемым плане-

тарной моделью гравитационного поля Земли, и совмещено с центром общеземного эллипсоида ПЗ-90;

координатная ось OZ направлена из начала координат O на Условный земной полюс, как это определяется рекомендациями Международной службы вращения Земли. Отсчет положительных значений координат по оси OZ производится от начала координат O в сторону направления на Условный земной полюс. Отсчет отрицательных значений координат по координатной оси OZ производится от начала координат O в противоположную сторону от направления на Условный земной полюс;

координатная ось OX направлена из начала координат O и совпадает с линией, образованной пересечением плоскости экватора и плоскости Начального меридиана, установленного Международной службой вращения Земли и Международным бюро времени. Отсчет положительных значений координат по оси OX производится от начала координат O в сторону точки пересечения линии экватора с плоскостью начального меридиана (точка Xa). Отсчет отрицательных значений координат по координатной оси OX производится от начала координат O в противоположном направлении, от направления на точку пересечения линии экватора с плоскостью начального меридиана – по направлению на точку Xb ;

координатная ось OY дополняет систему отсчета геоцентрических прямоугольных пространственных координат до правой.

Отсчет положительных значений координат по оси OY производится от начала координат O по направлению на точку Ya . Отсчет отрицательных значений координат по координатной оси OY производится от начала координат O по направлению на точку Yb .

Эллипсоид ПЗ-90 имеет ряд параметров и относящихся к нему фундаментальных геодезических констант. Значения этих параметров представлены в табл. 2.2.2.

2.2.7. Параметры адаптивной модели ионосферы

Одним из основных нововведений в составе цифровой информации для сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением является трансляция параметров адаптивной модели ионосферы. Эти параметры являются исходными данными для вычисления ионосферных поправок в результаты наблюдений:

c_A – численный множитель максимальной концентрации электро-

**Фундаментальные геодезические константы и основные параметры
общеземного эллипсоида ПЗ-90 [4]**

Средняя угловая скорость вращения Земли относительно точки весеннего равноденствия (ω_3), рад/с	$7,292115 \cdot 10^{-5}$
Геоцентрическая константа гравитационного поля Земли с учетом атмосферы (GM), m^3/c^2	$398600,4418 \cdot 10^9$
Геоцентрическая константа гравитационного поля атмосферы Земли (GMa), m^3/c^2	$0,35 \cdot 10^9$
Скорость света в вакууме (c), м/с	299792458
Большая (экваториальная) полуось общеземного эллипсоида ПЗ-90 (a_e), м	6378136
Величина полярного сжатия общеземного эллипсоида ПЗ-90 (α)	1/298,25784
Величина нормального гравитационного ускорения на экваторе общеземного эллипсоида (γ_a), мГал	978032,84
Поправка в ускорение нормальной силы тяжести за притяжение атмосферы на уровне моря ($\delta_{\text{атм}}$), мГал	-0,87
Зональный гармонический коэффициент второй степени (J_0^2)	$1082625,75 \cdot 10^{-9}$
Зональный гармонический коэффициент четвертой степени (J_0^4)	$-2370,89 \cdot 10^{-9}$
Зональный гармонический коэффициент шестой степени (J_0^6)	$6,08 \cdot 10^{-9}$
Зональный гармонический коэффициент восьмой степени (J_0^8)	$1,40 \cdot 10^{-11}$
Нормальный потенциал на поверхности общеземного эллипсоида ПЗ-90 (U_0), m^2/c^2	62636861,4

нов F2-слоя ионосферы;

$s_{F_{10.7}}$ – скорректированное значение индекса солнечной активности;

s_{A_p} – среднесуточный индекс геомагнитной активности (далее – A_p).

Эти параметры позволяют повысить точность расчета ионосферных поправок с использованием модели ионосферы за счет компенсации геогелиофизических возмущений в ионосфере.

Поправки в результаты измерений вычислять по следующим формулам для псевдодальностей и скоростей соответственно:

$$\Delta S_{\text{ион}} = 0,40364 I_e / f^2 ; \quad \Delta V_{\text{ион}} = 0,40364 \dot{I}_e / f^2 ,$$

где I_e – интегральное значение электронной концентрации вдоль пути распространения сигнала, в $1 \cdot 10^{16} \text{ м}^{-2}$; скорость изменения интегрального значения электронной концентрации вдоль пути распространения

сигнала, в $1 \cdot 10^{16} \text{ м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$; f – частота несущего колебания навигационного сигнала в ГГц;

Для расчёта значения электронной концентрации вдоль пути распространения сигнала предлагается два алгоритма:

универсальные для наземного и орбитального потребителя;
для наземного потребителя.

Первый универсальный алгоритм расчета является более сложным, но обеспечивает более высокую точность определения интегрального значения электронной концентрации и широкую область применения. Второй алгоритм характеризуется простотой реализации, ограниченной областью применения (используется только наземным потребителем) и возрастанием ошибок в определении интегрального значения электронной концентрации на углах места менее 30° , не превышающих 1 м при частоте сигнала 1,6 ГГц.

Исходные данные для расчета:

геоцентрические прямоугольные пространственные координаты приемника;

геоцентрические прямоугольные пространственные координаты передатчика;

несущая частота сигнала;

время проведения измерений по UTC(SU);

c_A – численный множитель максимальной концентрации электронов F2-слоя ионосферы;

$c_{F_{10.7}}$ – скорректированное значение индекса солнечной активности;

c_{A_p} – среднесуточный индекс геомагнитной активности (далее – A_p).

численный множитель концентрации максимума F2-слоя N_{max} ;

2.3. BDS (BEIDOU NAVIGATION SATELLITE SYSTEM)

BeiDou Navigation Satellite System (Навигационная спутниковая система BeiDou, BDS, упрощенный китайский: 北斗卫星导航系统; традиционный китайский: 北斗衛星導航系統; пиньинь: Běidǒu Weixing dǎoháng xìtǒng) – является глобальной навигационной спутниковой системой, принадлежащей Китайской Народной Республике. Официальное название системы BeiDou является записанным транслитом китайским

словом, 北斗 которое в переводе на русский означает компас. А если рассматривать иероглифы по отдельности они означают словосочетание «Северный ковш», которое является названием созвездия «Большая медведица» в древней китайской астрономии. Таким образом, можно сделать вывод, что название BeiDou является метафорой, которая одновременно символизирует суть и назначение навигационной спутниковой системы. В дальнейшем для краткости будем использовать обозначение BDS – аббревиатуру сокращённого английского названия системы «BeiDou System».

2.3.1. Современное состояние BDS

В настоящее время BDS находится в стадии построения. Согласно выдвигаемой разработчиками системы концепции: BeiDou Navigation Satellite System является самостоятельно реализуемой и развиваемой Китайской Народной Республикой навигационной спутниковой системой. Целью создания системы являются: создание независимой, открытой, высокотехнологичной, стабильной и надёжной Глобальной навигационной спутниковой системы. Кроме того, создание BDS призвано ускорить развитие космической отрасли Китая и промышленности в целом. Вследствие чего Китай уделяет большое внимание развитию BDS и, в частности, обладанию правами на интеллектуальную собственность касательно всех элементов системы. В соответствии с вышесказанным сформулированы основные принципы построения BDS:

открытость. Строительство и развитие BDS ведётся открыто, система должна предоставлять высокое качество бесплатных услуг пользователям по всему миру.

автономность. BDS должна обеспечивать работу по всему миру в независимость от других навигационных систем.

совместимость. BDS должна быть пригодна для совместного использования с другими ГНСС.

прогрессивность. В процессе строительства и эксплуатации системы должно вестись постоянное планомерное повышение качества и внедрение новейших технологий.

принципы построения BDS как глобальной радионавигационной спутниковой системы сформировались под влиянием продолжительной истории развития спутниковой радионавигации в Китае. Отправной точкой этой истории послужила идея создания китайской региональной

навигационной системы из двух космических аппаратов на геостационарной орбите предложенная в 1983 г. ЧэньФаньюнем (ChenFangyun). Концепция прошла экспериментальную проверку в 1989 г. Эксперимент проводился на базе двух находящихся на орбите КА DFH-2/2A. В дальнейшем появилась программа создания Beidou как региональной навигационной спутниковой системы. В 1993 г. программа Beidou была официально запущена в реализацию. В конструкции аппарата использован тот же базовый блок, что и у связного спутника DFH-3. КА построен на базе связной геостационарной платформы DFH-3. Китай приступил к самостоятельной разработке спутниковых навигационных систем с 1994 году. В 2000 году начато проектирование второго поколения навигационной системы, для которой планировалось большее число спутников, и обслуживание не только территорию КНР, но и других регионов. 15 декабря 2003 года китайская система «Бэйдоу» первого поколения была сдана в эксплуатацию, что позволило стране войти в тройку стран, владеющих собственной спутниковой навигационной системой. О создании Китайская глобальной навигационной системе было объявлено в 2006 году. С этого момента ведётся построение BDS как Глобальной навигационной спутниковой системы.

Согласно последнему варианту построения BDS, закреплённому в интерфейсно контрольном документе системы (2013 год) и плане развития на 2015 – 2025 годы, рассмотрим систему с технической точки зрения.

2.3.2. Архитектура созвездия BDS

Полностью развёрнутое созвездие спутников BDS состоит из пяти спутников на геостационарных орбитах (ГЕО), 27 спутников на среднеземной орбите (СЗО) и трёх спутников на наклонной геосинхронной орбите (ГСО) (рис. 2.3.1). Геостационарные спутники BDS действуют на высоте 35786 км и расположены в $8,75^\circ$, 80° , $110,5^\circ$, 140° и 160° в.д. Спутники BDS действуют на



Рис. 2.3.1. Орбитальная группировка BDS

высоте 21,528 км на орбитах с наклоном к экватору на 55°. Геосинхронные спутники BDS действуют на высоте 35786 км а их орбита так же наклонена на 55° относительно экватора.

2.3.3. Система координат используемая BDS

В BDS принята Китайская Геодезическая Система Координат 2000 (China Geodetic Coordinate System 2000, CGCS2000). CGCS2000 – общеземная геоцентрическая система координат. Ось Z направлена в опорный полюс (IRP — IERS Reference Pole), ось X лежит в плоскости опорного меридиана (IRM — IERS Reference Meridian), ось Y дополняет систему до правой тройки векторов. IRP и IRM определены в соответствии с International Terrestrial Reference System (ITRS, Международная земная система координат). Отсчётной поверхностью для системы координат CGCS2000 является одноименный эллипсоид.

Параметры эллипсоида CGCS2000:

большая полуось эллипсоида – $a = 6\,378\,137$ м

геоцентрическая

гравитационная постоянная – $\mu = 3,986004418 \cdot 10^{14}$ м³/с²

сжатие – $\alpha = 1/298,257222101$

скорость вращения земли – $\omega = 7,2921150 \cdot 10^{-5}$ рад/с

2.3.4. Система времени BDS

Системой времени для BDS является BeiDou navigation satellite system Time (BDT). BDT использует для отсчёта времени секунду, определённую в международной системе единиц (СИ), и «leap second» високосную секунду как основную величину для компенсации накопленных (leap second — дополнительная секунда, добавляемая к всемирному координированному времени UTC для согласования его со средним солнечным временем UT1). Начальная эпоха для BDT 00:00:00 на 1 января 2006 года по всемирному координированному времени (UTC). Смещения BDT относительно UTS контролируется в пределах 100 наносекунд. Високосные секунды транслируются в навигационном сообщении BDS.

2.3.5. Характеристика сигналов BDS

Сигналы на B1 и B2 представляют собой сумму каналов I и Q, которые находятся в фазовой квадратуре друг от друга. Сигнал состоит из несущей частоты, дальномерного кода и навигационного сообщения.

Сигналы на В1 и В2 выражаются следующим образом:

$$S_{B1}^j(t) = A_{B1I} C_{B1I}^j(t) D_{B1I}^j(t) \cos(2\pi f_1 t + \varphi_{B1I}^j) + A_{B1Q} C_{B1Q}^j(t) D_{B1Q}^j(t) \sin(2\pi f_1 t + \varphi_{B1Q}^j)$$

$$S_{B2}^j(t) = A_{B2I} C_{B2I}^j(t) D_{B2I}^j(t) \cos(2\pi f_2 t + \varphi_{B2I}^j) + A_{B2Q} C_{B2Q}^j(t) D_{B2Q}^j(t) \sin(2\pi f_2 t + \varphi_{B2Q}^j)$$

где A_{B1I} – амплитуда В1I; A_{B2I} – амплитуда В2I; A_{B1Q} – амплитуда В1Q; A_{B2Q} – амплитуда В2Q; C_{B1I} – дальномерный код В1I; C_{B2I} – дальномерный код В2I; C_{B1Q} – дальномерный код В1Q; C_{B2Q} – дальномерный код В2Q; D_{B1I} – данные модулирующие дальномерный код В1I; D_{B2I} – данные модулирующие дальномерный код В2I; D_{B1Q} – данные модулирующие дальномерный код В1Q; D_{B2Q} – данные модулирующие дальномерный код В2Q; f_1 – несущая частота В1I; f_2 – несущая частота В2I; φ_{B1I} – начальная фаза несущей В1I; φ_{B2I} – начальная фаза несущей В2I; φ_{B1Q} – начальная фаза несущей В1Q; φ_{B2Q} – начальная фаза несущей В2Q.

Передаваемый сигнал модулируется при помощи квадратурно-фазовой манипуляции «Quadrature Phase Shift Keying (QPSK)».

Несущие частоты В1I и В2I должны быть когерентны и формируются от общего источника опорной частоты установленного на борту спутника. Номинальная частота сигнала В1I = 1561,098 МГц, а номинальная частота В2I = 1207,140 МГц. Передаваемые сигналы подвергаются квадратурной фазовой модуляции. Стоит отметить, что в системе BDS задержка сигнала на пути между бортовым источником опорной частоты включена в навигационное сообщение и определена с точностью не менее 0.5 наносекунд. Кроме того, отличие задержек для сигналов В1 и В2 также определены с точностью до одной наносекунды.

2.3.6. Навигационное сообщение BDS

Навигационное сообщение BDS в зависимости от необходимой скорости передачи и передаваемой информации разделено на два блока: D1 и D2. D1 содержит эфемериды спутника, альманах системы и параметры часов спутника, это сообщение транслируется спутниками на среднеземной и геосинхронных орбитах со скоростью в 50 бит. D2 содержит сведения о целостности радионавигационного поля и ионосферную сетку, это сообщение транслируется геостационарными спутниками BDS со скоростью в 500 бит. Навигационное сообщение BDS по сути состоит из двух совершенно разных сообщений, систематизированных по единому принципу. Содержание и порядок трансляции навигационного сообщения BDS приведены в табл. 2.3.1. Описывая далее структуру и

Структура навигационного сообщения BDS

Содержание сообщения		Число бит	Трансляция	
Преамбула (Pre)		11	Передаётся каждым спутником	Основная навигационная информация транслируется каждым спутником
Идентификатор подкадра (FraID)		3		
Секунда в текущей неделе (SOW)		20		
Фундаментальная информация навигационного сообщения спутника.	Номер недели (WN)	13	D1: транслируется в подкадрах 1,2 и 3, повторяется каждые 30 с.	
	Индекс точности измерений (URAI)	4		
	Флаг работоспособности спутника (SatH1)	1		
	Групповая задержка сигнала на спутнике (T_{GD1}, T_{GD2})	20	D2: транслируется в первых 5 словах строк 1-10 подкадра 1, повторяется каждые 30 с.	
	Возраст данных, часы (AODC)	5		
	Параметры коррекции часов (t_{oc}, a_0, a_1, a_2)	74	Частота обновления: Каждый час.	
	Возраст данных, эфемериды (AODE)	5		
	Параметры эфемерид ($t_{oe}, A, e, \omega, \Delta n, M_0, \Omega_0, i_0, IDOT, C_{uc}, C_{us}, C_{rc}, C_{rs}, C_{ic}, C_{is}$)	371		
Параметры ионосферной модели ($\alpha_n, \beta_n, n=0\sim 3$)	64			
Номер страницы (Pnum)		7	D1: транслируется в подкадрах 4 и 5. D2: транслируется в подкадре	
Альманах	Параметры альманаха ($t_{oa}, A, e, \omega, M_0, \Omega_0, a_0, a_1$)	176	D1: транслируются на листах 1-24 подкадра 4 и строках 1-6 подкадра 5, повторяются каждые 12 мин. D2: транслируются на листах 37-69,95-100 подкадра 5, повторяются каждые	
	Номер недели для альманаха (WN_a)	8	D1: транслируется на листах 7-8 подкадра 5, повторяется каждые 12 мин. D2: транслируется на страницах 35-36 подкадра 5, повторяется каждые 6 мин. Частота обновления: раз в 7	
	Информация о «здоровье» 30 спутников* ($Hea_i, i=1\sim 30$)	9×30		

Смещение шкалы времени по отношению другим системам	Временные параметры относительно UTC (A_{0UTC} , A_{1UTC} , Δt_{LS} , Δt_{LSF} , WN_{LSF} , DN)	88	D1: транслируется на листах 9-10 подкадра 5, повторяется каждые 12 мин. D2: транслируется на листах 101-102 подкадра 5, повторяется каждые 6 мин. Частота обновления: раз в 7 дней	
	Временные параметры относительно GPS time (A_{0GPS} , A_{1GPS})	30		
	Временные параметры относительно Galileo time (A_{0Gal} , A_{1Gal})	30		
	Временные параметры относительно GLONASS time (A_{0GLO} , A_{1GLO})	30		
Номер страницы для основной навигационной информации (Pnum1)	4	D2: транслируется на листах 1-10 подкадра 1	сетки(транслируется только ионосферной системы, дифференциальные коррекции и параметры ионосферной	
Номер страницы для информации о целостности и дифференциальных коррекций (Pnum2)	4	D2: транслируется на листах 1-6 подкадра 2.		
Флаг «здоровья» спутника для информации о целостности и дифференциальных коррекций (SatH2)	2	D2: транслируется на листах 1-6 подкадра 2. Частота обновления: каждые 3 с.		
Идентификатор спутника BDS для информации о целостности и дифференциальных коррекций (BDID _i , $i=1\sim 30$)	1×30	D2: транслируется на листах 1-6 подкадра 2. Частота обновления: каждые 3 с.		
Целостность системы и дифференциальные коррекции	Индекс ошибки дифференциальных коррекций (UDREI _i , $i=1\sim 18$)	4×18		D2: транслируется в подкадре 2. Частота обновления:
	Региональный индекс точности (RURAI _i , $i=1\sim 18$)	4×18	D2: транслируется в подкадрах 2 и 3. Частота обновления: раз в 18 с.	
	Эквивалент временной коррекции (Δt_i , $i=1\sim 18$)	13×18		
Ионосферная сетка	Значение вертикальной ионосферной задержки в точке сетки (dt)	9×320	D2: транслируются на листах 1-13, 1-73 подкадра 5. Частота обновления: раз в 6 мин.	
	Индекс ошибки в точке ионосферной сетки (GIVEI)	4×320		

состав навигационного сообщения BDS, рассмотрим навигационные сообщения D1 и D2 отдельно.

Навигационное сообщение в формате D1 представляет собой суперкадр, включающий в себя 24 кадра, каждый кадр включает в себя 5 подкадров, а каждый подкадр включает в себя 10 слов. Формулировка «страница n подкадра k» подразумевает, что этот подкадр передан в кадре с номером n:

суперкадр	36000 бит	12 мин
кадр	1500 бит	30 с
подкадр	300 бит	6 с
слово	30 бит	0,6 с

Наглядно структура навигационного сообщения показана на рис. 2.3.2.

В навигационном сообщении формата D1 первые 3 подкадра в каждом кадре содержат фундаментальную навигационную информацию для транслирующего спутника. Эти подкадры в каждом кадре имеют одно одинаковое по смысловой нагрузке содержание: номер недели, индекс точности измерений, флаг работоспособности спутника, групповая задержка сигнала на спутнике, возраст поправки часов, поправки часов, возраст эфемерид, параметры эфемерид, параметры ионосферной моде-

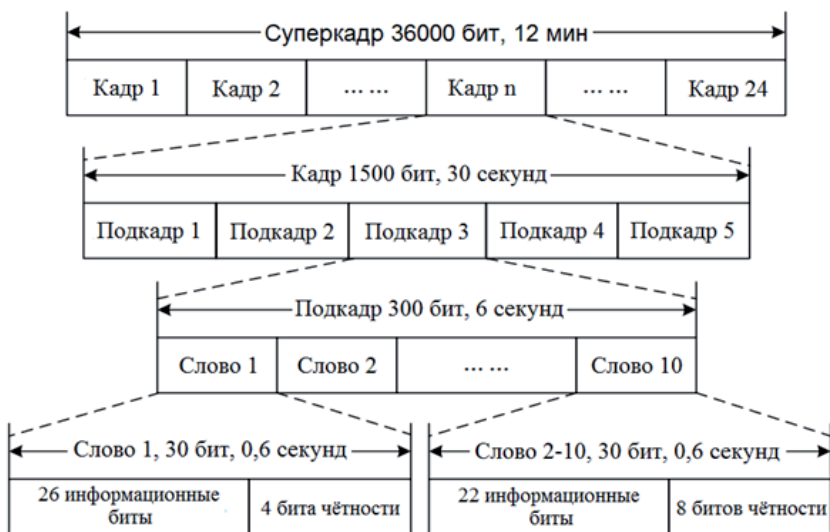


Рис. 2.3.2. Структура навигационного сообщения

ли. Подкадры 4 и 5 содержат альманах системы BDS и смещения шкал времени других систем относительно шкалы времени BDT. Передача этих данных занимает 12 мин (полный суперкадр), и в каждом из кадров входящих в этот суперкадр смысловая нагрузка для одного и того же кадра будет различна (т.е. кадр 1 суперкадра n и кадр 2 суперкадра n несут различную информацию). Наглядно это показано на рис. 2.3.3.

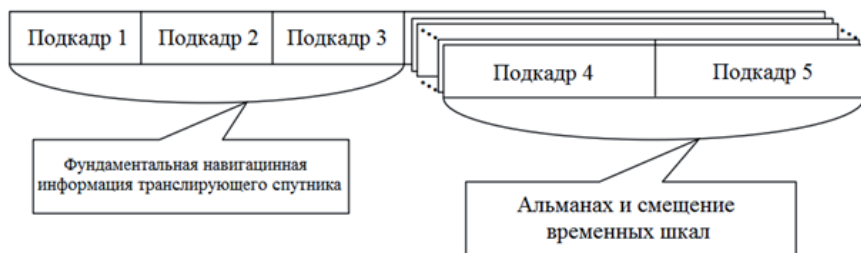


Рис. 2.3.3. Структура суперкадра BDS

Распределение битов в подкадрах для формата навигационного сообщения D1 детально рассмотрено в интерфейсно контрольном документе BDS. В рамках нашего изложения отметим только то, что каждая страница 1–24 подкадра 4 и 1–6 подкадра 5 содержит параметры альманаха (каждый подкадр содержит параметры для одного спутника), листы 7–10 подкадра 5 содержат смещения временных шкал, а остальные листы находятся в резерве.

2.3.7. Навигационное сообщение D1 BDS

Рассмотрим подробнее параметры, входящие в навигационное сообщение формата D1.

Преамбула (Pre). Первые 11 бит навигационного сообщения замят число «11100010010» являющееся преамбулой и служащее для синхронизации времени.

Идентификатор подкадра (FraID). Содержит 3 бита и служит для идентификации подкадра (001 – подкадр 1; 010 – подкадр 2; 011 – подкадр 3; 100 – подкадр 4; 101 – подкадр 5; 110 – резерв; 111 – резерв).

Секунда в текущей неделе (SOW). Содержит 20 бит и означает число секунд прошедших с 00 часов 00 минут 00 секунд последнего воскресенья.

Номер недели (WN). Содержит 13 бит и означает номер текущей недели по шкале времени BDT. Отсчёт недель начат с нуля часов 1 января 2006 года.

Индекс точности измерений (URAI). Определяет, в каком диапазоне находится точность измерения дальности пользователем (user range accuracy – URA) на данный спутник. Состоит из 4 бит, кодирующих следующие градации (табл. 2.3.2).

Т а б л и ц а 2.3.2

Значения URAI

Код	URAI (N)	URA, м
0	0	$0.00 < URA \leq 2.40$
1	1	$2.40 < URA \leq 3.40$
10	2	$3.40 < URA \leq 4.85$
11	3	$4.85 < URA \leq 6.85$
100	4	$6.85 < URA \leq 9.65$
101	5	$9.65 < URA \leq 13.65$
110	6	$13.65 < URA \leq 24.00$
111	7	$24.00 < URA \leq 48.00$
1000	8	$48.00 < URA \leq 96.00$
1001	9	$96.00 < URA \leq 192.00$
1010	10	$192.00 < URA \leq 384.00$
1011	11	$384.00 < URA \leq 768.00$
1100	12	$768.00 < URA \leq 1536.00$
1101	13	$1536.00 < URA \leq 3072.00$
1110	14	$3072.00 < URA \leq 6144.00$
1111	15	$URA > 6144.00$

Значение URAI равное 15 означает, что спутник совершает манёвр или неисправен, и использовать измеренные до него дальности не следует.

Флаг работоспособности спутника (SatHI). Содержит 1 бит и означает находится спутник в рабочем состоянии (значение равное 0) или нет (значение равное 1).

Групповая задержка сигнала на спутнике (T_{GD1}, T_{GD2}). Содержит по 10 бит для каждого значения, первый бит определяет знак (0 соответствует «+», 1 соответствует «-»). Полученное значение имеет размерность 0,1 наносекунда.

Возраст данных, часы (AODC). Содержит 5 бит и означает возраст параметров коррекции часов спутника:

<25 Возраст параметров коррекции часов спутника в часах;

25 Возраст параметров коррекции часов спутника два дня;

26 Возраст параметров коррекции часов спутника три дня;

27 Возраст параметров коррекции часов спутника четыре дня;

28 Возраст параметров коррекции часов спутника составляет пять дней;

29 Возраст параметров коррекции часов спутника составляет шесть дней;

30 Возраст параметров коррекции часов спутника составляет семь дней;

31 Возраст параметров коррекции часов спутника составляет более семи дней.

Параметры коррекции часов (t_{oc} , a_0 , a_1 , a_2). Содержат 74 бита и включают в себя 4 параметра коррекции часов спутника (t_{oc} , a_0 , a_1 , a_2). Применить эти параметры пользователь может следующим образом.

Для того чтобы определить время по шкале в момент трансляции сигнала пользователь может использовать формулу $t = t_{sv} - \Delta t_{sv}$, в которой первое слагаемое – это измеренное время, а второе – коррекция часов спутника.

Коррекцию часов спутника можно вычислить по следующей формуле

$$\Delta t_{sv} = a_0 + a_1(t - t_{oc}) + a_2(t - t_{oc})^2 + \Delta t_r.$$

Именно коэффициенты для данной формулы транслируются в навигационном сообщении. Параметр является поправкой за релятивистские эффекты и может быть вычислен по формуле

$$\Delta t_r = Fe\sqrt{A} \sin E_k = (-2\mu^{1/2} / c^2)e\sqrt{A} \sin E_k,$$

где e – эксцентриситет орбиты, транслируемый в составе параметров эфемерид; \sqrt{A} – квадратный корень из большой полуоси орбиты спутника, транслируемый в составе параметров эфемерид; E_k – эксцентрическая аномалия орбиты спутника, транслируется в составе параметров эфемерид; μ – значение гравитационной постоянной; c – скорость света в вакууме

Для того чтобы учесть задержки сигнала в передающих цепях спутника пользователь может воспользоваться следующими формула-

ми (используя параметры групповой задержки сигналов на спутнике):

$$(\Delta t_{sv})_{B1I} = \Delta t_{sv} - T_{GD1}; \quad (\Delta t_{sv})_{B2I} = \Delta t_{sv} - T_{GD2}.$$

Возраст данных эфемерид (AODE). Интервал экстраполяции параметров эфемерид. Он указывает разницу во времени между эталонной эпохой параметров эфемерид и последней эпохой наблюдений для экстраполяции параметров эфемерид. AODE обновляется в начале каждого часа по шкале времени BDT и имеет длину 5 бит. Значение параметра интерпретируется следующим образом:

- <25 Возраст параметров эфемерид спутника в часах;
- 25 Возраст параметров эфемерид спутника составляет два дня;
- Возраст параметров эфемерид спутника составляет три дня;
- 27 Возраст параметров эфемерид спутника составляет четыре дня;
- 28 Возраст параметров эфемерид спутника составляет пять дней;
- Возраст параметров эфемерид спутника составляет шесть дней;
- Возраст параметров эфемерид спутника составляет семь дней;
- 31 Возраст параметров эфемерид спутника составляет более семи дней;

Номер страницы (Pnum). В подкадрах 4 и 5 биты с 44 по 50 предназначены для номера страницы (Pnum). Подкадры 4 и 5 могут содержать по 24 разные страницы. Номер страницы идентифицирует её в рамках подкадра. Данные альманаха для КА с номерами от 1 до 24 размещены на страницах с 1 по 24 подкадра 4. Данные альманаха для КА с номерами от 25 до 30 размещены на страницах с 1 по 6 подкадра 5.

Номер недели альманаха (WNa). Номер недели альманаха занимает 8 бит. Представляет собой счётчик целочисленных недель системы времени BDT с эффективным диапазоном равным 256.

Информация о здоровье спутника (Hea_i, i=1~30). Информация о здоровье спутника занимает 7 бит и содержит флаги, указывающие на работоспособность основных функций КА. 9-й бит содержит флаг работоспособности спутника, 8-й бит содержит флаг работоспособности сигнала В1I, 7-й бит содержит флаг работоспособности сигнала В2I, а 2-й бит содержит флаг корректности данных навигационного сообщения. Биты с 3 по 6 находятся в резерве.

Параметры модели ионосферной задержки (α_n, β_n). Модель ионосферной задержки содержит 8 параметров и занимает в сумме 64 бита. Параметры модели ионосферной задержки: $\alpha_0 \alpha_1 \alpha_2 \alpha_3 \beta_0 \beta_1 \beta_2 \beta_3$. Ис-

пользуя эти параметры можно рассчитать вертикальную ионосферную задержку при помощи модели Клобушара. Для расчётов используется следующая формула:

$$I'_z(t) = \begin{cases} 5 \cdot 10^{-9} + A_2 \cos \left[\frac{2\pi(t - 50400)}{A_4} \right], & |t - 50400| < A_4 / 4 \\ 5 \cdot 10^{-9}, & |t - 50400| \geq A_4 / 4, \end{cases} \quad (1)$$

где I – вертикальная ионосферная задержка в секундах для сигнала ВП; t – местное время; A_2 – амплитуда кривой Клобушара в дневное время; A_4 – период кривой Клобушара в секундах,

$$A_2 = \begin{cases} \sum_{n=0}^3 \dot{\alpha}_n |\phi_M|^n, & A_2 \geq 0; \\ 0, & A_2 < 0 \end{cases} \quad (2)$$

$$A_4 = \begin{cases} 172800, & A_4 \geq 172800; \\ \sum_{n=0}^3 \beta_n |\phi_M|^n, & A_4 \geq 0; \\ 72000, & A_4 < 72000. \end{cases} \quad (3)$$

В формулах (1) и (2) величина ϕ_M – широта подьоионосферной точки.

Широта и долгота подьоионосферной точки вычисляются по формулам:

$$\phi_M = \arcsin(\sin \phi_u \cos \psi + \cos \phi_u \sin \psi \cos A); \quad (4)$$

$$\lambda_M = \lambda_u + \arcsin \left(\frac{\sin \psi \sin A}{\cos \phi_M} \right), \quad (5)$$

где ϕ_u – географическая широта пользователя в радианах; λ_u – географическая долгота пользователя в радианах; ψ – угол между геоцентрическим направлением на пользователя и на подьоионосферную точку,

$$\psi = \frac{\pi}{2} - E - \arcsin \left(\frac{R}{R+h} \cos E \right), \quad (6)$$

где R – средний радиус Земли (6378 км); E – угол места спутника; H – высота ионосферы (375 км).

Для того чтобы вычисленную по формуле (1) вертикальную ио-

носферную задержку $I'_z(t)$ преобразовать в ионосферную задержку по направлению распространения навигационного сигнала ВП используется формула

$$I_{B1I}(t) = \frac{1}{\sqrt{1 - \left(\frac{R}{R+h} \cos E\right)^2}} I'_z(t). \quad (7)$$

Для того чтобы вычислить ионосферную задержку сигнала В2I необходимо умножить полученное значение на коэффициент, вычисляемый по формуле

$$k(f) = \frac{f_1^2}{f_2^2} = \left(\frac{1561,098}{1207,140}\right)^2, \quad (8)$$

где f_1 – несущая частота сигнала ВП (1561.098 МГц); f_2 – несущая частота сигнала В2I в (1207.140 МГц).

При двухчастотных наблюдениях рекомендуется использовать для вычисления групповой ионосферной задержки формулу

$$PR = \frac{PR_{B2I} - k(f)PR_{B1I} - \frac{c(T_{GD2} - k(f)T_{GD1})}{1 - k(f)}, \quad (9)$$

где PR – свободная от эффектов ионосферы псевдодальность; PR_{B1I} – псевдодальность, измеренная по сигналу ВП; PR_{B2I} – псевдодальность, измеренная по сигналу В2I; T_{GD1} – групповая задержка сигнала ВП на спутнике; T_{GD2} – групповая задержка сигнала В2I на спутнике; c – скорость света.

Параметры эфемерид. Параметры эфемерид включают в себя 15 параметров эфемерид и опорную эпоху эфемерид. Параметры обновляются каждый час (табл. 2.3.3).

Используя эти параметры эфемерид, пользователь может вычислить координаты фазового центра антенны спутника в системе координат CGCS2000. Интерфейсно контрольный документ BDS рекомендует следующий алгоритм для вычисления координат.

Для вычисления используются несколько констант системы CGCS2000, в частности, геоцентрическая гравитационная постоянная μ , скорость вращения земли $\dot{\Omega}_e$ и число π :

$$\mu = 3,986004418 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2;$$

$$\dot{\Omega}_e = 7,2921150 \cdot 10^{-5} \text{ рад/с};$$

$$\pi = 3,1415926535898$$

П а р а м е т р ы э ф е м е р и д

Параметр	Описание
t_{oe}	Опорная эпоха эфемерид
\sqrt{A}	Корень из большой полуоси орбиты
e	Эксцентриситет орбиты
ω	Аргумент перигея
Δn	Поправка в среднее движение
M_0	Средняя аномалия на опорную эпоху
Ω_0	Долгота восходящего угла орбиты на опорную эпоху
$\Omega \cdot$	Скорость прямого восхождения
i_0	Угол наклона орбиты на опорную эпоху
IDOT	Скорость изменения наклона орбиты
C_{uc}	Амплитуда косинусной гармонической поправки к аргументу широты
C_{us}	Амплитуда синусоидальной поправки к аргументу широты
C_{rc}	Амплитуда косинусной гармонической поправки к радиусу орбиты
C_{rs}	Амплитуда синусоидальной поправки к радиусу орбиты
C_{ic}	Амплитуда косинусной гармонической поправки к углу наклона
C_{is}	Амплитуда синусоидальной поправки к углу наклона

В первую очередь вычисляем большую полуось орбиты $A = (\sqrt{A})^2$;

вычисляем среднее движение на опорную эпоху $n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}}$;

вычисляем время, прошедшее с момента опорной эпохи эфемерид

$$t_k = t - t_{oe};$$

вводим поправку в среднее движение $n = n_0 + \Delta n$;

вычисляем среднюю аномалию $M_k = M_0 + nt_k$.

Методом итераций вычисляем эксцентрическую аномалию

$$M_k = E_k - e \sin E_k;$$

вычисляем истинную аномалию:

$$\sin v_k = \frac{\sqrt{1-e^2} \sin E_k}{1-e \cos E_k}; \quad \cos v_k = \frac{\cos E_k - e}{1-e \cos E_k};$$

вычисляем аргумент широты $\phi_k = v_k + \omega$;

Вычисляем коррекции в аргумент широты, радиус орбиты и угол наклона орбиты:

$$\begin{aligned}\delta u_k &= C_{us} \sin(2\phi_k) + C_{uc} \cos(2\phi_k); \\ \delta r_k &= C_{rs} \sin(2\phi_k) + C_{rc} \cos(2\phi_k); \\ \delta i_k &= C_{is} \sin(2\phi_k) + C_{ic} \cos(2\phi_k).\end{aligned}$$

Вводим поправку:

$$\begin{aligned}\text{в аргумент широты } u_k &= \phi_k + \delta u_k; \\ \text{в радиус орбиты } r_k &= A(1 - e \cos E_k) + \delta r_k; \\ \text{в угол наклона орбиты } i_k &= i_0 + \text{IDOT } t_k + \delta i_k.\end{aligned}$$

Вычисляем положение спутника в плоскости орбиты:

$$x_k = r_k \cos u_k; \quad y_k = r_k \sin u_k.$$

Вводим поправку в долготу восходящего узла в системе координат CGCS2000:

$$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}.$$

Вычисляем прямоугольные геоцентрические координаты MEO/IGSO спутника в системе координат CGCS2000:

$$\begin{aligned}X_k &= x_k \cos \Omega_k - y_k \cos i_k \sin \Omega_k; \\ Y_k &= x_k \sin \Omega_k + y_k \cos i_k \cos \Omega_k; \\ Z_k &= y_k \sin i_k.\end{aligned}$$

Для геостационарных спутников системы последние шаги алгоритма несколько отличаются. Вводим поправку в долготу восходящего узла в инерциальной системе координат $\Omega_k = \Omega_0 + \dot{\Omega} t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}$.

Вычисляем координаты спутника в инерциальной системе координат:

$$\begin{aligned}X_{GK} &= x_k \cos \Omega_k - y_k \cos i_k \sin \Omega_k; \\ Y_{GK} &= x_k \sin \Omega_k + y_k \cos i_k \cos \Omega_k; \\ Z_{GK} &= y_k \sin i_k.\end{aligned}$$

Преобразуем полученные координаты в систему координат CGCS2000 по формуле

$$\begin{bmatrix} X_k \\ Y_k \\ Z_k \end{bmatrix} = R_z(\dot{\Omega}_e t_k) R_x(-5^\circ) \begin{bmatrix} X_{GK} \\ Y_{GK} \\ Z_{GK} \end{bmatrix},$$

где

$$R_x(\varphi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & +\cos \varphi & +\sin \varphi \\ 0 & -\sin \varphi & +\cos \varphi \end{pmatrix}; \quad R_z(\varphi) = \begin{pmatrix} +\cos \varphi & +\sin \varphi & 0 \\ -\sin \varphi & +\cos \varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}.$$

Параметры альманаха. Альманах системы BDS обновляется каждые семь дней и представлен в виде десяти параметров. Рассмотрим параметры альманаха BDS (табл. 2.3.4).

Т а б л и ц а 2.3.4

Параметры альманаха BDS

Параметр	Описание
t_{oa}	Опорная эпоха альманаха
\sqrt{A}	Корень из большой полуоси орбиты
e	Эксцентриситет орбиты
ω	Аргумент перигея
M_0	Средняя аномалия на опорную эпоху
Ω_0	Долгота восходящего угла орбиты на опорную эпоху
$\dot{\Omega}$	Скорость прямого восхождения
δ_i	Коррекция в наклон орбиты для опорной эпохи
a_0	Смещение часов спутника
a_1	Скорость смещения часов спутника

Для вычисления используются несколько констант системы CGCS2000, в частности, геоцентрическая гравитационная постоянная μ , скорость вращения земли $\dot{\Omega}_e$:

$$\mu = 3,986004418 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2; \quad \dot{\Omega}_e = 7,2921150 \cdot 10^{-5} \text{ рад/с.}$$

В первую очередь вычисляем большую полуось орбиты $A = (\sqrt{A})^2$;

Вычисляем среднее движение на опорную эпоху $n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}}$;

Вычисляем время, прошедшее с момента опорной эпохи альманаха

$$t_k = t - t_{oa};$$

Вычисляем среднюю аномалию $M_k = M_0 + nt_k$.

Методом итераций вычисляем эксцентрическую аномалию

$$M_k = E_k - e \sin E_k;$$

Вычисляем

истинную аномалию

$$\sin v_k = \frac{\sqrt{1-e^2} \sin E_k}{1-e \cos E_k}; \quad \cos v_k = \frac{\cos E_k - e}{1-e \cos E_k};$$

аргумент широты $\phi_k = v_k + \omega$;

радиус орбиты $r_k = A(1 - e \cos E_k)$;

Вычисляем положение спутника в плоскости орбиты

$$x_k = r_k \cos \phi_k; \quad y_k = r_k \sin \phi_k.$$

Вводим поправку в долготу восходящего узла в системе координат

$$\text{CGCS2000 } \Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{oa}.$$

Вычисляем наклон орбиты на эпоху вычисления $i = i_0 + \delta_i$;

прямоугольные геоцентрические координаты GEO/MEO/IGSO спутника в системе координат CGCS2000:

$$X_k = x_k \cos \Omega_k - y_k \cos i \sin \Omega_k;$$

$$Y_k = x_k \sin \Omega_k + y_k \cos i \cos \Omega_k;$$

$$Z_k = y_k \sin i.$$

2.3.8. Навигационное сообщение D2 BDS

Навигационное сообщение D2 NAV содержит основную навигационную информацию и дополнительную сервисную информацию.

Сообщение D2 NAV содержит следующую основную навигационную информацию:

Преамбула (Pre);

Идентификатор подкадра (FraID);

Секунда в неделе (SOW);

Номер недели (WN);

Индекс точности измерений (URAI);

Флаг работоспособности спутника (SatH1);

Параметры модели ионосферной задержки;

Групповая задержка сигнала на спутнике (TGD1, TGD2);

Возраст данных коррекции часов (AODC);

Параметры коррекции часов;

Возраст данных эфемерид (AODE);

Параметры эфемерид;

Номер страницы (Pnum);

Кроме того, сообщение D2 NAV содержит следующие параметры альманаха:

Параметры альманаха;

Номер недели альманаха (WNa);

Информация о здоровье спутника (Heai, $i=1\sim 30$).

Смещение системы времени относительно других систем:
временные параметры относительно UTC;

временные параметры относительно GPS time;
временные параметры относительно Galileo time;
временные параметры относительно GLONASS time.

Основная навигационная информация в сообщении D2 содержится в том же формате что и в сообщении D1. Отличаются только форматы передачи номера страницы (Pnum) и секунды в неделе (SOW).

Кроме того в сообщении D2 содержится дополнительная информация.

Флаг работоспособности спутника для информации о целостности и дифференциальной коррекции (SatH2). Содержит информацию о работоспособности информации о целостности и дифференциальной коррекции. Информация представлена в виде двух флагов MSB и LBS. Первый характеризует работоспособность параметров RURA, UDRE и Δt про которые расскажем ниже. Второй флаг характеризует работоспособность ионосферной сетки.

Идентификатор информации о целостности и дифференциальной коррекции (BDIDi). Идентификатор спутника BDS для информации о целостности сигнала и дифференциальной коррекции (BDIDi, $i = 1 \sim 30$). Сообщение содержит 30 бит, каждый из которых относится к соответствующему спутнику. Если бит содержит «1», то информация о целостности и дифференциальной коррекции для этого спутника транслируется, а если «0», то информация не транслируется. Одновременно может транслироваться информация не более чем для 18 спутников. Информация о целостности и дифференциальной коррекции выделяется в порядке возрастания идентификатора SV ID.

Региональный индекс точности измерений (RURAI). Информация о целостности спутникового сигнала указывается с помощью индекса региональной точности диапазона пользователей (RURAI). Индекс используется для описания «Regional User Range Accuracy» – региональной точности измерения псевдодалности пользователем. Он занимает 4 бита для каждого спутника, поэтому эффективный диапазон RURAI составляет от 0 до 15. Скорость обновления составляет 18 с. В табл. 2.3.5 рассмотрим соответствующие возможным значениям индекса RURAI диапазоны точности измерения псевдодалности.

Таблица 2.3.5
Значения RURA

RURAI	RURA, м (99,9%)
0	0.75
1	1.0
2	1.25
3	1.75
4	2.25
5	3.0
6	3.75
7	4.5
8	5.25
9	6.0
10	7.5
11	15.0
12	50.0
13	150.0
14	300.0
15	> 300.0

псевдодальности для коррекции остаточной ошибки смещения тактовой частоты сигнала спутника и ошибок эфемерид. Эквивалентная коррекция часов Δt , транслируемая на B1I и B2I, соответственно связана с собственной частотой несущей. Следовательно, нет необходимости, чтобы значения Δt , транслируемые на частотах B1I и B2I, были одинаковыми.

Таблица 2.3.6
Значения UDREI

UDREI	UDRE, м (99,9%)
0	1,0
1	1,5
2	2,0
3	3,0
4	4,0
5	5,0
6	6,0
7	8,0
8	10,0
9	15,0
10	20,0
11	50,0
12	100,0
13	150,0
14	Не контролируется
15	Недоступен

Эквивалентная коррекция часов (Δt). Дифференциальная коррекция, передающаяся в навигационном сообщении D2 NAV, представляет собой «Equivalent Clock Correction (Δt)» – эквивалентную коррекцию часов спутника. Для каждого спутника эквивалентная коррекция часов занимает 13 бит, в которые кроме самого значения коррекции входит бит, кодирующий знак числа и бит, кодирующий размерность числа. Период обновления Δt составляет 18 с.

Пользователь добавляет значение Δt к измеренному значению

Индекс точности эквивалентной коррекции часов (User Differential Range Error Index – UDREI). Индекс точности эквивалентной коррекции часов предназначен для описания точности дифференциальной коррекции системы BDS. Он занимает 4 бита для каждого спутника, поэтому эффективный диапазон UDREI составляет от 0 до 15. Значения индекса соответствуют указанным в табл. 2.3.6 точностным диапазонам.

Информация об ионосферной сетке (Ion). Информация о каждом

узле ионосферной сетки (Ion) состоит из вертикальной задержки в узле сетки (dt) и индекса ошибки (GIVEI), занимая в целом 13 бит. Геометрически ионосферная сетка охватывает область от 70 до 145° в. д. и от 7,5 до 55° с. ш. Эта область разделена на 320 ячеек размером 5×2,5°.

Каждый узел ионосферной сетки имеет уникальный номер, находящийся в диапазоне от 1 до 311. Этот номер транслируется в виде параметра «ionospheric grid point (IGP)» – узел ионосферной сетки. Используя эту величину, можно вычислить широту и долготу соответствующего узла.

Если $IGP < 160$, используются следующие формулы:

$$L = 70 + \text{INT}((IGP - 1) / 10) \cdot 5;$$

$$B = 5 + (IGP - \text{INT}((IGP - 1) / 10) \cdot 10) \cdot 5,$$

где INT обозначает округление.

Если $IGP > 160$, то

$$L = 70 + \text{INT}((IGP - 161) / 10) \cdot 5;$$

$$B = 2.5 + (IGP - 160 - \text{INT}((IGP - 161) / 10) \cdot 10) \cdot 5.$$

Вертикальная ионосферная задержка сигнала в узлах ионосферной сетки (dt). Вертикальная задержка dt_i обозначает вертикальную ионосферную задержку сигнала на частоте ВП в соответствующем узле ионосферной сетки. Величина имеет масштабный коэффициент 0,125 и выражена в метрах. Эффективный диапазон для dt_i составляет от 0 до 63,625 м. Кроме того есть два значения dt_i , имеющих информационный характер. Данный узел сетки не контролируется, когда dt_i равно 11111110 (63,750 м) и вертикальная задержка ионосферы недоступна, если dt_i равно 11111111 (63,875 м). Поправка для конкретного направления сигнала вычисляется методом интерполяции. Исходная высота ионосферы для модели составляет 375 км.

Индекс точности вертикальной ионосферной задержки сигнала в узлах ионосферной сетки (GIVEI). Вертикальная ошибка ионосферной сетки (GIVE) описывает точность коррекции задержки в узлах ионосферной сетки и передаётся при помощи соответствующего индекса GIVEI. Возможные значения индекса и соответствующие им ошибки вертикальной задержки приведены в табл. 2.3.7.

Интерфейсно контрольный документ BDS рекомендует следующий алгоритм для осуществления ионосферной коррекции измерений при помощи ионосферной сетки.

Для интерполяции предполагается использовать в качестве искомой

Т а б л и ц а 2.3.7
Значения GIVEI

GIVEI	GIVE, м (99,9%)
0	0,3
1	0,6
2	0,9
3	1,2
4	1,5
5	1,8
6	2,1
7	2,4
8	2,7
9	3,0
10	3,6
11	4,5
12	6,0
13	9,0
14	15,0
15	45,0

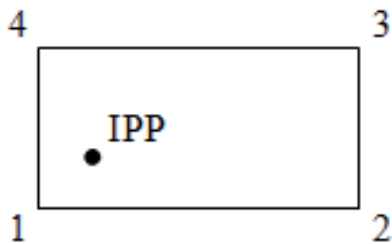


Рис. 2.3.4. Схема интерполяции

где

$$x_p = \frac{\lambda_p - \lambda_1}{\lambda_2 - \lambda_1}; \quad y_p = \frac{\phi_p - \phi_1}{\phi_4 - \phi_1};$$

$$\omega_1 = (1 - x_p)(1 - y_p); \quad \omega_2 = x_p(1 - y_p);$$

$$\omega_3 = x_p y_p; \quad \omega_4 = (1 - x_p) y_p.$$

Если одна из точек сетки не контролируется, значение вертикальной задержки в ней принимается равным нулю.

Для вычисления ионосферной задержки сигнала В2I значения VTEC_i умножаются на коэффициент k по формуле

$$k(f) = \frac{f_1^2}{f_2^2} = \left(\frac{1561,098}{1207,140} \right)^2.$$

точку пересечения направления спутник–приёмник, вспомогательной сферы, соответствующей принятой высоте ионосферы (350 км), и четыре соседних узла сетки (рис. 2.3.4).

Узлы ионосферной сетки задаются соответствующими географическими координатами ($\phi_i, \lambda_i, i=1\sim 4$) и значениями вертикальной ионосферной задержки (VTEC_i). Точка пересечения задаётся соответствующими географическими координатами (ϕ_p, λ_p). Кроме того для интерполяции используются расстояния $\omega_i (i=1\sim 4)$ между точками сетки и точкой пересечения. Вертикальная ионосферная задержка для точки пересечения вычисляется по формуле

$$\text{Ionodelay}_p = \frac{\sum_{i=1}^4 \omega_i \cdot \text{VTEC}_i}{\sum_{i=1}^4 \omega_i},$$

2.4. ГАЛИЛЕО

Глобальная навигационная спутниковая система ГАЛИЛЕО создается Европейским Союзом для обеспечения независимости стран членов в сфере координатно-временного и навигационного обеспечения.

Европейская программа по созданию ГНСС официально была утверждена в 1994 году, когда Европейский совет потребовал от Европейской комиссии предпринять шаги по развитию информационных технологий, включая и спутниковую навигацию. Было принято решение развивать два направления. Первое из них – создание систем функциональных дополнений существующих ГНСС GPS и ГЛОНАСС. Эта программа получила название European Geostationary Navigation Overlay Service (EGNOS). Второе направление заключалось в создании собственной ГНСС, предназначенной для гражданского применения и построенной на принципах государственно-частного партнёрства. В 1999 году Европейский проект по созданию ГНСС получил условное название ГАЛИЛЕО в честь итальянского астронома Галилео Галилея.

Экспериментальные спутники GIOVE-A и GIOVE-B были запущены на орбиту 28 декабря 2005 г. и 27 апреля 2008 г. соответственно. Основная задача GIOVE-A состояла в оценке точностных характеристик навигационных радиосигналов ГАЛИЛЕО во всех частотных диапазонах, а GIOVE-B – в тестировании навигационной полезной нагрузки.

Два первых навигационных космических аппарата (КА) были запущены 20 октября 2011 года с помощью ракеты «Союз-СТБ» с космодрома в Куру. Технология выведения КА ГАЛИЛЕО предполагает групповые запуски по два КА на российской ракете-носителе «Союз» и по четыре КА на европейской ракете «Ариан-5».

2.4.1. Услуги системы ГАЛИЛЕО

Полностью развёрнутая орбитальная группировка ГАЛИЛЕО обеспечит работу трех режимов навигационного обслуживания и предоставит следующие виды навигационных услуг:

Открытая услуга (Open Service) – открытые сигналы, без абонентской и другой платы, доступные всем видам потребителей;

Коммерческая услуга (Commercial Service) – зашифрованный сигнал, доступ к двум дополнительным сигналам, более высокая скорость передачи данных.

Коммерческая услуга будет обеспечивать две функции – глобальную высокоточную навигацию и аутентификацию навигационного сигнала. Для технической реализации коммерческой услуги CS будут использоваться сигналы открытой услуги плюс два зашифрованных сигнала в диапазоне Е6 (сигналы ГАЛИЛЕО).

Услуга с регулируемым государством доступом (Public Regulated Service) – для координатно-временного обеспечения специальных пользователей (два сигнала PRS с зашифрованными дальномерными кодами).

Орбитальное построение ГАЛИЛЕО предполагает, что на орбите будет 27 КА на трех круговых орбитах высотой 23 229 км, периодом обращения 14 ч, наклоном 56°. По целевому назначению используются 24 КА, один КА в каждой орбитальной плоскости является резервным. Такая конфигурация группировки была выбрана, исходя из гарантированного обеспечения требований по точности и доступности при минимальных затратах на коррекцию орбиты за время существования космического аппарата.

2.4.2. Система координат ГАЛИЛЕО

В системе ГАЛИЛЕО используется традиционная геоцентрическая декартова система координат, которая получила название Galileo Terrestrial Reference Frame (GTRF). Эта система координат связана с международной земной системой координат ITRF и определена таким образом, что её расхождение с ITRF не превышает 3 см с вероятностью 0,95. Для поддержания GTRF создана специальная геодезическая служба ГАЛИЛЕО, которая также обеспечивает участие международного сообщества в определении и поддержании системы координат GTRF.

2.4.3. Система времени ГАЛИЛЕО

Шкала времени системы ГАЛИЛЕО (Galileo System Time – GST) – непрерывная атомная шкала времени с постоянным смещением на целое количество секунд относительно международного атомного времени TAI. Со шкалой времени UTC шкала GST имеет переменное расхождение на целое количество секунд. Шкала GST поддерживается системой атомных эталонов частоты, основанных на активных водородных генераторах. Для корректировки GST система синхронизации наземного комплекса управления ГАЛИЛЕО получает из Международного бюро мер и весов информацию о шкале времени TAI. Согласно техническим требованиям на систему ГАЛИЛЕО, расхождение между GST и TAI не

должно превышать 50 нс с вероятностью 95%.

Информация о величине расхождения шкалы времени GST относительно шкал TAI и UTC включена в навигационное сообщение для передачи потребителям. Время в навигационном сообщении передается в формате, аналогичном GPS, в виде номера недели и количества секунд внутри текущей недели. В навигационном сообщении, по сравнению с GPS, увеличено число разрядов, предназначенных для передачи информации о номере недели. Это обеспечивает измерение времени в течение 4 096 недель (более 78 лет), что больше аналогичного параметра системы GPS, где интервал составляет 1 024 недели или 19,5 лет. Начало отсчета системного времени GST — 22 августа 1999 года, время, когда неделя GPS достигла значения 1 024.

Точность временной синхронизации по сигналам ГАЛИЛЕО составляет 30 нс с вероятностью 95% на любом суточном интервале. Отдельным параметром передается расхождение между шкалами времени GPS и GST аналогично тому, как это сделано в ГЛОНАСС.

2.4.4. Наземный комплекс управления ГАЛИЛЕО

В состав наземного комплекса управления ГАЛИЛЕО входят два независимых контура:

- контур управления космическими аппаратами (Ground Control Segment – GCS);

- контур эфемеридно-временного обеспечения (Ground Mission Segment – GMS).

Контур управления GCS осуществляет получение и обработку телеметрии с борта космического аппарата ГАЛИЛЕО, контроль функционирования подсистем КА, формирование командной информации и ее передачу на КА. Интерфейс между космическим сегментом и контуром управления GCS осуществляется через сеть станций слежения, приема телеметрии и передачи команд управления (Telemetry Tracking & Command – TT&C) в S-диапазоне.

Контур GMS решает задачи сбора данных глобальной беззапросной сети измерительных станций (Ground Sensor Stations – GSS), обработки полученной информации, формирования и закладки эфемеридно-временной информации, а также информации о целостности на борт КА через закладочные станции (Uplink Station – ULS).

На первом этапе развертывания системы ГАЛИЛЕО функции

координирующего центра контура управления GCS выполняет центр управления в Оберпфафенхофене (Германия), а функции центра контура GMS — центр управления в Фучино (Италия) (рис. 2.4.1).



Рис. 2.4.1. Наземный комплекс управления ГАЛИЛЕО

На этапе полной эксплуатационной готовности все задачи наземного комплекса управления будут координироваться обоими центрами в режиме горячего резервирования. Таким образом, на этапе штатной эксплуатации в состав наземного комплекса управления ГАЛИЛЕО войдут:

Центр управления системой в Фучино (Италия) и Оберпфафенхофене (Германия).

Станции закладки данных.

Глобальная сеть беззапросных измерительных станций.

Станции слежения, приема телеметрии и передачи управляющих команд.

Станции среднеорбитальной системы поиска и спасания, принимающие сигнал бедствия, ретранслируемый КА ГАЛИЛЕО.

3. РЕГИОНАЛЬНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ

3.1. IRNSS

Indian Regional Navigation Satellite System (IRNSS) – индийская региональная навигационная спутниковая система. IRNSS является национальной навигационной системой Индии, разработанная и поддерживаемая Индийской организацией космических исследований (ISRO).

Так как IRNSS является региональной навигационной системой, её космический сегмент запроектирован специально для обеспечения навигации на территории Индии. Исходя из различных соображений, минимальное количество спутников, необходимых для стабильного навигационного обеспечения территории Индии, составляет 7 спутников. Из которых 3 спутника – на геостационарной орбите и 4 спутника – на наклонной геосинхронной орбите. Геостационарные спутники системы расположены на долготах 32,5°; 83° и 131,5° Е. Орбиты геосинхронных спутников пересекают экваториальную плоскость на долготах 55° и 111,75° Е (по два в каждой плоскости).

3.1.1. Наземный сегмент IRNSS

Наземный сегмент системы включает в себя:

навигационный центр индийской организацией космических исследований;

центр управления космическими аппаратами IRNSS;

станции контроля целостности сигналов IRNSS;

центр синхронизации времени IRNSS;

измерительные CDMA станции IRNSS;

станции лазерной локации;

сеть передачи данных.

Система предоставляет службу стандартного позиционирования (SPS) которая является открытой, и службу с ограниченным доступом (RS), для использования которой требуется дешифрация.

Служба стандартного позиционирования IRNSS SPS использует два диапазона частот: L5 (1164,45 – 1188,45 МГц) и S (2483,5–2500 МГц). Диапазон частот L5 IRNSS входит в диапазон L5 GPS и диапазон E5a, используемый Galileo. Несущая частота сигнала L5 IRNSS - 1176,45 МГц, S IRNSS – 2492,028 МГц.

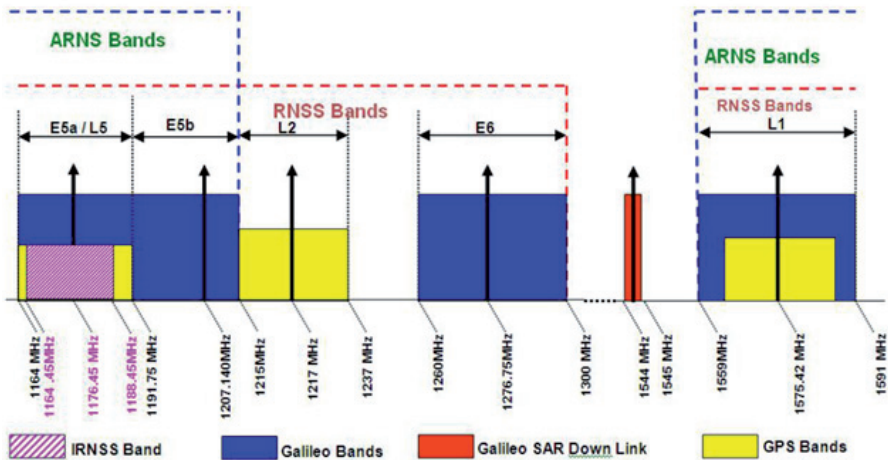


Рис. 3.1.1. Частотный диапазон L5 IRNSS:

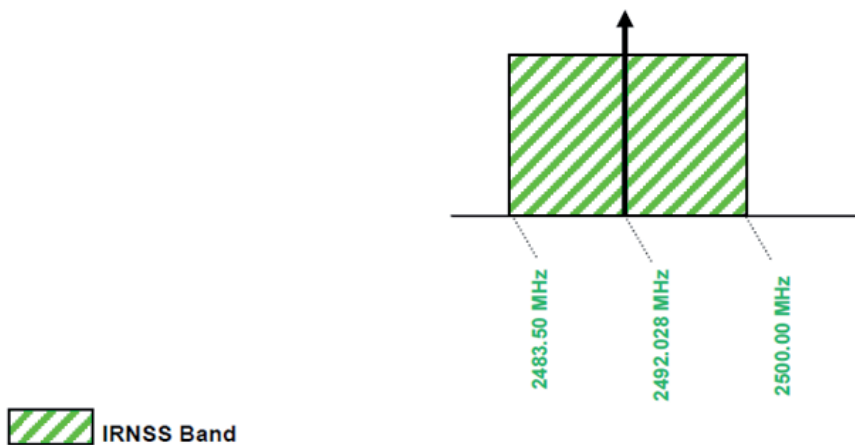


Рис. 3.1.2. Частотный диапазон S IRNSS:

В системе используется кодовое разделение сигналов. Коды выбраны на основе свойств автокорреляции и кросс-корреляции.

Навигационное сообщение в системе IRNSS передается в диапазонах L5 и S. Основной кадр IRNSS состоит из четырех подкадров. Каждый подкадр имеет 600 символов и 16-битное слово синхронизации, за которым следуют 584 бита чередующихся данных.

IRNSS использует систему координат WGS 84, в которой вычисляются координаты спутников и позиция пользователей.

Системное время IRNSS указывается как 27-битное двоичное число, состоящее из двух параметров: Номер недели – это целочисленный счетчик, который содержит порядковый номер недели от начала счёта времени IRNSS. Этот параметр кодируется 10 битами, появляющимся в первом подкадре, который охватывает 1024 недели (около 19 лет).

Графа «Время недели» (TOWC) содержит 12 секундных отсчетов, которые соответствуют началу каждого подкадра. Он представлен в 17 бит. Значение TOWC варьируется от 1 до 50400, чтобы охватить одну полную неделю. Число секунд прошедших от начала недели (TOW) в секундах получается путем умножения TOWC на 12. TOWC будет иметь значение 1 в 00:00:00 в воскресенье (переход с субботы на воскресенье). Начало отсчёта времени в системе IRNSS соответствует 00:00 UT в воскресенье 22 августа 1999 года (полночь между 21 и 22 августа). В начальную эпоху, системное время IRNSS опережает UTC на 13 секунд (т.е. время IRNSS, 22 августа 1999 года, 00:00:00 соответствует времени UTC 21 августа 1999 года, 23:59:47).

3.1.2. Навигационное сообщение IRNSS

Главный кадр IRNSS имеет длину 2400 символов, состоящую из четырех подкадров. Каждый подкадр имеет длину 600 символов. Подкадры 1 и 2 передают фиксированные первичные навигационные параметры. Подкадры 3 и 4 передают вторичные навигационные параметры в виде сообщений.

3.1.3. Структура подкадров в навигационном сообщении IRNSS

В навигационном сообщении IRNSS подкадры 1,2 и подкадры 3,4 имеют разную структуру (рис. 3.1.3).

Подкадры имеют в своей структуре ряд общих параметров.

TLM – первые 8 бит в каждом подкадре, которые находятся в резерве.

Время в неделе (TOWC) – занимает 17 бит и является счётчиком начала подкадров, умножив TOWC на 12 получим время в секундах, соответствующее началу следующего подкадра.

Флаг предупреждения (Alert Flag) – занимает 1 бит и указывает что навигационные данные, транслируемые этим спутником, пользователь может использовать исключительно на свой страх и риск.

Флаг автонавигации (AutoNav) – занимает 1 бит и указывает на то, что эфемериды и поправки часов спутника генерируются без получения

1	9	26	27	28	30	31		263	287
TLM	TOWC	ALERT	AUTONAV	SUBFRAME ID	SPARE		DATA	CRC	Tail
8 BITS	17BITS	1 BIT	1 BIT	2 BIT	1 BIT		232 BITS	24BITS	6BITS

a

1	9	26	27	28	30	31	37		257	263	287
TLM	TOWC	ALERT	AUTONAV	SUBFRAME ID	SPARE	MESSAGE ID		DATA	PRN ID	CRC	Tail
8 BITS	17BITS	1 BIT	1 BIT	2 BIT	1 BIT	6 BITS		220 BITS	6	24 BITS	6 BITS

б

Рис. 3.1.3. Структура подкадров IRNSS:

a – 1, 2; *б* – 3, 4

информации с земли. В таком режиме спутник может транслировать информацию максимум 7 дней.

Идентификатор подкадра (Subframe ID) – идентификатор подкадра занимает 2 бита и позволяет определить номер текущего подкадра.

Запасной бит (Spare Bit) – тридцатый бит является запасным и находится в резерве.

Подкадры 3 и 4 (см. рис. 3.1.3, *б*) кроме того имеют два дополнительных параметра:

Идентификатор сообщения (Message ID) – каждое сообщение в подкадрах 3 и 4 имеет 6-битный идентификатор сообщения, который однозначно идентифицирует тип сообщения в подкадре.

Идентификатор спутника (PRN ID) – Каждое сообщение в подкадре 3 и 4 имеет 6-битный идентификатор PRN, который однозначно идентифицирует космический корабль, передающий соответствующее сообщение.

Основная навигационная информация передаётся в блоке, обозначенном на рис. 3.1.3 как «DATA».

Навигационные данные IRNSS включают в себя спутниковые эфемериды IRNSS, время IRNSS, параметры коррекции спутникового сиг-

нала, сообщения о состоянии и другую дополнительную информацию. Навигационные данные можно разделить на первичные и вторичные параметры.

Первичные навигационные параметры:

- эфемериды спутника;
- параметры коррекции часов спутника;
- идентификатор работоспособности сигналов спутника;
- точность измерения псевдодальности пользователем;
- общая групповая задержка сигнала.

Вторичные навигационные параметры:

- альманах системы IRNSS;
- сетка ионосферной задержки;
- смещение шкалы времени IRNSS относительно UTC и GNSS;
- параметры модели ионосферной задержки;
- текстовые сообщения;
- дифференциальные поправки;
- параметры ориентации Земли.

Первичные навигационные параметры передаются в подкадрах 1 и 2, вторичные навигационные параметры – в подкадрах 3 и 4.

Навигационная информация в подкадрах 1 и 2

Все передаваемые параметры разделены на группы, называемые в системе IRNSS «сообщения». Подкадры 1 и 2 содержат номер недели, параметры часов, индекс точности измерений, общая групповая задержка, флаг работоспособности сигнала, флаги работоспособности сигналов, параметры эфемерид. Эта информация имеет фиксированное расположение в подкадрах (занимают по 232 бита области «DATA») и распределена между ними. Подкадры 1 и 2 содержат следующие параметры.

Номер недели (WN) – это целочисленный счетчик, который дает порядковый номер недели от начала счёта времени IRNSS. Этот параметр кодируется 10 битами, которые охватывают диапазон в 1024 недели (около 19 лет).

Параметры часов (Clock Parameters) – Коэффициенты параметров часов (af_0 , af_1 и af_2) используются для коррекции хода часов спутника. Эти коррекции учитывают детерминированную ошибку часов спутника, имеющую характеристики смещения, дрейфа и старения. Смещение

представляет собой разницу между измеренным импульсом времени (сигналом) по времени и опорным импульсом времени (сигналом) системного времени IRNSS. Дрейф является линейной составляющей систематического изменения частоты осциллятора за определенный промежуток времени. Это вызвано старением, изменениями окружающей среды и другими внутренними факторами осциллятора. Скорость дрейфа — это скорость изменения дрейфа.

Точность измерения дальности пользователем (URA). URA является статистическим показателем в точности, измеряемой пользователем псевдодальности. Параметр является средним квадратическим отклонением измерения псевдодальности пользователя, вызванным факторами, связанными с часами спутника и данными эфемерид. Значения индекса находятся в диапазоне от 0 до 15. Значения индекса и соответствующие им значения URA приведены в табл. 3.1.1.

Общая групповая задержка (TGD). Параметр предназначен для учёта разницы в задержке сигналов на частотах L5 и S. Значение TGD для каждого спутника изначально приводится в соответствии с измерениями проведённым изготовителем спутника. В дальнейшем это значение может быть обновлено, чтобы отражать текущее значение задержки. Задержка приводится для сигнала на частоте S, для коррекции

измерения на частоте L5 необходимо умножить TGD на масштабный коэффициент γ . Масштабный коэффициент вычисляется по формуле $\gamma = 2(fS/fL5)$

Флаг работоспособности сигнала. Содержит один бит для сигнала L5 и один бит для сигнала S. Значения этого параметра для разных сигналов независимо. Значение флага равное «1» обозначает, что навигационные данные соответствующего сигнала исправны, значение «0» обозначает, что навигационные данные неисправны.

Параметры эфемерид. Параметры эфемерид используются для

Таблица 3.1.1
Значения URAI и соответствующие значения URA

URA	Индекс URA, м
0	0,00 < URA ≤ 2,40
1	2,40 < URA ≤ 3,40
2	3,40 < URA ≤ 4,85
3	4,85 < URA ≤ 6,85
4	6,85 < URA ≤ 9,65
5	9,65 < URA ≤ 13,65
6	13,65 < URA ≤ 24,00
7	24,00 < URA ≤ 48,00
8	48,00 < URA ≤ 96,00
9	96,00 < URA ≤ 192,00
10	192,00 < URA ≤ 384,00
11	384,00 < URA ≤ 768,00
12	768,00 < URA ≤ 1536,00
13	1536,00 < URA ≤ 3072,00
14	3072,00 < URA ≤ 6144,00
15	6144,00 < URA (оценка точности недоступна)

вычисления координат фазового центра передающей антенны спутника в общеземной геоцентрической системе координат. Параметры эфемерид содержащиеся в навигационном сообщении IRNSS приведены в табл. 3.1.2.

Т а б л и ц а 3.1.2

Параметры эфемерид IRNSS

Параметр	Определение
Δn	Поправка в среднее движение
Cuc	Амплитуда члена косинусной гармонической коррекции для аргумента широты
Cus	Амплитуда члена синусоидальной гармонической коррекции для аргумента широты
Cic	Амплитуда члена коррекции косинусной гармонической на угол наклона
Cis	Амплитуда члена синусоидальной гармонической коррекции для угла наклона
Crc	Амплитуда члена коррекции косинусной гармонической к радиусу орбиты
Crs	Амплитуда члена синусоидальной гармонической коррекции для радиуса орбиты
IDOT	Скорость изменения наклона орбиты
Mo	Средняя аномалия на опорную эпоху
toe	Опорная эпоха эфемерид
e	Эксцентриситет орбиты
\sqrt{A}	Квадратный корень из большой полуоси орбиты
Ω_0	Долгота восходящего узла орбиты на опорную эпоху
ω	Аргумент перигея
$\dot{\Omega}$	Скорость прямого восхождения
i0	Угол наклона орбиты на опорную эпоху эфемерид
IODEC	Индекс качества параметров эфемерид и часов

Навигационная информация в подкадрах 3 и 4. Подкадры 3 и 4 содержат вторые навигационные параметры: альманах системы IRNSS, сетка ионосферной задержки, смещение шкалы времени IRNSS относительно UTC и GNSS, параметры модели ионосферной задержки, текстовые сообщения, дифференциальные поправки, параметры ориентации Земли. Эти параметры не имеют фиксированного расположения в подкадрах 3 и 4. Вместо этого в каждом подкадре передаётся один из типов сообщений, при этом в подкадре транслируется идентификатор передаваемого сообщения.

Тип сообщения №5. Данные ионосферной модели

Ионосферная модель представлена в виде вертикальных ионосферных задержек в узлах ионосферной сетки. Вертикальные ионосферные задержки представлены для сигналов на частоте L5. Ионосферная сетка имеет 90 узлов и покрывает территорию Индии. Размер ячеек сетки составляет 5° по широте и 5° по долготе. Схема ионосферной сетки представлена на рис. 3.1.4.

Высота ионосферы принята равной 350 км. Параметры для всех 90 узлов ионосферной сетки не могут транслироваться в одном сообщении, поэтому они разделены на 6 групп. Каждое сообщение содержит коррекции для одной группы, включающей в себя 15 узлов сетки. Сообщение для каждого региона включает в себя:

- идентификатор региона (Region ID);
- вертикальные ионосферные задержки в узлах сетки (GIVD);
- индекс точности вертикальной ионосферной задержки (GIVEI);

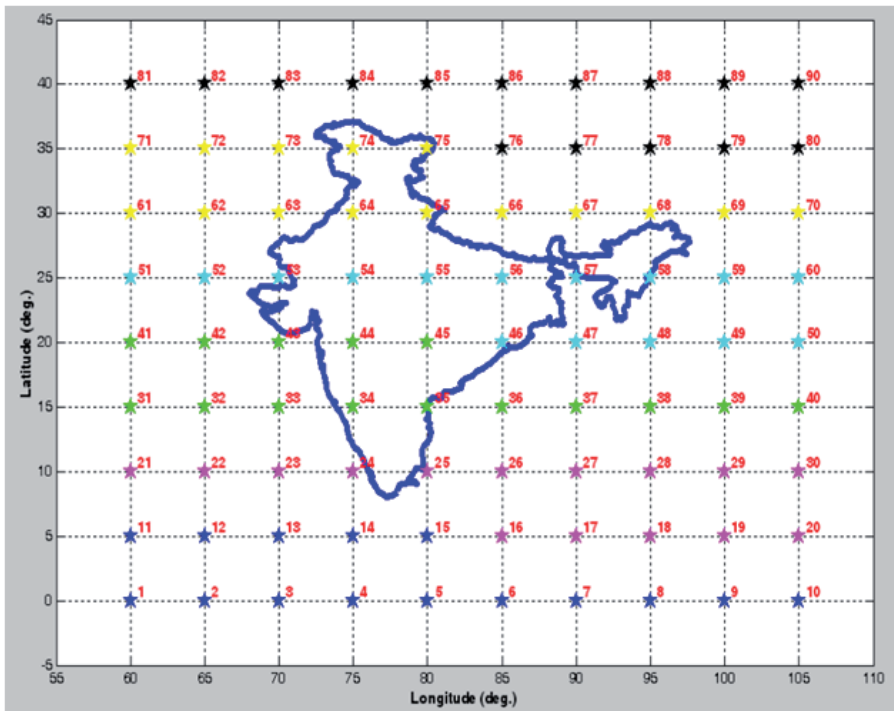


Рис. 3.1.4. Схема ионосферной сетки IRNSS

маска региона;
выдача ионосферы данных
(IODI).

Вертикальная ионосферная задержка GIVD и индекс точности вертикальной ионосферной задержки GIVEI (среднее квадратическое отклонение GIVD) содержатся в сообщении для каждого из узлов региона. Идентификатор региона(0–5) и индекс узла (0–15) однозначно указывают на узел ионосферной сетки с соответствующей широтой и долготой. Вертикальные ионосферные задержки для каждого из узлов ионосферной

сетки кодируются 9 битами, имеют масштабный коэффициент 0,125 и возможный диапазон от 0 до 63,750 м. GIVEI представляет собой 4-битный индикатор и находится в диапазоне от 0 до 15. Соответствующие значениям индекса значения среднеквадратического отклонения представлены в табл. 3.1.3.

Вертикальная задержка 63,875 м (11111111) указывает, что данное значение не следует использовать. Следовательно, максимально возможное значение вертикальной ионосферной задержки составляет 63,750 м.

Тип сообщения №7. Данные альманаха

Альманах содержит параметры для вычисления положения каждого из спутников системы. Параметры альманаха IRNSS представлены в табл. 3.1.4.

Тип сообщения №9. Параметры шкалы времени IRNSS

Содержит параметры, характеризующие шкалу времени IRNSS: коэффициент смещения шкалы времени IRNSS относительно шкалы времени UTC ($A0_{utc}$);

коэффициент дрейфа шкалы времени IRNSS относительно шкалы времени UTC ($A1_{utc}$);

скорость изменения коэффициента дрейфа шкалы времени IRNSS относительно шкалы времени UTC ($A2_{utc}$);

Таблица 3.1.3
Значения индексов GIVEI

GIVEI	GIVEI, м
0	0,3
1	0,6
2	0,9
3	1,2
4	1,5
5	1,8
6	2,1
7	2,4
8	2,7
9	3,0
10	3,6
11	4,5
12	6,0
13	15,0
14	45,0
15	Not Monitored

Параметры альманаха IRNSS

Параметр	Определение
M_0	Средняя аномалия на опорную эпоху
toe	Опорная эпоха эфемерид
e	Эксцентриситет орбиты
\sqrt{A}	Квадратный корень из большой полуоси орбиты
Ω_0	Долгота восходящего узла орбиты на опорную эпоху
ω	Аргумент перигея
$\dot{\Omega}$	Скорость прямого восхождения
i_0	Угол наклона орбиты на опорную эпоху эфемерид
IODEC	Индекс качества параметров эфемерид и часов
$a(f_0)$	Параметр смещения часов
$a(f_1)$	Параметр дрейфа часов

счётчик времени от предыдущей секунды координации (Δt_{LS});
 время в текущей неделе (toutc);
 номер текущей недели (WNoutc);
 номер недели для секунды координации (WNLSF);
 день для секунды координации (DN);
 счётчик времени до следующей секунды координации (Δt_{LSF}).

Используя эти параметры, пользователь может перейти от шкалы времени IRNSS к шкале времени UTC.

Вторая группа параметров шкалы времени IRNSS устанавливает её связь со шкалой времени GPS:

коэффициент смещения шкалы времени IRNSS по отношению к шкале времени GPS (A_0);

коэффициент дрейф шкалы времени IRNSS по отношению к шкале времени GPS (A_1);

скорость изменения коэффициента дрейфа временной шкалы IRNSS относительно шкалы времени GPS (A_2);

GNSS ID for GPS is 0.

Тип сообщения №11. Параметры ориентации Земли и коэффициенты ионосферной коррекции

Содержат параметры перехода от геоцентрической фиксированной системы координат (ECEF) к инерциальной геоцентрической системе

координат (ECI). Для связи этих систем координат используются следующие величины: разница шкал времени UT1 и UTC, сдвиг мгновенного полюса относительно среднего полюса по осям X и Y на опорную эпоху. Каждая из этих величин представлена в навигационном сообщении двумя параметрами, первый содержит абсолютное значение величины на опорную эпоху, а второй скорость изменения величины.

Ионосферная коррекция при одночастотных (L5) наблюдениях может быть осуществлена в системе IRNSS при помощи 8 параметров модели Клабушара, транслируемых в составе навигационного сообщения.

Коэффициенты коррекции: Альфа-коэффициенты (α_n ; $n = 0,1,2,3$), Бета-коэффициенты (β_n ; $n = 0,1,2,3$).

Тип сообщения №14. Параметры дифференциальной коррекции (DC)

Эти параметры предоставляют пользователям набор поправок, которые применяются к данным часов и эфемерид, передаваемых другими спутниками в режиме AutoNav. Параметры коррекции применяются к эфемеридам и часовым коэффициентам, транслируемым спутником в режиме AutoNav.

Каждый пакет данных постоянного тока содержит два типа поправок: дифференциальные поправки эфемерид (EDC) и дифференциальные поправки спутниковых часов (CDC). Дифференциальные поправки спутниковых часов (CDC) включают в себя коэффициент смещения шкалы времени спутника ($\delta af0$) и коэффициент дрейфа шкалы времени спутника ($\delta af1$). Параметры EDC содержат поправку к шести кеплеровым элементам орбиты, то есть альфа-коррекцию к параметрам эфемерид ($\Delta\alpha$), бета-коррекцию к параметрам эфемерид ($\Delta\beta$), гамма-коррекцию к параметрам эфемерид ($\Delta\gamma$), коррекцию угла наклона (Δi), коррекцию долготы восходящего угла орбиты ($\Delta\Omega$) и поправку в большую полуось орбиты (ΔA).

Точность дифференциальной коррекции (UDRA) позволяет пользователям оценивать точность, полученную после применения дифференциальных поправок. UDRA сопоставляется с индексом UDRA (табл. 3.1.5).

Тип сообщения №18. Текстовые данные

Данный тип данных в навигационном сообщении IRNSS позволяет передавать короткие текстовые сообщения. Сообщение содержит уникальный идентификатор текста, счётчик блоков, которые необхо-

Индекс точности дифференциальной коррекции

Индекс	UDRA, м	Индекс	UDRA, м
15	$6144,00 < UDRA \leq 6144,00$	-1	$1,20 < UDRA \leq 1,70$
14	$3072,00 < UDRA \leq 6144,00$	-2	$0,85 < UDRA \leq 1,20$
13	$1536,00 < UDRA \leq 3072,00$	-3	$0,60 < UDRA \leq 0,85$
12	$768,00 < UDRA \leq 1536,00$	-4	$0,43 < UDRA \leq 0,60$
11	$384,00 < UDRA \leq 768,00$	-5	$0,30 < UDRA \leq 0,43$
10	$192,00 < UDRA \leq 384,00$	-6	$0,21 < UDRA \leq 0,30$
9	$96,00 < UDRA \leq 192,00$	-7	$0,15 < UDRA \leq 0,21$
8	$48,00 < UDRA \leq 96,00$	-8	$0,11 < UDRA \leq 0,15$
7	$24,00 < UDRA \leq 48,00$	-9	$0,08 < UDRA \leq 0,11$
6	$13,65 < UDRA \leq 24,00$	-10	$0,06 < UDRA \leq 0,08$
5	$9,65 < UDRA \leq 13,65$	-11	$0,04 < UDRA \leq 0,06$
4	$6,85 < UDRA \leq 9,65$	-12	$0,03 < UDRA \leq 0,04$
3	$4,85 < UDRA \leq 6,85$	-13	$0,02 < UDRA \leq 0,03$
2	$3,40 < UDRA \leq 4,85$	-14	$0,01 < UDRA \leq 0,02$
1	$2,40 < UDRA \leq 3,40$	-15	$UDRA \leq 0,01$
0	$1,70 < UDRA \leq 2,40$	-16	Точность неизвестна

димо принять, чтобы получить полный текст, идентификатор блока, указывающий его положение в тексте и собственно текстовые данные. В каждом блоке передаётся не более чем 25 символов.

Тип сообщения №18. Параметры шкалы времени IRNSS

Содержит параметры, характеризующие шкалу времени IRNSS:

- коэффициент смещения шкалы времени IRNSS относительно шкалы времени UTC (A0utc);
- коэффициент дрейфа шкалы времени IRNSS относительно шкалы времени UTC (A1utc);
- скорость изменения коэффициента дрейфа шкалы времени IRNSS относительно шкалы времени UTC (A2utc);
- счётчик времени от предыдущей секунды координации (ΔtLS);
- время в текущей неделе (toutc);
- номер текущей недели (WNoutc);
- номер недели для секунды координации (WNLSF);
- день для секунды координации (DN);

счётчик времени до следующей секунды координации (Δt_{LSF}).

Используя эти параметры, пользователь может перейти от шкалы времени IRNSS к шкале времени UTC.

Вторая группа параметров шкалы времени IRNSS устанавливает её связь со шкалой времени другой системы ГНСС:

коэффициент смещения шкалы времени IRNSS по отношению к шкале времени GPS (A0);

коэффициент дрейф шкалы времени IRNSS по отношению к шкале времени GPS (A1);

скорость изменения коэффициента дрейфа временной шкалы IRNSS относительно шкалы времени GPS (A2).

Идентификатор системы позволяет определить, для какой из систем ГНСС приводятся параметры (0–GPS, 1–GALILEO, 2–GLONASS, 7–UTC, 3–6 находятся в резерве).

Тип сообщения №0

Транслируется в тех случаях, когда отсутствуют другие сообщения, ожидающие трансляции. Представляет собой чередование нулей и единиц.

Порядок трансляции сообщений

Широковещательная передача субкадров и сообщений упорядочена по времени для обеспечения оптимальной производительности пользователя. Подкадры 1 и 2 должны транслироваться не реже одного раза в 48 с. Все другие сообщения должны транслироваться между ними как часть подкадров 3 и 4, через интервал, не превышающий максимальный интервал трансляции. Тип сообщения 0 передается, если нет сообщений, ожидающих трансляции. Максимальные интервалы трансляции для всех типов сообщений представлены в табл. 3.1.6.

Т а б л и ц а 3.1.6

Максимальные интервалы трансляции сообщений

Тип сообщения	Максимальный интервал
Подкадры 1 и 2	48 с
Тип сообщения №5	5 мин
Тип сообщения №7	60 мин
Тип сообщения №9	20 мин
Тип сообщения №11	10 мин
Тип сообщения №14	По мере необходимости
Тип сообщения №18	По мере необходимости
Тип сообщения №26	20 мин
Тип сообщения №0	По мере необходимости

Алгоритм для коррекции шкалы времени спутника

Часовые коэффициенты, передаваемые как часть подкадра 1, используются для коррекции шкалы времени IRNSS. Коэффициенты, переданные в подкадре 1, описывают смещение шкалы времени, ощущаемое пользователем в интервал времени, которому соответствуют транслируемые параметры.

Пользователь должен исправить время, полученное от спутника, с помощью уравнения

$$t = t_{sv} - \Delta t_{sv},$$

где t – системное время IRNSS (в секундах) в момент передачи сообщения; t_{sv} – действительное время фазы спутникового PRN-кода в момент передачи сообщения (в секундах); Δt_{sv} – время смещения фазы кода спутникового PRN (в секундах).

Смещение фазы кода вычисляется по формуле

$$\Delta t_{sv} = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oc}) + a_{f2}(t - t_{oc})^2 + \Delta t_r,$$

где a_{f0} , a_{f1} и a_{f2} – коэффициенты полинома, транслируемые в подкадре 1; t_{oc} – опорная эпоха; Δt_r – поправка за релятивистские эффекты,

$$\Delta t_r = Fe\sqrt{A} \sin(E_k),$$

где A , e , E_k – параметры эфемерид; F – константа,

$$F = \frac{-2\sqrt{\mu}}{c^2} = -4,442807633 \cdot 10^{-10}, \text{ с} / \sqrt{\text{м}}.$$

Алгоритм для вычисления эфемерид спутника IRNSS

Используя параметры эфемерид, транслируемых в подкадрах 1 и 2 навигационного сообщения, пользователь может вычислить координаты фазового центра антенны спутника IRNSS в геоцентрической системе координат WGS-84 на нужный момент времени.

При вычислениях используются константы системы координат WGS-84, в частности, геоцентрическая гравитационная постоянная μ и угловая скорость вращения Земли $\dot{\Omega}_e$:

$$\mu = 3.986005 \cdot 10^{14} \frac{\text{М}^3}{\text{с}^2}; \quad \dot{\Omega}_e = 7.2921151467 \cdot 10^{-5} \frac{\text{рад}}{\text{с}}.$$

Для вычисления координат используется следующий алгоритм. Вычисляются:

$$\text{большая полуось орбиты } a = (\sqrt{A})^2; ;$$

$$\text{среднее движение } n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{a}};$$

время, прошедшее с момента опорной эпохи эфемерид $t_k = t - t_{oc}$.

Вводится поправка в вычисленное среднее движение $n = n_0 + \Delta n$.

Вычисляется средняя аномалия орбиты $M_k = M_0 + n t_k$.

Уравнения Кеплера решаются итеративным методом, вычисляется эксцентрисическая аномалия $M_k = E_k - e \sin E_k$.

Вычисляется истинная аномалия $v_k = \tan^{-1} \left\{ \frac{\sin v_k}{\cos v_k} \right\}$,

где

$$\begin{aligned} \sin v_k &= \sqrt{1 - e^2} \sin E_k / (1 - e \cos E_k); \\ \cos v_k &= (\cos E_k - e) / (1 - e \cos E_k). \end{aligned}$$

Вычисляются:

аргумент широты $\Phi_k = v_k + \omega$;

поправки в аргумент широты, радиус орбиты и угол наклона орбиты

$$\begin{aligned} \delta u_k &= c_{us} \sin 2\Phi_k + c_{uc} \cos 2\Phi_k; \\ \delta r_k &= c_{rs} \sin 2\Phi_k + c_{rc} \cos 2\Phi_k; \\ \delta i_k &= c_{is} \sin 2\Phi_k + c_{ic} \cos 2\Phi_k. \end{aligned}$$

Вводятся поправки в аргумент широты, радиус орбиты и угол наклона орбиты:

$$\begin{aligned} u_k &= \Phi_k + \delta u_k; \\ r_k &= a(1 - e \cos E_k) + \delta r_k; \\ i_k &= i_0 + \delta i_k + (\text{IDOT})t_k. \end{aligned}$$

Вводятся поправки в долготы восходящего узла

$$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} + \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{0e}.$$

В результате вычисляем геоцентрические координаты:

$$\begin{aligned} x_k &= x'_k \cos \Omega_k - y'_k \cos i_k \sin \Omega_k; \\ y_k &= x'_k \sin \Omega_k + y'_k \cos i_k \cos \Omega_k; \\ z_k &= y'_k \sin i_k. \end{aligned}$$

3.2. QZSS

QZSS (Quasi-Zenith Satellite System) – японская региональная спутниковая система, которая расширит возможности GPS, а также имеет собственные ограниченные навигационные возможности. Главным об-

разом, благодаря QZSS будет предоставляться комплексный сервис для мобильных устройств, включающий услуги связи (в том числе передача аудио и видеоданных) и позиционирования. В настоящее время система находится на стадии проектирования.

В 2002 году правительство Японии официально одобрило концепцию QZSS, разработанную группой ASBC, в которую входят Mitsubishi Electric Corp., Hitachi Ltd., и GNSS Technologies Inc. Первоначально планировалось запустить систему в эксплуатацию к 2008 году, но с течением времени сроки сдвигались. Предпосылкой появления такой системы является бурное развитие GPS-технологий в Японии, включая автомобильные навигаторы и мобильные телефоны с GPS-приемником. Ожидается, что использование новой системы позволит достичь более высокой точности и надежности навигационного сигнала. Это станет возможным благодаря улучшению видимости, доступности, геометрического расположения спутников, а также корректировочным сообщениям.

3.2.1. Космический сегмент QZSS

Космический сегмент системы состоит из трех спутников, расположенных на эллиптических орбитах (НЕО) над Азией, позволяющих КА находиться более 12 часов в сутки на высоте более 70°. С этим связано название системы («квази-зенитная»), кажется, что спутники постоянно находятся в зените. Эта особенность важна для гористой местности или городов с высокими зданиями. Диапазоны – L, S-и Ku. S-диапазон предназначен для низкоскоростной связи, Ku-сигналы для высокоскоростной передачи данных. Пять из шести сигналов QZSS используют те же самые структуры, частоты и форматы сообщений, что и сигналы GPS. QZSS будет передавать сигналы L1-C/A и L1C, а также планируемые L2C и L5. На территории Японии будет доступен сигнал L1-SAIF (submeter-class augmentation with integrity function – дополнение субметрового класса с функцией целостности), который будет передавать дифференциальные поправки на частоте 1575,75 МГц. Экспериментальный сигнал, передаваемый на частоте 1278,75 МГц, совместим с сигналом E6 Galileo. Предполагается обеспечить совместимость с китайской навигационной системой BDS.

Спутники будут запущены при помощи японской ракеты-носителя Н-ПА или ракеты аналогичного типа. Космические аппараты смогут

излучать сигналы в диапазонах L, S-и Ku. В ходе межправительственной встречи по вопросам применения системы GPS и ее дополнений, которая состоялась 10 ноября 2008 года, было заключено соглашение, гарантирующее взаимодействие и совместимость глобальной системы местоопределения и QZSS.

3.2.2. Услуги QZSS

Точность работы системы во многом зависит от точности, с которой могут быть определены орбиты QZSS-спутников. Для этого требуется построение сети наземных станций. Проект системы предполагает использование трех типов контрольных сетей. Первая часть наземного сегмента – это станции, обеспечивающие сбор данных об эфемеридах, времени QZSS и ошибках часов. Эти данные будут передаваться на спутники QZSS и включаться в навигационные сообщения. В будущем те же функции смогут предоставляться для Galileo и ГЛОНАСС. Вторую сеть наземных станций предлагается использовать для получения точных данных эфемериды. Для этого спроектирован региональный компонент, включающий 8 станций для мониторинга QZSS-спутников и глобальный компонент из 25 станций для мониторинга спутниковой группировки GPS. Третья сеть нужна для сбора атмосферных данных. Она будет включать 20 базовых станций на территории Японии и 10 станций в других азиатских странах.

Кроме того, Управление гражданской авиации Японии разработало космическую вспомогательную систему MSAS. Аббревиатура расшифровывается как «MTSAT Satellite-based Augmentation System». MSAS предоставляет уточняющие сигналы для потребностей авиации при помощи спутников MTSAT (Multi-functional Transport Satellite), расположенных на высоте 36 000 км на геостационарной орбите. После успешных запусков космических аппаратов MTSAT-1R и MTSAT-2, которые проходили наряду с развертыванием системы базовых станций и процесса тестирования. MSAS официально используется в авиации, начиная с 27 сентября 2007 года.

Сигналы, которые будут излучать спутники QZSS, полностью совместимы с сигналами будущей GPS (L1 – 1575,42 МГц; L2 – 1227,60 МГц; L5 – 1176,45 МГц).

Японская QZSS в основном предназначена для улучшения характеристик GPS на национальной и некоторых соседних территориях.

Ожидается, что внедрение QZSS позволит существенно повысить эффективность решения навигационных и других задач и придаст ускорение внедрению новых применений для навигации, которые требуют большей точности и надежности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. <https://www.glonass-iac.ru/> - WEB-сайт информационно-аналитического центра координатно-временного и навигационного обеспечения (ИАЦ КВНО) ФГУП ЦНИИМАШ.
2. *Интерфейсный* контрольный документ ГЛОНАСС, Редакция 5.1, 2008.
3. <https://www.iss-reshetnev.ru/> - WEB-сайт АО «ИНФОРМАЦИОННЫЕ СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ» имени академика М.Ф. Решетнёва.
4. *Интерфейсный* контрольный документ ГЛОНАСС – общее описание системы с кодовым разделением сигналов, редакция 1.0, 2016.
5. *Интерфейсный* контрольный документ для сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением в диапазоне L1, редакция 1.0, 2016.
6. *Интерфейсный* контрольный документ для сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением в диапазоне L2, редакция 1.0, 2016.
7. *Интерфейсный* контрольный документ для сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением в диапазоне L3, редакция 1.0, 2016.
8. *European GNSS (Galileo) Open Service, Signal In Space Interface Control Document*, September 2010 .
9. *European GNSS (Galileo) Open Service, Signal In Space Interface Control Document*, Union 2014.
10. *Глобальная Навигационная Спутниковая Система ГЛОНАСС. Интерфейсно контрольный документ Навигационный радиосигнал в диапазонах L1, L2 (редакция 5.1) М.*, 2008.
11. *European GNSS (Galileo) Open Service, Signal-In-Space, Operational Status Definition, Navigation Solutions Powered By Europe*, Union 2015.
12. *European GNSS (Galileo) Open Service, Ionospheric Correction Algorithm for Galileo Single Frequency Users, Navigation Solutions Powered By Europe*, Union 2015.
13. *EGNOS Open Service (OS), Service Definition Document, Navigation Solutions Powered By Europe and The European GNSS Agency*, Union, 2015.
14. *Global Positioning System Wide Area Augmentation System (WAAS) Performance Standard*, 31 October 2008.
15. *MSAS Status*, Hideaki Tashiro JCAB, MLIT, Feb 5, 2014.
16. *BeiDou Navigation Satellite System Signal In Space Interface Control Document Open Service Signal (Version 2.0) China Satellite Navigation Office* December 2013.
17. *Quasi-Zenith Satellite System, Navigation Service Interface*

Specification for QZSS (IS-QZSS) V1.6, Japan Aerospace Exploration Agency, November 28, 2014.

18. *Quasi-Zenith Satellite System (QZSS) Project*, HAMA Shin'ichi, TAKAHASHI Yasuhiro, KIMURA Kazuhiro, ITO Hiroyuki, and AMAGAI, Jun 2010.

19. *M. Nakamura et al.*, "Development status of the world's GNSSs and the trend of the satellite positioning utilization," Special issue of this NICT Journal, 5-1, 2010.

20. *Technical Working Group Report to the U.S.- Japan GPS Plenary, GPS-QZSS compatibility and interoperability, GPS-QZSS Technical Working Group* January 18, 2012.

21. *Current status of Quasi-Zenith Satellite System*, Japan Aerospace Exploration Agency, QZSS Project Team #4, International Committee on GNSS, @ Saint-Petersburg, Russian Federation 14,18 September 2009.

22. *Стандарт эксплуатационных характеристик открытого сервиса системы ГЛОНАСС*, Каплев С.А., Болкунов А.И. Информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения (ИАЦ КВНО ФГУП ЦНИИмаш).

23. *Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard*, September 2008.

24. *Interface Control Document, Navstar GPS Space Segment / User Segment L5 Interfaces*, 02 December 2002.

25. *Interface Control Document Navstar GPS Space Segment / Navigation User Interfaces*, 12 April 2000.

Содержание

Введение	3
1. Наземные радионавигационные системы	4
1.1. Системы навигации по лучу	4
1.2. Системы гиперболической навигации	5
2. Виды навигационных спутниковых систем	14
2.1. GPS	14
2.2. ГЛОНАСС	18
2.3. BDS (BeiDou Navigation Satellite System)	29
2.4. Галилео	51
3. Региональные навигационные системы	55
3.1. IRNSS	55
3.2. QZSS	69
Список литературы	73

Внутривузовское издание

Подписано в печать 17.11.2017.
Гарнитура Таймс Формат 60×90/16
Бумага офсетная Объем 4,75 усл. печ. л
Тираж 25 экз. Заказ № 151

Отпечатано в УПП «Репрография» МИИГАиК