

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО СВЯЗИ

**Федеральное государственное
образовательное бюджетное учреждение
высшего профессионального образования
«САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКИЙ
ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ ТЕЛЕКОММУНИКАЦИЙ
им. проф. М. А. БОНЧ-БРУЕВИЧА»**

Г.Г.Павлова

Системы спутниковой радионавигации

**ПРАКТИКУМ
ПО ДИСЦИПЛИНЕ**

СПб ГУТ)))

**САНКТ-ПЕТЕРБУРГ
2018**

УДК
ББК

Рецензент:

доцент кафедры РОС СПбГУТ им. М.А.Бонч-Бруевича к.т.н. Ликонцев А.Н.

Павлова, Г. Г.

- П Системы спутниковой радионавигации: практикум / Г.Г.Павлова : СПбГУТ. – СПб. 2018. – 73 с.

Рассмотрены приемно-передающие тракты систем спутниковой радионавигации, а также вопросы, касающиеся расчета и выбора элементов линий связи.

Практикум по дисциплине состоит из разделов: «Спутниковые системы навигации», «Математическое представление метода определения географических координат и скорости в системах глобального позиционирования» и «Моделирование СРНС», где рассматриваются методы определения координат и параметров движения наземного объекта с приведением примеров расчетов для самостоятельного решения навигационной задачи, а также приводится пример создания модели СРНС в программной среде Matlab Simulink..

УДК
ББК

© Павлова Г.Г., 2018

© Федеральное государственное образовательное бюджетное учреждение высшего профессионального образования «Санкт-Петербургский государственный университет телекоммуникаций им. проф. М. А. Бонч-Бруевича», 2018

Оглавление

1. Спутниковые системы навигации.....	5
1.1. Система навигации, использующая специализированную спутниковую радионавигационную систему.....	5
1.2. Сетевая радионавигационная спутниковая система ГЛОНАСС.....	8
1.3. Система Глобального Позиционирования (GPS).....	15
1.4. Сравнение GPS и ГЛОНАСС.....	19
1.5. Алгоритмы приема и измерения параметров спутниковых радионавигационных сигналов.....	20
2. Разновидности систем определения координат подвижного объекта.....	36
2. 1. Система местоопределения, использующая геостационарные спутники связи.....	36
2.2. Космическая система КОСПАС-САРСАТ.....	38
3. Математическое представление метода определения географических координат и скорости в системах глобального позиционирования.....	43
3.1 Определение географических координат подвижного объекта.....	43
3.2.Пример расчета координат и скорости подвижного объекта.....	47
4. Моделирование СРНС.....	50
4.1. Этапы создания модели СРНС.....	50
4.2 Формирование навигационного сигнала.....	51
4.3. Спектр сигналов НС.....	52
4.4. Структурная схема приемника ГЛОНАСС	54
4.4. Структурная схема коррелятора.....	55
5. Влияние эффекта Доплера на спектр частот, передаваемых с борта космических станций, находящихся на наклонных орбитах.....	57
5.1. Основные параметры объектов, входящих в состав космической линии связи.....	57
5.2. Расчет наклонной дальности для спутника, движущегося по наклонной круговой орбите.....	58
5.3.Расчет частотного сдвига, появляющегося вследствие эффекта	

Доплера.....	59
Библиографический список.....	60
Приложение 1. Расчет координат и скорости подвижного объекта.....	61
Приложение 2. Пример расчета наклонной дальности и частотного сдвига, возникающего вследствие эффекта Доплера при использовании искусственных спутников Земли, находящихся на наклонных орбитах.....	70

1. Спутниковые системы навигации

1.1. Система навигации, использующая специализированную спутниковую радионавигационную систему

Развитие космических систем связи и навигации началось параллельно. В навигационных системах присутствовали служебные комплексы связи, но они не являлись системами связи массового обслуживания, а для решения задачи управления и связи с подвижными объектами необходимо знание координат объектов. Возможности совмещения услуг местоопределения и связи нашло применение в обслуживании транспортных сухопутных перевозок, породив целое направление – телематику. Одновременно возможность измерения и передачи координат подвижных объектов давала возможность создания нового класса систем – систем глобального аварийного оповещения.

Современное поколение космических систем связи настолько тесно интегрирует в себя сервис координатометрии, что принципиально использует его в алгоритмах системы автоматизированного управления связью (АСУС) и тарификации. Относительно требований к точности определения координат, существуют требования Международной Морской Организацией (ИМО) сформулированные в 1983 г. в Резолюции А.529(13), содержащей стандарты точности судовождения удовлетворяющие нужды общей навигации. При этом районы плавания для судов, следующих со скоростью до 30 узлов подразделяются на две основные зоны: открытое море и прибрежные районы, включая подходы к портам и портовые воды, в которых ограничена свобода маневрирования судов.

В первой зоне точность судовождения должна быть не хуже 4% от расстояния до ближайшей навигационной опасности, с максимумом в 4 мили при наибольшем допустимом интервале времени от момента последнего местоопределения.

Во второй зоне точность регламентируется принятой в 1995г. Резолюцией ИМО А.815(19) по Всемирной Радионавигационной Системе (ВРНС) и эта точность не должна быть хуже 10 м с вероятностью 95%.

Информация о местоположении судна должна обновляться с интервалом не более 10 с. Однако, если информация о местоположении судна используется для непосредственного управления судном, или в электронных картах судовых электронных картографических систем, то в этих случаях обновление информации должно осуществляться с интервалом не более 2 с. Поэтому стали развиваться системы сочетающие возможность определения координат подвижных объектов и организации связи между ними. Первыми такими системами стали система OmniTracs и система Коспас-Сарсат действующие и в настоящее время. Первая предназначена для связи с подвижными объектами и определения их координат, вторая для аварийного оповещения, где связная часть играет подчиненную роль, призванную обеспечить доставку сигнала и координат места бедствия.

С технической точки зрения созданные системы навигации ГЛОНАСС и GPS являются уникальными научно-техническими комплексами, обеспечивающими в настоящее время наибольшую точность глобальной временной и координатной привязки абонентов. Однако это стало возможным благодаря применению в бортовых радиотехнических комплексах ИСЗ наиболее передовых достижений в области квантовых стандартов частоты и созданию соответствующих систем баллистического обеспечения. Применяемые в настоящее время в этих системах радиосигналы обеспечивают необходимый уровень предельной точности проведения измерений координат.

Развитие отечественной спутниковой радионавигационной системы (СРНС) ГЛОНАСС имеет уже практически сорокалетнюю историю, начало которой положено, как чаще всего считают, запуском 4 октября 1957 г. в Советском Союзе первого в истории человечества искусственного спутника Земли (ИСЗ). Измерения доплеровского сдвига частоты передатчика этого ИСЗ на пункте наблюдения с известными координатами позволили определить параметры движения этого спутника. Обратная задача была очевидной: по измерениям того же доплеровского сдвига при известных координатах ИСЗ найти координаты пункта наблюдения.

В 1979 г. была сдана в эксплуатацию навигационная система 1-го поколения "Цикада" в составе 4-х навигационных спутников (НС), выведенных на круговые орбиты высотой 1000км, наклоном 83° и равномерным распределением плоскостей орбит вдоль экватора. Она позволяет потребителю в среднем через каждые полтора-два часа входить в радиокontakt с одним из НС и определять плановые координаты своего места при продолжительности навигационного сеанса до 5 ... 6 мин.

В ходе испытаний было установлено, что основной вклад в погрешность навигационных определений вносят погрешности передаваемых спутниками собственных эфемерид, которые определяются и закладываются на спутники средствами наземного комплекса управления. Поэтому наряду с совершенствованием бортовых систем спутника и корабельной приемоиндикаторной аппаратуры, разработчиками системы серьезное внимание было уделено вопросам повышения точности определения и прогнозирования параметров орбит навигационных спутников. В результате точность передаваемых в составе навигационного сигнала собственных эфемерид была повышена практически на порядок и составляет в настоящее время на интервале суточного прогноза величину 70 ... 80 м, а среднеквадратическая погрешность определения морскими судами своего местоположения уменьшилась до 80 ... 100 м.

Эфемериды (в астрономии) - координаты небесных светил, параметры орбит спутников и другие переменные астрономические величины, вычисленные для ряда последовательных моментов времени и сведенные в таблицы.

Спутниковые системы местоопределения подвижных объектов базируются на использовании радиолиний, обеспечивающих передачу сигналов между подвижным объектом, искусственным спутником Земли (ИСЗ) и наземной станцией. При этом подвижный объект, ИСЗ и наземная станция оснащаются радиотехническим оборудованием в зависимости от используемой конфигурации системы и метода определения координат объекта. Далее будут

рассмотрены три наиболее распространенных типа конфигурации систем местоопределения.

Спутниковые системы местоопределения (или навигации подвижных объектов) - сравнительно новая, быстро развивающаяся ветвь навигации или отслеживания перемещения подвижных объектов.

Спутниковой радионавигационной системой принято называть систему, в которой группировка ИСЗ выполняет роль опорных радионавигационных точек. К числу таких систем относятся NAVSTAR (NAVigation System using Timing And Ranging) или GPS (Global Positioning System) (США) и «ГЛОНАСС» (Россия). Эти системы относятся к категории пассивных систем с самоопределением. В них радиопередатчик имеется только на навигационных ИСЗ, а аппаратура, размещаемая на подвижном объекте, имеет только приемник сигналов ИСЗ и устройство обработки сигналов и вычисления координат объекта. В данных навигационных системах результаты вычисления координат объекта имеются только на самом объекте, т.е. аппаратура объекта сама определяет свои координаты. Общепринятое название этой аппаратуры - аппаратура потребителя спутниковой навигации (АПСН).

Схема построения системы радиоместоопределения и сопровождения подвижных объектов на основе спутниковой радионавигационной системы представлена на рис. 1.1.

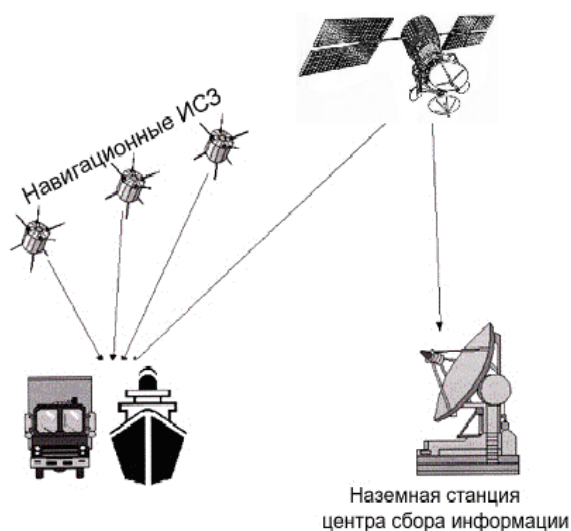


Рис. 1.1. Схема построения системы радиоместоопределения

Аппаратура, устанавливаемая на подвижном объекте - аппаратура потребителя, осуществляет прием на направленную антенну навигационных сигналов одновременно от нескольких ИСЗ (не менее 4-х), находящихся в зоне видимости. По поступающей от ИСЗ кодовой информации о параметрах излучаемого со спутника сигнала, а также данных об орбитальных параметрах движения ИСЗ (эфемеридная информация) в ЭВМ аппаратуры потребителя по заложенным алгоритмам определяются географические координаты подвижного объекта, скорость и направление движения. Данные о координатах и скорости подвижного объекта могут представляться потребителю в визуальной форме на табло и запоминаются с регистрацией времени измерения. Для передачи навигационных параметров подвижного объекта в центр сбора данных на подвижном объекте используется отдельный канал связи подвижной спутниковой службы (ПСС).

В данной схеме (рис. 1.1) указан канал спутниковой связи подвижного объекта с наземной станцией центра сбора информации через геостационарный спутник связи (ГСС). Сеанс измерения навигационных параметров и их передача от подвижного объекта включается по запросу из центра сбора. При этом не требуется вмешательства оператора на подвижном объекте.

1.2. Сетевая радионавигационная спутниковая система ГЛОНАСС

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

Система в целом включает в себя три функциональные части (в профессиональной литературе эти части называются сегментами):

- космический сегмент, в который входит орбитальная группировка искусственных спутников Земли (иными словами, навигационных космических аппаратов);

- сегмент управления, наземный комплекс управления (НКУ) орбитальной группировкой космических аппаратов;
- аппаратура пользователей системы.

Из этих трёх частей последняя, аппаратура пользователей, самая многочисленная. Система ГЛОНАСС является беззапросной, поэтому количество потребителей системы не имеет значения. Помимо основной функции - навигационных определений - система позволяет производить высокоточную взаимную синхронизацию стандартов частоты и времени на удалённых наземных объектах и взаимную геодезическую привязку. Кроме того, с её помощью можно производить определение ориентации объекта на основе измерений, производимых от четырёх приёмников сигналов навигационных спутников.

В системе ГЛОНАСС в качестве радионавигационной опорной станции используются навигационные космические аппараты (НКА), вращающиеся по круговой геостационарной орбите на высоте ~ 19100 км (рис. 1.2).

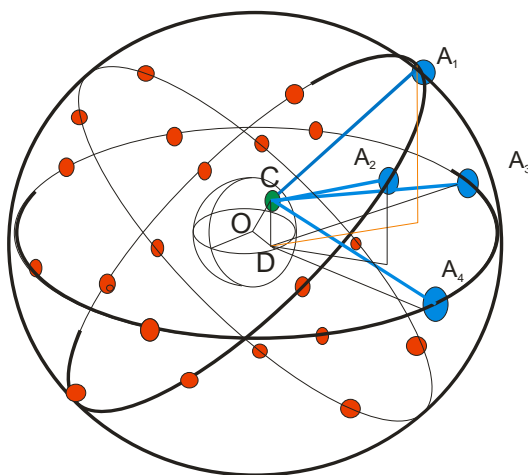


Рис. 1.2. Сетевая радионавигационная спутниковая система ГЛОНАСС

Период обращения спутника вокруг Земли равен, в среднем, 11 часов 45 минут. Время эксплуатации спутника — 5 лет, за это время параметры его орбиты не должны отличаться от номинальных значений больше чем на 5%.

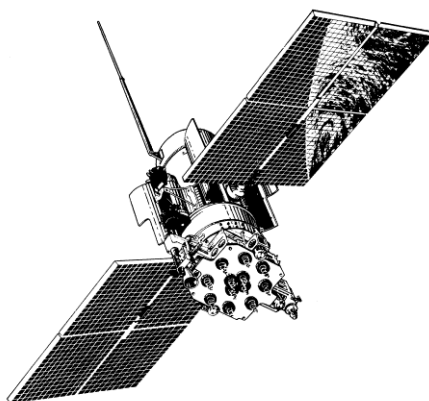


Рис. 1.3. Отечественный спутник ГЛОНАСС – М

Навигационный спутник представляет собой герметичный контейнер диаметром 1,35 м и длиной 7,84 м, внутри которого размещается различного рода аппаратура (рис. 1.3). Питание всех систем производится от солнечных батарей. Общая масса спутника - 1415 кг. В состав бортовой аппаратуры входят: бортовой навигационный передатчик, хронизатор (часы), бортовой управляющий комплекс, система ориентации и стабилизации и так далее.

Сегмент наземного комплекса управления системы ГЛОНАСС (рис. 1.4) выполняет следующие функции:

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



Рис.1.4. Сегмент наземного комплекса управления системы ГЛОНАСС

Для синхронизации шкал времени различных спутников с необходимой точностью на борту НКА используются цезиевые стандарты частоты с относительной нестабильностью порядка 10^{-13} . На наземном комплексе управления (НКУ) используется водородный стандарт с относительной нестабильностью 10^{-14} . Кроме того, в состав НКУ входят средства коррекции шкал времени спутников относительно эталонной шкалы с погрешностью 3...5 нс.

Наземный сегмент обеспечивает эфемеридное обеспечение спутников. Это означает, что на земле определяются параметры движения спутников и прогнозируются значения этих параметров на заранее определённый промежуток времени. Параметры и их прогноз закладываются в навигационное сообщение, передаваемое спутником наряду с передачей навигационного сигнала. Сюда же входят частотно-временные поправки бортовой шкалы времени спутника относительно системного времени. Измерение и прогноз параметров движения НКА производятся в Баллистическом центре системы по результатам траекторных измерений дальности до спутника и его радиальной скорости.

Группировка из 24-х ИСЗ ГЛОНАСС выведена на орбиту и позволяет определить координаты с погрешностью не более 50 м для гражданского кода. Создан наземный сегмент управления спутниками, разработанный в СССР и реализованный Россией.

Структура навигационных радиосигналов системы ГЛОНАСС

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

$$f_{k1} = f_1 + k\Delta f_1$$

$$f_{k2} = f_2 + k\Delta f_2 \quad k = 0, 1, \dots, 24,$$

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

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

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

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

$$\Delta f_{k1} / \Delta f_{k2} = 7/9.$$

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

В диапазоне $L1$ каждый спутник системы ГЛОНАСС излучает 2 несущие на одной и той же частоте, сдвинутые друг относительно друга по фазе на 90° (рис. 1.5).

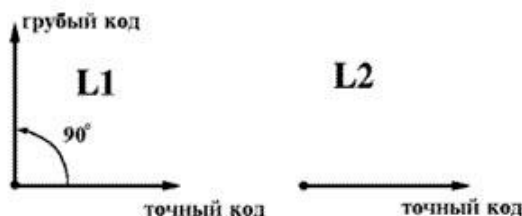


Рис. 1.5. Векторная диаграмма несущих сигналов систем ГЛОНАСС и GPS

Одна из несущих подвергается фазовой манипуляции на 180° . Модулирующий сигнал получают сложением по *mod2* трёх двоичных сигналов (рис. 1.6):

- последовательности навигационных данных, передаваемых со скоростью 50 бит/с (рис. 1, а);
- меандрового колебания, передаваемого со скоростью 100 бит/с (рис. 6,б);
- грубого дальномерного кода, передаваемого со скоростью 511 Кбит/с (рис. 1, в).

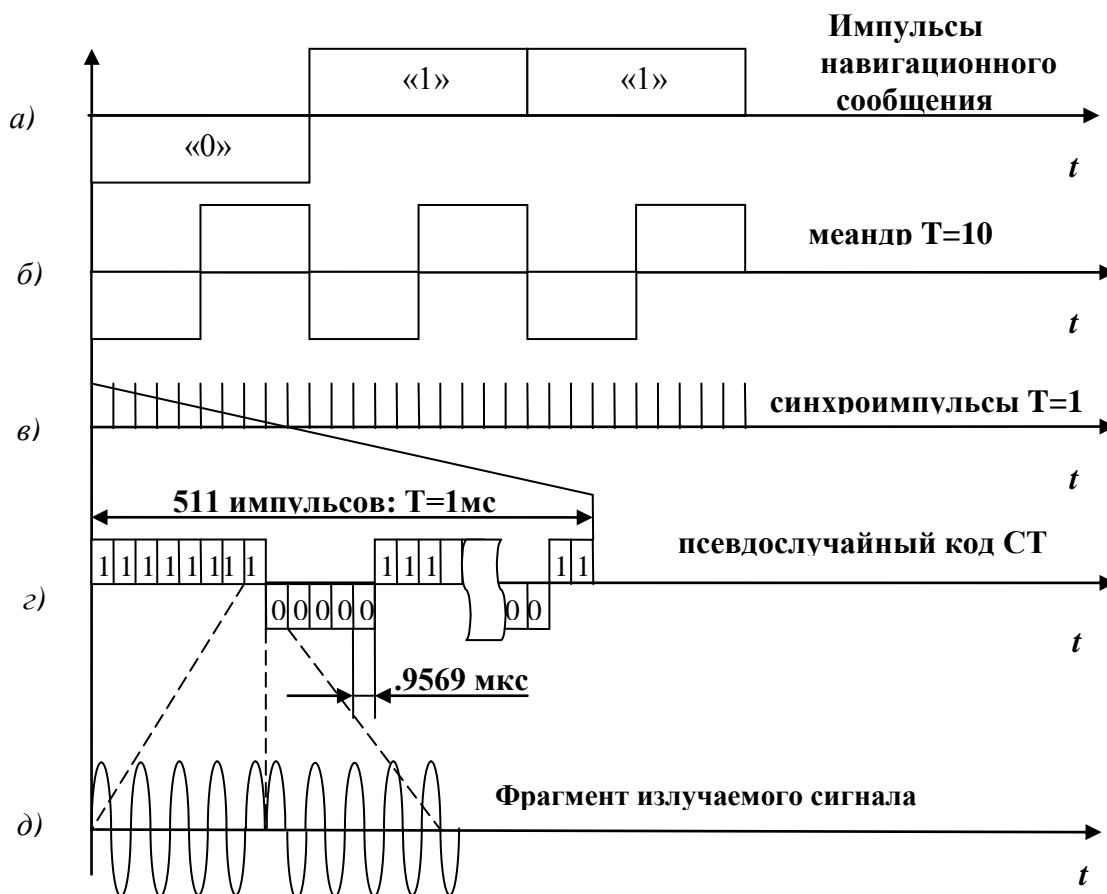


Рисунок 1.6. Структура сигнала ГЛОНАСС

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

Состав и структура навигационных сообщений спутников системы ГЛОНАСС

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

Навигационные сообщения спутников системы ГЛОНАСС необходимы потребителям для навигационных определений и планирования сеансов связи

со спутниками. По своему содержанию навигационные сообщения делятся на оперативную и неоперативную информацию.

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

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

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

Неоперативная информация содержит *альманах*, включающий:

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

Выбор оптимального "созвездия" КА и прогноза доплеровского сдвига несущей частоты обеспечивается за счёт анализа альманаха системы.

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

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

1.3. Система Глобального Позиционирования (GPS)

Global Positioning System (GPS) - спутниковая система определения местонахождения подвижных объектов.

Система GPS создана министерством обороны США и позволяет с точностью до 20 м определять в любой точке земного шара место нахождения неподвижного либо движущегося объекта на земле, в воздухе и на море в трех измерениях с очень высокой точностью. Более того, GPS сообщает скорость передвижения объекта. Эта система позволяет оснастить речные и морские суда, автомобили, самолеты электронными картами, на которых показывается место нахождения объекта и кратчайший (либо наиболее удобный) путь к пункту назначения. GPS используется также для составления географических карт и в задачах геодезии. Система широко используется и гражданскими абонентами.

Система создана в спутниковой сети, образованной спутниками связи, вращающимися вокруг земли по высоким орбитам. В 1995 г. сеть имела 24 спутника (рис. 1.7).

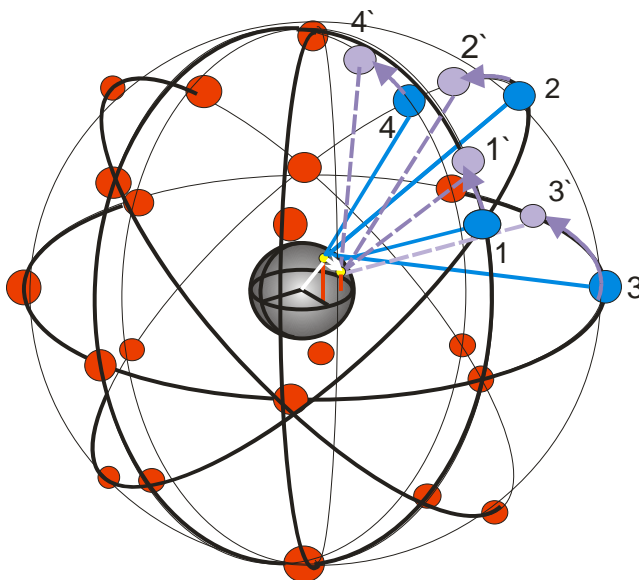


Рис. 1.7. Спутниковая система Глобального Позиционирования
Global Positioning System (GPS)

Для вхождения в GPS каждый абонент должен иметь небольшое устройство. Последнее в бытовом варианте имеет размер, равный портсигару, что позволяет носить его в кармане костюма. Устройство с высокой точностью показывает три координаты объекта, находящегося в любой точке планеты. Одним из важнейших компонентов устройства являются атомные часы, способные измерять время с точностью до наносекунды. Сигналы устройства синхронизируются с приемо-передатчиками спутников связи.

Сетевая радионавигационная спутниковая система GPS

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

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

Как и система ГЛОНАСС, GPS состоит из космического сегмента, наземного командно-измерительного комплекса и сегмента потребителей. Орбитальная группировка GPS состоит из 28 навигационных космических аппаратов. Все они находятся на круговых орбитах с периодом обращения вокруг Земли, равным 12 часам. Высота орбиты каждого спутника равна ~ 20200 км. НКА системы GPS проходили ряд усовершенствований, которые сказывались на их характеристиках в целом. В табл. 1 [2] приведены краткие характеристики космических аппаратов, используемых в системе.

Таблица 1.1. Характеристики КА, используемых в системе GPS

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

Структура навигационных радиосигналов системы GPS

В системе GPS используется кодовое разделение сигналов (CDMA), поэтому все спутники излучают сигналы с одинаковой частотой. Каждый спутник системы GPS излучает два фазоманипулированных сигнала. Частота первого сигнала составляет $L1 = 1575,42$ МГц, а второго - $L2 = 1227,6$ МГц. Сигнал несущей частоты $L1$ модулируется двумя двоичными последовательностями, каждая из которых образована путём суммирования по *mod2* дальномерного кода и передаваемых системных и навигационных данных, формируемых со скоростью 50 бит/с. На частоте $L1$ передаются две квадратурные компоненты, бифазно манипулированные двоичными последовательностями. Первая последовательность является суммой по *mod2* точного дальномерного кода P или засекреченного кода Y и навигационных данных. Вторая последовательность также является суммой по *mod2* грубого C/A (открытого) кода и той же последовательности навигационных данных.

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

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

Состав и структура навигационных сообщений спутников системы GPS

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

В 1-, 2- и 3-м подкадрах передаются данные о параметрах коррекции часов и данные эфемерид КА, с которым установлена связь. Содержание и структура этих подкадров остаются неизменными на всех страницах суперкадра. В 4- и 5-м подкадрах содержится информация о конфигурации и состоянии всех КА системы, альманахи КА, специальные сообщения, параметры, описывающие связь времени GPS с UTC и прочее.

1.4. Сравнение GPS и ГЛОНАСС

Системы GPS и ГЛОНАСС во многом подобны, но имеют и различия (что хорошо видно из таблицы 2). Они разрабатывались с учетом наиболее вероятных областей применения. Поэтому ГЛОНАСС имеет преимущества на высоких широтах, а GPS — на средних.

Сравнительные характеристики систем ГЛОНАСС и GPS Таблица 1.2

Показатель	ГЛОНАСС	GPS
Число КА в полной орбитальной группировке	24	24
Число орбитальных плоскостей	3	6
Число КА в каждой плоскости	8	4
Наклонение орбиты	64,8°	55°
Высота орбиты, км	19 130	20 180
Тип орбиты	Круговая	Круговая
Период обращения спутника	11 ч. 15 мин. 44 с	11 ч. 58 мин. 00 с
Способ разделения сигналов	Частотный	Кодовый

Навигационные частоты, МГц: L1 L2	1602,56 — 1615,5 1246,44 — 1256,5	1575,42 1227,6
Период повторения ПСП	1 мс	1 мс (С/А-код) 7 дней (Р-код)
Тактовая частота ПСП, МГц	0,511	1,023 (С/А-код) 10,23 (Р, Y-код)
Скорость передачи цифровой информации, бит/с	50	50
Длительность суперкадра, мин	2,5	12,5
Число кадров в суперкадре	5	25
Число строк в кадре	15	5
Погрешность* определения координат в режиме ограниченного доступа: горизонтальных, м вертикальных, м	не указана	18 (Р, Y-код) 28 (Р, Y-код)
Погрешности* определения проекций линейной скорости, см/с	15 (СТ-код)	<200 (С/А-код) 20 (Р, Y-код)
Поляризация	Правосторонняя	Правосторонняя
Тип псевдошумовой последовательности	m-последовательность	код Голда
Число элементов кода: С/А Р	511 51 1000	1023 2,35x1014
Скорость кодирования, Мбит/с: С/А Р	0,511 5,11	1,023 10,23
Уровень внутрисистемных радиопомех, дБ	-48	-21,6
Структура навигационного сообщения		
Скорость передачи, бит/с	50	50
Вид модуляции	BPSK (Манчестер)	BPSK NRZ
Длина суперкадра, мин.	2,5 (5 кадров)	12,5 (25 кадров)
Длина кадра, с	30 (15 строк)	30 (5 строк)
Длина строки, с	2	6

При проектировании системы в целом и НКА в частности, большое внимание уделяется вопросам автономного функционирования. Так, космические аппараты первого поколения (Блок-I) обеспечивали нормальную

работу системы (имеется в виду, без существенных ошибок определения координат) без вмешательства сегмента управления в течение 3–4 дней. В аппаратах Блок-II этот срок был увеличен до 14 дней. В новой модификации НКА Блок-III позволяет автономно работать в течение 180 дней без корректировки параметров орбиты с земли, пользуясь лишь автономным комплексом взаимной синхронизации спутников. Аппараты Блок-III предполагается использовать взамен отработавших Блок-III.

1.5. Алгоритмы приема и измерения параметров спутниковых радионавигационных сигналов

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

- радиочастотную часть;
- цифровой~коррелятор;
- процессор.

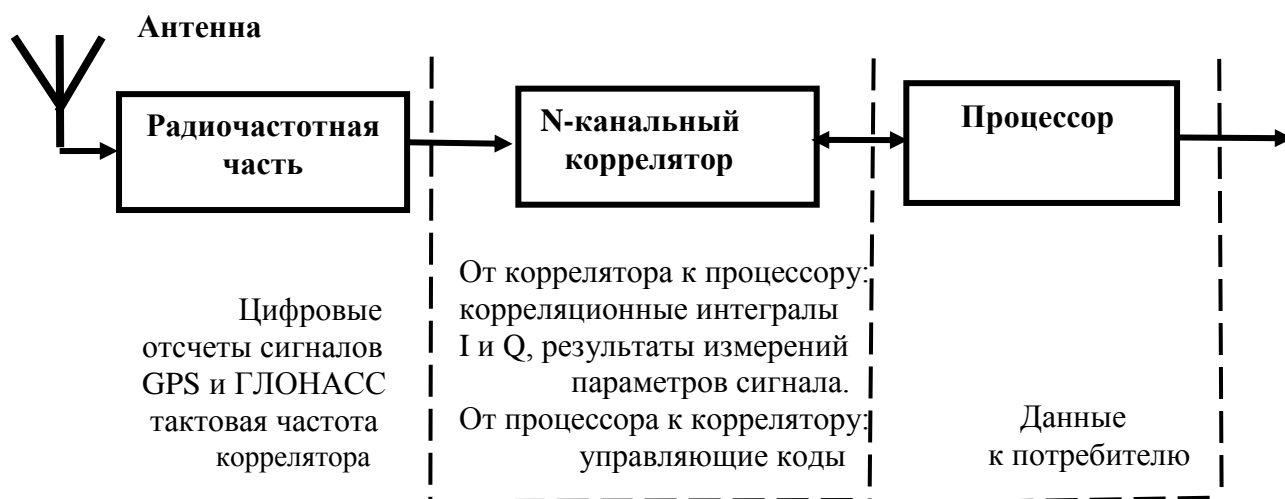


Рис. 1.8. Обобщённая структура приёмника спутниковых радионавигационных сигналов

С выхода антенно-фидерного устройства (антенны) сигнал поступает на радиочастотную часть (рис. 1.8). Основная задача этой части заключается в

усилении входного сигнала, фильтрации, преобразовании частоты и аналого-цифровом преобразовании. Помимо этого, с радиочастотной части приёмника поступает тактовая частота для цифровой части приёмника. С выхода радиочастотной части цифровые отсчёты входного сигнала поступают на вход цифрового коррелятора.

В корреляторе спектр сигнала переносится на "нулевую" частоту. Это производится путём перемножения входного сигнала коррелятора с опорным гармоническим колебанием в синфазном и квадратурном каналах. Далее результат перемножения проходит корреляционную обработку путём перемножения с опорным дальномерным кодом и накоплением на периоде дальномерного кода. В итоге получаем корреляционные интегралы I и Q. Отсчёты корреляционных интегралов поступают в процессор для дальнейшей обработки и замыкания петель ФАП (фазовая автоподстройка) и ССЗ (схема слежения за задержкой). Измерения параметров сигнала в приёмнике производятся не непосредственно по входному сигналу, а по его точной копии, формируемой системами ФАП и ССЗ. Корреляционные интегралы I и Q позволяют оценить степень "похожести" (коррелированности) опорного и входного сигналов. Задача коррелятора, помимо формирования интегралов I и Q, - формировать опорный сигнал, согласно с управляющими воздействиями (кодами управления), поступающими с процессора. Кроме того, в некоторых приёмниках коррелятор формирует необходимые измерения опорных сигналов и передаёт их в процессор для дальнейшей обработки. В то же время, так как опорные сигналы в корреляторе формируются по управляющим кодам, поступающим с процессора, то необходимые измерения опорных сигналов можно производить непосредственно в процессоре, обрабатывая соответствующим образом управляющие коды, что и делается во многих современных приёмниках.

Дальность при радиотехнических измерениях характеризуется временем распространения сигнала от объекта измерения до измерительного пункта. В навигационных системах GPS/ГЛОНАСС излучение сигналов

синхронизировано со шкалой времени системы, точнее, со шкалой времени спутника, излучающего данный сигнал. В то же время, потребитель имеет информацию о расхождении шкалы времени спутника и системы. Цифровая информация, передаваемая со спутника, позволяет установить момент излучения некоторого фрагмента сигнала (метки времени) спутником в системном времени. Момент приёма этого фрагмента определяется по шкале времени приёмника. Шкала времени приёмника (потребителя) формируется с помощью кварцевых стандартов частоты, поэтому наблюдается постоянный "уход" шкалы времени приёмника относительно шкалы времени системы. Разность между моментом приёма фрагмента сигнала, отсчитанным по шкале времени приёмника, и моментом излучения его спутником, отсчитанным по шкале спутника, умноженная на скорость света, называется *псевдодальностью* [4], потому что она отличается от истинной дальности на величину, равную произведению скорости света на "уход" шкалы времени приёмника относительно шкалы времени системы. При решении навигационной задачи этот параметр определяется наравне с координатами потребителя (приёмника).

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

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

Определение координат потребителя

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

Координаты и составляющие вектора скорости меняются очень быстро, поэтому сообщения о параметрах движения спутников содержат сведения не об их координатах и составляющих вектора скорости, а информацию о параметрах некоторой модели, аппроксимирующей траекторию движения КА на достаточно большом интервале времени (около 30 минут). Параметры аппроксимирующей модели меняются достаточно медленно, и их можно считать постоянными на интервале аппроксимации.

Параметры аппроксимирующей модели входят в состав навигационных сообщений спутников. В системе GPS используется Кеплеровская модель движения с оскулирующими элементами. В этом случае траектория полёта КА разбивается на участки аппроксимации длительностью в один час. В центре каждого участка задаётся узловый момент времени, значение которого сообщается потребителю навигационной информации. Помимо этого, потребителю сообщают параметры модели оскулирующих элементов на узловый момент времени, а также параметры функций, аппроксимирующих

изменения параметров модели оскулирующих элементов во времени как предшествующем узловому элементу, так и следующем за ним.

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

В системе ГЛОНАСС для определения точного положения спутника используются дифференциальные модели движения. В этих моделях координаты и составляющие вектора скорости спутника определяются численным интегрированием дифференциальных уравнений движения космического аппарата (КА), учитывающих конечное число сил, действующих на КА. Начальные условия интегрирования задаются на узловой момент времени, располагающийся посередине интервала аппроксимации.

Для определения координат потребителя необходимо знать координаты спутников (не менее 4) и дальность от потребителя до каждого видимого спутника, которая определяется в навигационном приёмнике [4] с точностью около 1 м.

Наклонная дальность является радиусом изоповерхности (шара) с центром в месте нахождения спутника. Пересекаясь с поверхностью Земли, изоповерхность образует условную окружность - изостадию (рис.6.9). Считается, что пересечение трёх изостадий позволяет получить двухмерные координаты (широту и долготу), четырех изостадий - трехмерные координаты (дополнительно к географическим координатам - высоту), при этом средняя квадратическая погрешность обсерваций, принятая в системе, будет составлять не более 100 метров. Каждый спутник (рис. 1.9) можно представить в виде точечного излучателя. В этом случае фронт электромагнитной волны будет

сферическим. Точкой пересечения двух сфер будет та, в которой находится потребитель.

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

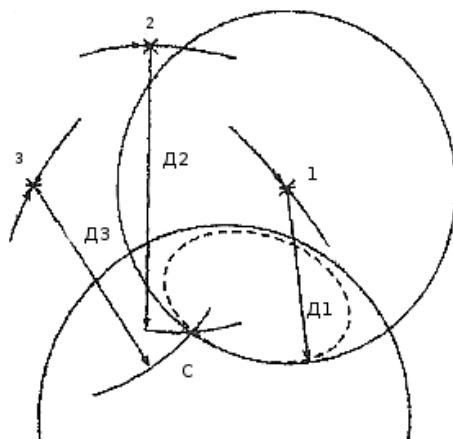


Рис. 1.9. Определение места объекта дальномерным способом
в системе ГЛОНАСС

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

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

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

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

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

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

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

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

Развитие спутниковой навигации

Общее направление модернизации обеих спутниковых систем GPS и ГЛОНАСС связано с повышением точности навигационных определений,

улучшением сервиса, предоставляемого пользователям, повышением срока службы и надёжностью бортовой аппаратуры спутников, улучшением совместимости с другими радиотехническими системами и развитием дифференциальных подсистем. Общее направление развития систем GPS и ГЛОНАСС совпадает, но динамика и достигнутые результаты сильно отличаются.

Совершенствование системы ГЛОНАСС планируется осуществлять на базе спутников нового поколения "ГЛОНАСС-М". Этот спутник будет обладать увеличенным ресурсом службы и станет излучать навигационный сигнал в диапазоне $L2$ для гражданских применений.

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

Системы координат, используемые в СРНС ГЛОНАСС

Для описания движения навигационного спутника используются законы Ньютоновской механики, которые справедливы в инерциальной системе координат, т.е. неподвижной или двигающейся с постоянной скоростью. В качестве такой системы координат в СРНС используется геоцентрическая инерциальная система координат OXYZ, начало координат которой, расположено в центре масс Земли (рис.1.10.).

Плоскость XOY лежит в плоскости экватора Земли, причем ось OX направлена в точку пересечения нулевого меридиана и экватора Земли, а ось OY дополняет прямоугольную систему координат. Ось OZ направлена на северный магнитный полюс.

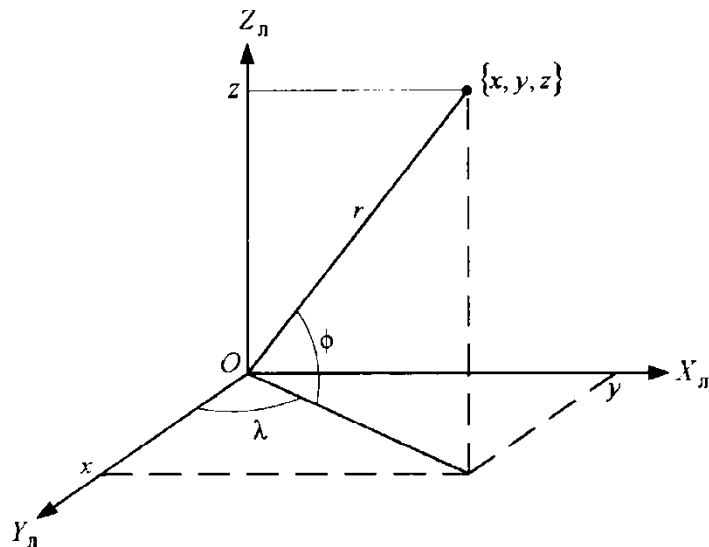


Рис. 1.10. Декартовы и сферические координаты

Для геоцентрической системы координат, связанной с Землей, кроме декартовых $\{x, y, z\}$ можно ввести сферически (геодезические) координаты $\{r, \varphi, \lambda\}$, где r — радиус точки с декартовыми координатами $\{x, y, z\}$, φ и λ — соответственно геоцентрические широта и долгота этой точки, причем возрастание долготы λ определяется в направлении на восток от Гринвичского меридиана.

Навигационные задачи по определению координат и скорости решаются в декартовой (геоцентрической) системе координат с последующим представлением решения в сферической (геодезической) системе координат.

Общие формулы перехода между системами координат имеют следующий вид: переход от сферической (геодезической) к декартовой (геоцентрической) системе координат:

$$x = r \cos \lambda \cos \varphi; \quad y = r \cos \lambda \sin \varphi; \quad z = r \sin \lambda$$

А формулы для обратного перехода имеет следующий вид:

$$\varphi = \operatorname{atan} \left[\frac{z_0}{\sqrt{(x_0)^2 + (y_0)^2}} \right], \quad \lambda = \operatorname{atan} \left(\frac{y_0}{x_0} \right), \quad r = \sqrt{(x_0)^2 + (y_0)^2 + (z_0)^2},$$

где φ - широта, λ - долгота, r - радиус орбиты КА ГЛОНАСС.

Методы решения навигационных задач

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

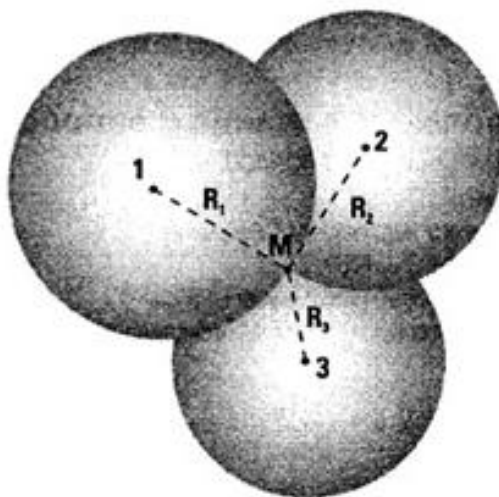


Рис. 1.11. Линейная пространственная засечка: М- точка пересечения сфер с центрами 1,2,3 и радиусами R1,R2,R3

В современных системах измеряют дальности до КА и скорости изменений дальностей вследствие перемещений ИСЗ относительно пользователя. Измеренным скоростям соответствуют конические поверхности положения (конусы), а измеренным дальностям - сферические (сферы). В геодезических целях преимущественно пользуются дальностями, по которым реализуют пространственные линейные засечки (рис.1.11.).

Если с определяемого пункта М измерить расстояния R1, R2, R3 до трех пунктов 1, 2, 3, провести из них как из центров радиусами R1, R2, R3 сферы, то

эти сферы пересекутся в точке М и определяют ее положение. Сферы пересекутся еще в одной точке - М' (на рис. 1.10.), однако точки М и М' лежат по разные стороны плоскости "123" и сделать правильный выбор не трудно.

Для определения координат подвижного объекта и скорости его движения в навигационных системах используются следующие методы: дальномерный, псевдодальностный, разностно-дальномерный, радиально-скоростной (доплеровский) и разностно-радиально-скоростной метод.

Дальномерный метод определения координат подвижного объекта

В наиболее простом дальномерном методе навигационным параметром является дальность D_i между i -м НС и потребителем, а поверхностью положения сфера с радиусом D_i и центром в центре масс i -го спутника.

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

где, x_i, y_i, z_i – известные на момент измерения координаты i -го спутника (с учетом его перемещения на время распространения сигнала); x, y, z – координаты потребителя. В этом заключается геометрическая сущность задачи.

Псевдодальномерный метод определения координат подвижного объекта

Когда известны координаты спутников, задачу легко решить аналитически и вычислить координаты пункта М. На деле измеряют искаженные расстояния. Их называют псевдодальностями. Псевдодальность отличается от истинной дальности на величину, пропорциональную расхождению шкал времени на спутнике и в приемнике пользователя.

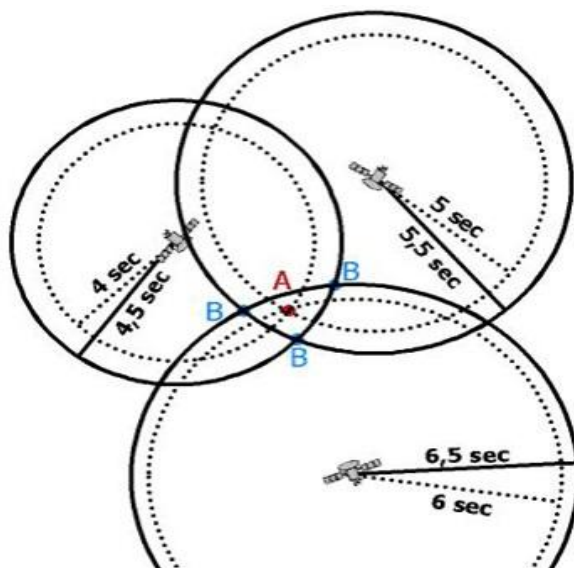


Рис. 1.12. Псевдодальномерный метод

Чтобы правильно вычислить координаты пункта по псевдодальностям, надо их измерять не до двух или трех, а, как увидим позже, до большего числа спутников с известными координатами. Поэтому в настоящее время более широко применяют псевдодальномерный метод.

Под псевдодальностью понимается измеренная дальность $D_{\text{изм } i}$ до i -го НС, которая отличается от истинной дальности на неизвестную, но постоянную на время определения навигационных параметров величину D' . Таким образом, для псевдодальности до i -го НС можно записать

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

В псевдодальномерных методах поверхностью положения по-прежнему является сфера, но радиус этой сферы изменен на неизвестную величину D' . Измерение псевдодальностей до трех НС приводит к системе уравнений с четырьмя неизвестными (x, y, z, D'). Для устранения возникшей неопределенности необходимо провести дополнительные измерения, т.е. измерить псевдодальность до четвертого спутника. Полученная таким образом система четырех уравнений имеет точное решение, и следовательно,

координаты потребителя определяются как точка пересечения четырех поверхностей положения. Необходимость нахождения в зоне видимости четырех НС предъявляет жесткие требования к структуре сети НС, которые выполняются только в средне орбитальных СРНС. Параметры орбитальной группировки НС низкоорбитальных СРНС (высота орбит, число спутников, их расстановка) обычно обеспечивают видимость в зоне потребителя 1...2 НС, поэтому определение координат потребителя в этих СРНС может осуществляться не в реальном времени, а лишь после проведения последовательных (обычно доплеровских) измерений нескольких линий положения по сигналам одного спутника.

Разностно-дальномерный метод

Основан на измерении разности дальностей от потребителя до i -го НС. Этот метод аналогичен псевдодальномерному методу и его применяют при наличии в дальномерных измерениях неизвестных сдвигов D' . Разностно-дальномерный метод использует от трех до четырех НС, так как при постоянстве D' за время навигационных определений разности псевдодальностей равны разностям истинных дальностей, для определения которых требуется три независимых уравнения. Поверхности положения определяются из условия $D_{ij} = \text{const}$ и представляют собой поверхности двуполостного гиперболоида вращения, фокусами которых являются координаты опорных точек i и j (центров масс i -го и j -го НС). Расстояние между опорными точками называют базой измерительной системы. Если расстояние от опорных точек до потребителя велики по сравнению с размерами базы, то гиперболоид вращения в окрестности точки потребителя практически совпадает со своей асимптотой – конусом, вершина которого совпадает с серединой базы. Точность определения координат потребителя при использовании этого метода такая же, как и у псевдодальномерного.

Радиально-скоростной (доплеровский) метод

Доплеровский потому что при удалении или приближении спутника относительно приемника меняется частота и фаза, что влияет на точность получения навигационной информации (с искажениями, шум). Для подстройки принимаемого сигнала по частоте при приближении или удалении используются корреляционные методы (подстройка по фазе).

Основан на измерении трех радиальных скоростей перемещения потребителя относительно трех НС. Физической основой метода является зависимость радиальной скорости точки относительно НС от координат и относительно скорости НС. Дифференцируя уравнение поверхности положения дальномерного способа по времени, получаем:

$$\dot{D}_i = [(x_i - x)(\dot{x}_i - \dot{x}) + (y_i - y)(\dot{y}_i - \dot{y}) + (z_i - z)(\dot{z}_i - \dot{z})] / D_i$$

Здесь компоненты $(\dot{x}_i - \dot{x}), (\dot{y}_i - \dot{y}), (\dot{z}_i - \dot{z})$ характеризуют вектор относительной скорости; D_i – относительные координаты.

Для определения компонент вектора скорости потребителя необходимо знать: векторы координат и скорости НС, а также координаты потребителя. Последние можно получить, если измерить радиальные скорости \dot{D}_i в течение некоторого времени t , а затем вычислить интеграл, или же измерив доплеровское смещение частоты навигационного сигнала.

Недостатком данного метода является то что, в средневысотных СРНС медленные изменения радиальной скорости приводят к малым значениям разностей в алгоритмах навигационных вычислений и как следствие к снижению точности вычислений. Дополнительным недостатком метода является необходимость наличия высокостабильного эталона частоты, так как любая нестабильность частоты приводит к неконтролируемому изменению

доплеровского смещения частоты, а, следовательно, к дополнительным ошибкам измерения составляющих скорости потребителя.

Псевдодоплеровский метод аналогичен псевдодальномерному при определении координат потребителя и позволяет определить вектор скорости потребителя в присутствии неизвестного смещения частоты сигнала, например, из-за нестабильности эталона частоты. При наличии такого смещения выражение для радиальных скоростей можно представить в виде двух слагаемых.

$$\dot{D}_{\text{изм}i} = \dot{D}_i + \dot{D}_l = \frac{(x_i - x)(\dot{x}_i - \dot{x}) + (y_i - y)(\dot{y}_i - \dot{y}) + (z_i - z)(\dot{z}_i - \dot{z})}{D_i} + \dot{D}_l$$

Для нахождения вектора скорости потребителя $\mathbf{V}_p = \{\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}\}$ и поправки $\dot{D}_l = \lambda \Delta f_{\text{доп}l}$ необходимо провести измерения по четырем НС и решить систему уравнений четырех уравнений. Для ее решения потребуются знания дальностей D_i и координат $\{x, y, z\}$ потребителя. Эта информация может быть получена, например, из псевдодальномерных измерений.

Разностно-радиально-скоростной метод

Сущность метода заключается в определении трех разностей $\Delta \dot{D}_{ij} = \dot{D}_i - \dot{D}_j$ двух радиальных скоростей НС. При этом разности можно вычислять относительно одного или относительно различных НС. Достоинством разностно-радиально-скоростного метода является его нечувствительность к нестабильностям эталонов частоты и другим неконтролируемым смещениям частоты, а его недостатком - невозможность оценки нестабильности эталонов частоты.

2. Разновидности систем определения координат подвижного объекта

2. 1. Система местоопределения, использующая геостационарные спутники связи

Широкое развитие спутниковой связи на основе геостационарных спутников, вращающихся на экваториальных орбитах с периодом 24 часа, позволили использовать эти спутники как неподвижные опорные радионавигационные точки для измерения относительно них координат подвижных объектов. Схема построения системы местоопределения с двумя геостационарными спутниками связи представлена на рис. 2.1.

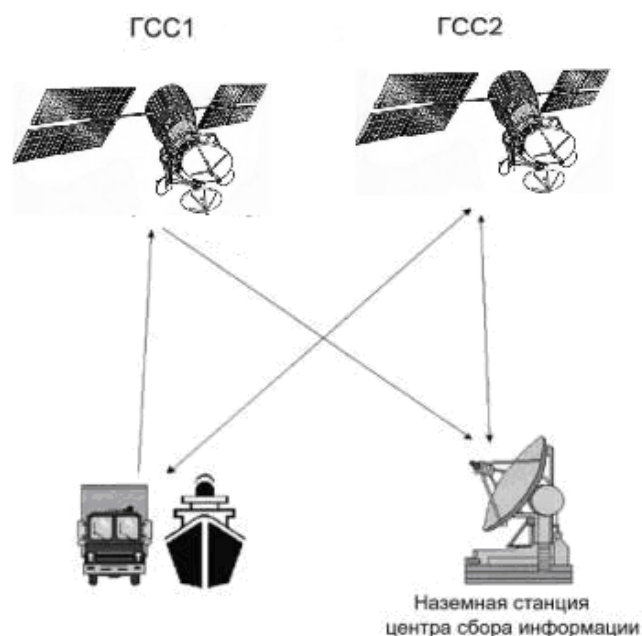


Рис. 2.1. Схема построения системы местоопределения с двумя геостационарными спутниками

Спутники ГСС-1 и ГСС-2 не являются составной частью системы местоопределения, они выполняют роль ретрансляторов сигналов в линии радиосвязи между наземной станцией центра сбора и аппаратурой подвижного объекта. При этом ГСС-1 обеспечивает ретрансляцию сигналов от наземной станции к подвижному объекту и обратно, а ГСС-2 только от подвижного объекта к наземной станции.

Координаты подвижного объекта вычисляются на наземной станции по сигналам, полученным от подвижного объекта с двух направлений (от ГСС-1 и ГСС-2). Система четырех объектов, в которой координаты трех объектов ГСС-1, ГСС-2 и наземной станции известны, позволяет по методу триангуляции рассчитать координаты четвертого объекта, если измерить дальности от подвижного объекта до ГСС-1 и ГСС-2. Приблизительно это можно представить следующим образом. Если измерены дальности от ГСС-1 и ГСС-2 до объекта $L1$ и $L2$, то подвижный объект находится на линии пересечения двух сфер, описанных радиусом $L1$ с центром на ГСС-1 и радиусом $L2$ с центром на ГСС-2. Пересечение же этой линии с поверхностью Земли даст точку местоположения подвижного объекта.

Значения $L1$ и $L2$ определяются вычитанием из известных расстояний от наземной станции до ГСС-1 и ГСС-2 дальностей от наземной станции до подвижного объекта через ГСС-1 и ГСС-2 соответственно. Эти дальности определяются на наземной станции по временной задержке между запросным сигналом от наземной станции и ответными сигналами от подвижного объекта, принимаемыми через ГСС-1 и ГСС-2.

Полученные на наземной станции координаты подвижного объекта могут быть переданы ему по каналу связи через ГСС-1.

Аппаратура каждого подвижного объекта имеет свой код, что позволяет на земной станции устанавливать связи одновременно со всеми объектами (с группой или с одним объектом).

В нормальном состоянии аппаратура на подвижном объекте находится в пассивном режиме (прием сигналов от наземной станции). Активизация (включение передатчика) аппаратуры осуществляется по запросу от наземной станции.

Наземная станция и центр сбора могут быть совмещены или соединены между собой отдельным каналом связи (радиорелейным, телефонным, спутниковым).

2.2. Космическая система КОСПАС-САРСАТ

Космическая система КОСПАС-САРСАТ предназначена для обнаружения и определения координат морских судов, самолетов, терпящих бедствие в любой точке земного шара. Система КОСПАС разработана в рамках сотрудничества с Канадой, Францией и США, результатом которого стало создание международной системы КОСПАС-САРСАТ.

Система осуществляет радиоконтроль в диапазоне частот 406,0-406,1 МГц и на частоте 121,5 МГц, на которых передаются сигналы аварийных радиобуев. Географическое положение излучающих аварийных радиобуев определяется системой автоматически с точностью не хуже 2-3 км для радиобуев, работающих в диапазоне 406 МГц, и до 20 км для радиобуев, работающих на частоте 121,5 МГц.

Система включает в себя:

- космический сегмент, элементы которого функционируют на низкой околоземной орбите (НОО) и геостационарной орбите (ГСО);
- наземный сегмент, в который входят станции приема и обработки информации со спутников;
- аварийные радиобуи, работающие на частотах 121,5 МГц, 243 МГц и/или 406 МГц, характеристики которых соответствуют требованиям Международного союза электросвязи и спецификациям КОСПАС-САРСАТ.

Космический сегмент системы КОСПАС-САРСАТ состоит, как минимум, из четырех космических аппаратов, расположенных на околополярных круговых орбитах, и спутников на геостационарной орбите.

По состоянию на конец 2005 года орбитальная группировка системы КОСПАС-САРСАТ состоит из:

- низкоорбитальной системы - 7 КА (КОСПАС - 2 КА, САРСАТ - 5 КА);
- геостационарной системы - 5 КА.

Космические аппараты КОСПАС-САРСАТ на низких орбитах совершают оборот вокруг Земного шара примерно за 100 минут, при этом с их помощью постоянно обзревается участок поверхности диаметром порядка 5000 км. В

зоне видимости искусственных спутников Земли определяются координаты не менее 20 радиобуев, работающих одновременно.

Спутники типа КОСПАС, составляющие российскую часть орбитальной группировки, выводятся на орбиты с наклоном 83° и высотой около 1000 км, они оснащены бортовым радиокомплексом, осуществляющим прием сообщений на частотах 121,5 и 406 МГц.



Рис. 2.2. Космический аппарат системы КОСПАС-САРСАТ, используемый на низких околополярных круговых орбитах

США обеспечивают функционирование спутников САРСАТ, размещенных на орбитах с высотой порядка 850 км, которые оснащены бортовыми радиокомплексами, обеспечивающими прием в диапазонах частот 121,5 и 406 МГц, изготавливаемых и поставляемых соответственно Канадой и Францией

Координационные центры системы КОСПАС-САРСАТ

Функциями Координационных центров системы являются координация и обмен аварийной и другой служебной информацией как в рамках системы КОСПАС-САРСАТ, так и с Поисково-спасательными службами (ПСС). Наземные станции приема и обработки информации (СПОИ) (рис. 2.3) осуществляют прием ретранслируемых КА сигналов, их обработку с целью определения местоположения радиобуев и передают затем аварийную

информацию соответствующему Координационному центру системы (КЦС). Прием сигналов на СПОИ осуществляется при появлении спутника в зоне ее видимости.



Рис. 2.3. Расположение СПОИ системы КОСПАС-САРСАТ

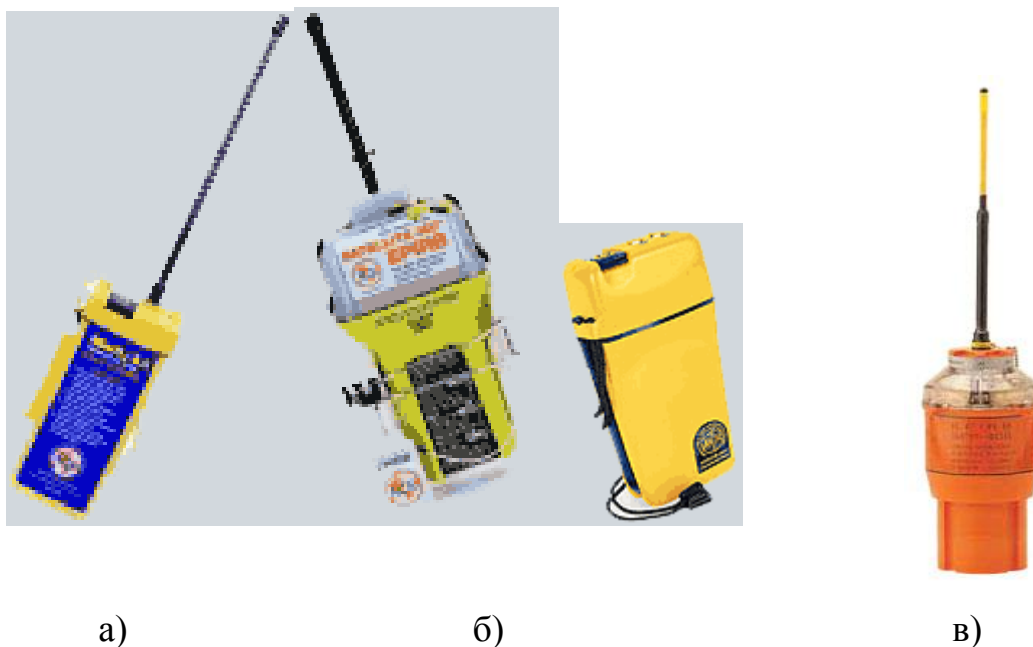
В настоящее время в системе КОСПАС-САРСАТ функционируют развернутые в 21 стране 46 СПОИ, которые обрабатывают аварийные сигналы с низкоорбитальных спутников системы (НИОСПОИ), и 18 СПОИ обрабатывающие аварийные сигналы с геостационарных спутников системы (ГЕОСПОИ).

Аварийные радиобуи

В состав системы КОСПАС-САРСАТ входят находящиеся на борту судна свободно всплывающими аварийные радиобуи (АРБ), т. е. при погружении судна в воду они должны автоматически освободиться от крепления, всплывать и включаться. Для крепления на палубе или буксировки за плотом или шлюпкой в состав АРБ входит специальный линь. При аварии, грозящей потерей судна и гибелью людей, радиобуй активируется. Это делается автоматически при попадании радиобуя в воду (АРБ категории 1), либо вручную. Включенный АРБ излучает радиосигналы на частотах 406,025 МГц (спутниковый канал) и 121,5 МГц (радиомаяк). На большинстве радиобуев устанавливаются световые импульсные маяки для их визуального обнаружения

в темное время суток, а иногда и радиолокационный спасательный ответчик, речь о котором пойдет в следующем разделе.

В системе КОСПАС-САРСАТ используется два типа аварийных радиобуев (АРБ):



а)

б)

в)

Рис. 2.4. Аварийные радиобуи:

а - АРБ - 121,5 МГц; б - АРБ - 406 МГц;

в - АРБ SEP-406(121,5/406МГц)

- АРБ, работающие на частоте 121,5 МГц (АРБ-121,5);

- более совершенные АРБ, работающие на частоте 406 МГц (АРБ-406), в сообщении которых содержатся данные о стране регистрации, идентификационный номер радиобуя, по которому может быть опознан объект, на котором он установлен, и другая информация (рис. 2.4).

Взамен существующих разработаны новые конструкции, например: АРБ SEP-406(121,5/406МГц) - свободно всплывающие радиобуи, передающие сигналы бедствия для поисково-спасательных служб, работающие на двух передатчиках:

1. полоса ДМВ на частоте 406,025 МГц - для определения положения и приема сигнала через спутники системы КОСПАС-САРСАТ.

2. полоса УКВ на частоте бедствия воздушных служб 121,5 МГц для осуществления поисковых мероприятий при помощи функции "Homing".

Общее распределение по категории использования между морскими (АРБ), авиационными (АРМ) и другими (ПРБ) приведено на рис. 6.14

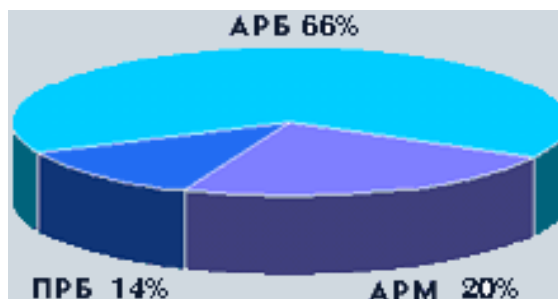


Рис. 2.5. Распределение использования радиобуев

3. Математическое представление метода определения географических координат и скорости в системах глобального позиционирования

3.1 Определение географических координат подвижного объекта

Полезные данные, выделенные коррелятором, поступают на процессор для дальнейших расчетов координат и скорости подвижного объекта.

Решение навигационной задачи приемовычислителя можно осуществить, например, в программной среде Mathcad.

Основным содержанием навигационной задачи в СРНС является определение пространственных координат потребителя, составляющих вектора его скорости, а также текущего времени. Поэтому в результате решения навигационной задачи должен быть определен расширенный вектор состояния потребителя Π в геоцентрической системе координат $OXYZ$,

где x, y, z — координаты потребителя; $V_x V_y V_z$ — составляющие вектора скорости потребителя; t — текущее время (в той или иной временной шкале); T — момент измерения.

Элементы вектора состояния Π недоступны непосредственному измерению с помощью радиосредств. У принятого радиосигнала могут измеряться те или иные его параметры, например задержка или доплеровское смещение частоты. Измеряемый в интересах навигации параметр радиосигнала называют радионавигационным, а соответствующий ему геометрический параметр — навигационным. Поэтому задержка сигнала τ и доплеровское смещение частоты f_d являются радионавигационными параметрами, а соответствующие им дальность до объекта D и радиальная скорость сближения объектов \dot{D} служат навигационными параметрами, связь между которыми дается соотношениями

$$D = c \cdot \tau ,$$

$$\dot{D} = f_d \cdot \lambda ,$$

где c - скорость света; T - время распространения волны; λ - длина волны.

Дальномерный метод навигационных определений основан на измерениях дальности D , между i -м НС и потребителем. В этом методе навигационным параметром является дальность D , а поверхностью положения сфера с радиусом D и центром, расположенным в центре масс i -го НС.

Уравнение сферы имеет вид:

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

где D_i – дальность до i -го НС; x_i, y_i, z_i – известные на момент измерения координаты i -го НС (с учетом его перемещения за время распространения сигнала).

Местоположение потребителя, т. е. координаты x, y, z определяются как координаты точки пересечения трех поверхностей положения, другими словами трех сфер. Поэтому для реализации дальномерного метода необходимо

измерить дальности минимум до трех навигационных спутников (НС). Таким образом, для дальномерного метода навигационная функция представляет собой систему из (минимум) трех уравнений с тремя неизвестными.

3.2. Пример расчета координат и скорости подвижного объекта

При *определении координат* моделируется ситуация с четырьмя или пятью спутниками ГЛОНАСС (рис. 3.1.), доступными приемнику навигационных сообщений.

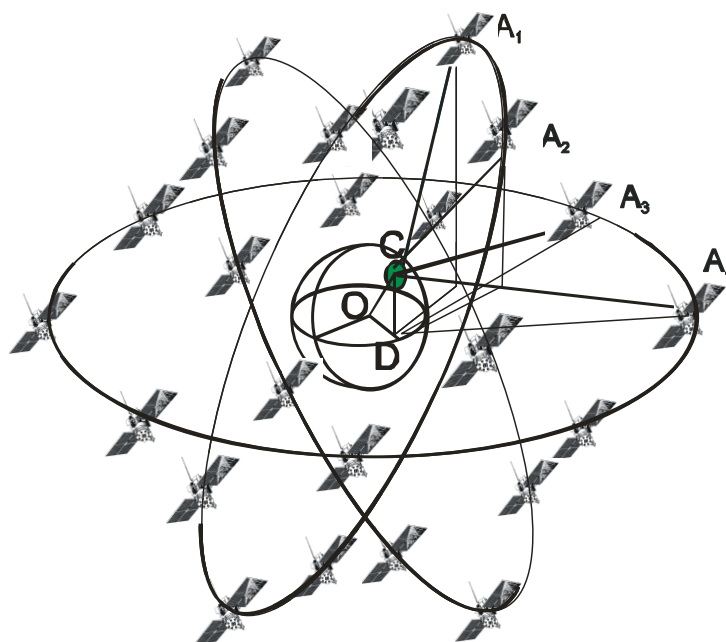


Рис. 3.1. Ориентация НС ГЛОНАСС в пространстве относительно Земли

В навигационном сообщении содержится информация о координатах любого из спутников, представленная при помощи NMIA-кода в виде полярных (сферических или геодезических) координат. При обработке этих данных необходимы эти данные представить в декартовых координатах. Поэтому должен быть осуществлен перевод известных координат НС из геодезической (полярной) системы координат в геоцентрическую (декартову) систему координат по уравнениям перехода.

Общие *формулы перехода* между системами координат имеют следующий вид: переход от сферической (геодезической) к декартовой (геоцентрической) системе координат:

$$x = r \cos \lambda \cos \varphi; y = r \cos \lambda \sin \varphi; z = r \sin \lambda,$$

а формулы для обратного перехода имеет следующий вид:

$$\varphi = \operatorname{atan} \left[\frac{z_0}{\sqrt{(x_0)^2 + (y_0)^2}} \right], \quad \lambda = \operatorname{atan} \left(\frac{y_0}{x_0} \right), \quad r = \sqrt{(x_0)^2 + (y_0)^2 + (z_0)^2},$$

где φ - широта, λ - долгота, r - радиус орбиты КА ГЛОНАСС.

Исходные данные (пусть это будут дальности, широта и долгота каждого из 5ти НС) и результат перехода приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 Перерасчет координат НС в новой системе координат

№ НС (i)	1	2	3	4	5
дальность	$1.918 \cdot 10^4$	$1.956 \cdot 10^4$	$2.151 \cdot 10^4$	$2.263 \cdot 10^4$	$2.277 \cdot 10^4$
широта	50	60	30	0	0
долгота	120	165	75	110	155
высота	25400	25400	25400	25400	25400
x_i	$-8.163 \cdot 10^3$	$-1.227 \cdot 10^4$	$5.693 \cdot 10^3$	$-8.687 \cdot 10^3$	$-2.302 \cdot 10^4$
y_i	$1.414 \cdot 10^4$	$3.287 \cdot 10^3$	$2.125 \cdot 10^4$	$2.387 \cdot 10^4$	$1.073 \cdot 10^4$
z_i	$1.945 \cdot 10^4$	$2.199 \cdot 10^4$	$1.27 \cdot 10^4$	0	0

Исходя из числа видимых спутников, формируем систему уравнений.

$$D_1 = \left[(x_1 - x)^2 + (y_1 - y)^2 + (z_1 - z)^2 \right]^{1/2}$$

$$D_2 = \left[(x_2 - x)^2 + (y_2 - y)^2 + (z_2 - z)^2 \right]^{1/2}$$

$$D_3 = \left[(x_3 - x)^2 + (y_3 - y)^2 + (z_3 - z)^2 \right]^{1/2}$$

$$D_4 = \left[(x_4 - x)^2 + (y_4 - y)^2 + (z_4 - z)^2 \right]^{1/2}$$

$$D_5 = \left[(x_5 - x)^2 + (y_5 - y)^2 + (z_5 - z)^2 \right]^{1/2}$$

Каждое уравнение описывает вектор длиной D связывающий объект с i -м НС единственно возможным решением такой системы является точка с искомыми координатами объекта, решаем систему при помощи функции `given-find`, в результате получая x, y, z координаты (ход решения навигационной задачи приведен в приложении А):

$$x = -2.323 \cdot 10^3 \quad y = 2.768 \cdot 10^3 \quad z = 5.155 \cdot 10^3 .$$

Пользуясь формулами обратного перехода получаем значения координат в геодезической (полярной) системе координат:

$$\alpha = 130^\circ \quad \beta = 54.973^\circ \quad H = 6.296 \cdot 10^3 .$$

Определение скорости подвижного объекта

Для определения значений вектора скорости мной был выбран радиально-скоростной (доплеровский) метод. Он предназначен, прежде всего, для определения составляющих вектора скорости потребителя и основан на измерении доплеровских смещений частот сигналов, принимаемых от минимум трех НС:

$$f_{di} = -\frac{\dot{D}_i}{\lambda_i} ,$$

где i – номер видимого спутника; λ_i – длина волны несущего колебания i -го спутника; \dot{D}_i – радиальная скорость сближения объекта и i -го НС.

В классической механике выражение \dot{D}_i может быть получено дифференцированием уравнения :

$$\dot{D}_i = \frac{\left[(x_i - x) \cdot \left(\overset{\circ}{x}_i - \overset{\circ}{x} \right) + (y_i - y) \cdot \left(\overset{\circ}{y}_i - \overset{\circ}{y} \right) + (z_i - z) \cdot \left(\overset{\circ}{z}_i - \overset{\circ}{z} \right) \right]}{D_i}$$

где $V_i = \left| \overset{\circ}{x}_i \ \overset{\circ}{y}_i \ \overset{\circ}{z}_i \right|^T$ – вектор скорости i -го НС в момент времени T ;

$V = \left| \overset{\circ}{x} \ \overset{\circ}{y} \ \overset{\circ}{z} \right|^T$ – вектор скорости объекта в момент времени T .

Недостатком данного метода вычисления координат объекта является то, что в средневысотных СРНС радиальная скорость в процессе слежения за спутником изменяется на малые значения. Это обусловило применение радиально-скоростного метода (РСМ) в таких СРНС только для определения составляющих скорости потребителя. Недостатком РСМ при определении скорости потребителя является необходимость наличия высокостабильного эталона частоты, так как любая нестабильность частоты приводит к неконтролируемому изменению доплеровского смещения частоты, а, следовательно, к дополнительным ошибкам измерения составляющих скорости потребителя.

Для определения значения вектора скорости объекта помимо известных величин необходимо знать величины векторов скорости НС в геоцентрической системе координат и величины радиальных скоростей каждого видимого спутника, вычисляемые приемовычислителем приемника (таблица 4.2).

Таблица 3.2

Исходные данные

№ НС	1	2	3	4	5
Радиальная скорость, $\overset{\circ}{D}_1$	$1.873 \cdot 10^4$	$1.191 \cdot 10^4$	$2.04 \cdot 10^4$	$2.214 \cdot 10^4$	$2.276 \cdot 10^4$
$\overset{\circ}{x}$	$-7.912 \cdot 10^3$	$-1.146 \cdot 10^4$	$2.679 \cdot 10^3$	$-1.221 \cdot 10^4$	$-2.438 \cdot 10^4$
$\overset{\circ}{y}$	$1.089 \cdot 10^4$	$5.604 \cdot 10^3$	$2.035 \cdot 10^4$	$2.227 \cdot 10^4$	$7.116 \cdot 10^{10^3}$
$\overset{\circ}{z}$	$2.154 \cdot 10^4$	$2.001 \cdot 10^4$	$1.496 \cdot 10^4$	0	0

Получив все необходимые данные формируем систему из i уравнений:

$$\overset{\circ}{D}_1 = \frac{\left[(x_1 - x) \cdot \left(\overset{\circ}{x}_1 - \overset{\circ}{x} \right) + (y_1 - y) \cdot \left(\overset{\circ}{y}_1 - \overset{\circ}{y} \right) + (z_1 - z) \cdot \left(\overset{\circ}{z}_1 - \overset{\circ}{z} \right) \right]}{D_1}$$

$$\overset{\circ}{D}_2 = \frac{\left[(x_2 - x) \cdot \left(\overset{\circ}{x}_2 - \overset{\circ}{x} \right) + (y_2 - y) \cdot \left(\overset{\circ}{y}_2 - \overset{\circ}{y} \right) + (z_2 - z) \cdot \left(\overset{\circ}{z}_2 - \overset{\circ}{z} \right) \right]}{D_2}$$

$$\overset{\circ}{D}_3 = \frac{\left[(x_3 - x) \cdot \left(\overset{\circ}{x}_3 - \overset{\circ}{x} \right) + (y_3 - y) \cdot \left(\overset{\circ}{y}_3 - \overset{\circ}{y} \right) + (z_3 - z) \cdot \left(\overset{\circ}{z}_3 - \overset{\circ}{z} \right) \right]}{D_3}$$

$$\overset{\circ}{D}_4 = \frac{\left[(x_4 - x) \cdot \left(\overset{\circ}{x}_4 - \overset{\circ}{x} \right) + (y_4 - y) \cdot \left(\overset{\circ}{y}_4 - \overset{\circ}{y} \right) + (z_4 - z) \cdot \left(\overset{\circ}{z}_4 - \overset{\circ}{z} \right) \right]}{D_4}$$

$$\overset{\circ}{D}_5 = \frac{\left[(x_5 - x) \cdot \left(\overset{\circ}{x}_5 - \overset{\circ}{x} \right) + (y_5 - y) \cdot \left(\overset{\circ}{y}_5 - \overset{\circ}{y} \right) + (z_5 - z) \cdot \left(\overset{\circ}{z}_5 - \overset{\circ}{z} \right) \right]}{D_5}$$

Подставляя в систему уравнений известные значения векторов скорости спутников, их радиальных скоростей, дальностей и рассчитанных ранее координат объекта приведенные в таблицах 1 и 2 найдем величину вектора скорости объекта, как и при вычислении координат, используя функцию given-find:

$$\overset{\circ}{x} = -2.307 \cdot 10^3 \quad \overset{\circ}{y} = 2.769 \cdot 10^3 \quad \overset{\circ}{z} = 5.162 \cdot 10^3$$

Скаляр вектора скорости в м/с или км/ч:

$$V = \left[\left(x - \overset{\circ}{x} \right)^2 + \left(y - \overset{\circ}{y} \right)^2 + \left(z - \overset{\circ}{z} \right)^2 \right]^{1/2}$$

Ответ: $V = 16.719$ м/с или $V = 60.189$ км/ч

4. Моделирование СРНС

4.1. Этапы создания модели СРНС

Моделирование можно разделить на несколько этапов:

1-й этап:

формирование навигационного сообщения с QPSK модуляцией (блок НС);

усиление сигнала выходным усилителем передатчика (блок НС);

усиление сигнала излучающей антенной (блок НС);

ослабление и зашумление сигнала в линии связи (блок AWGN Channel);

2-й этап:

усиление сигнала на приемной антенне;

предварительная фильтрация;

выделение каждым каналом своей несущей;

демодуляция сигнала;

выделение навигационной составляющей;

3-й этап:

расчет коррелятором доплеровского смещения частоты навигационного сигнала в каждом канале;

расчет коррелятором смещения фазы навигационного сигнала в каждом канале;

расчет коррелятором задержки распространения каждого навигационного сигнала;

4-й этап:

передача всех полученных навигационных данных в микро процессор для решения навигационных задач.

Структурная схема СРНС представлена на рисунке 4.1.

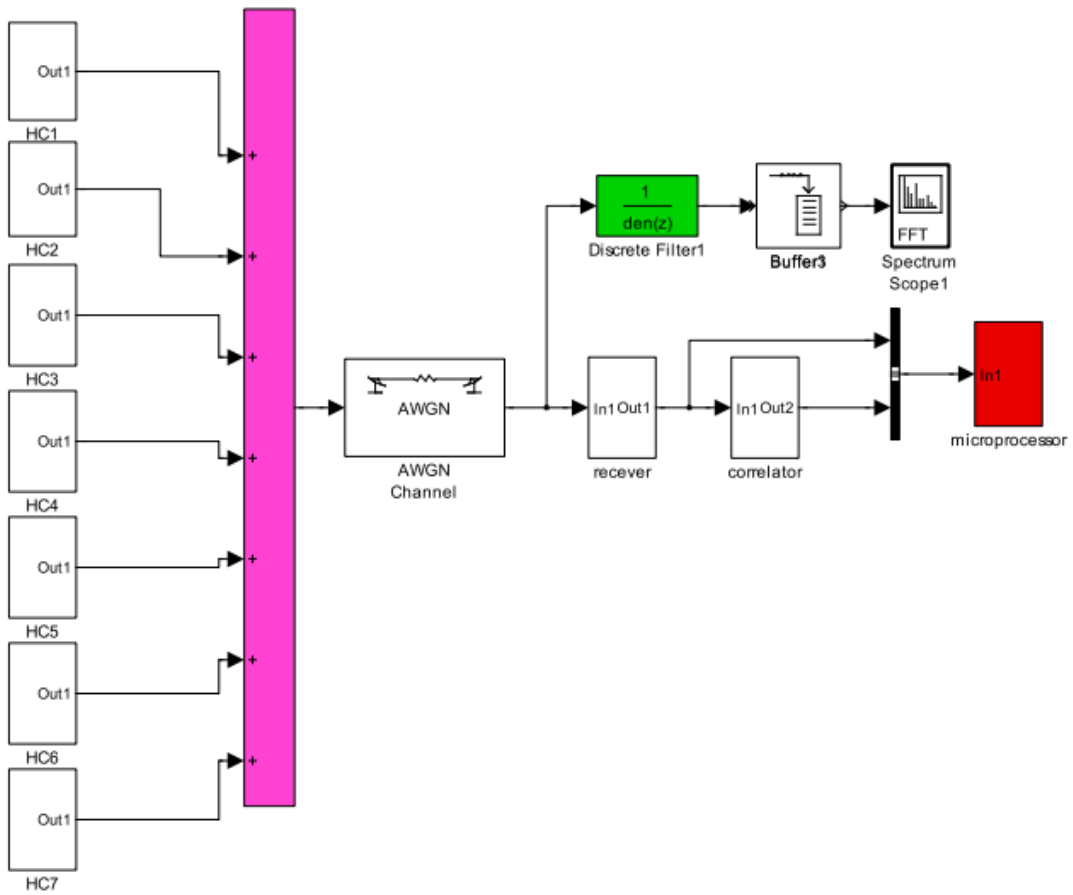


Рис. 4.1. Структурная схема СРНС ГЛОНАСС

4.2 Формирование навигационного сигнала

Блок-схема передатчика навигационного сообщения (НС) приведена на рисунке 4.2.

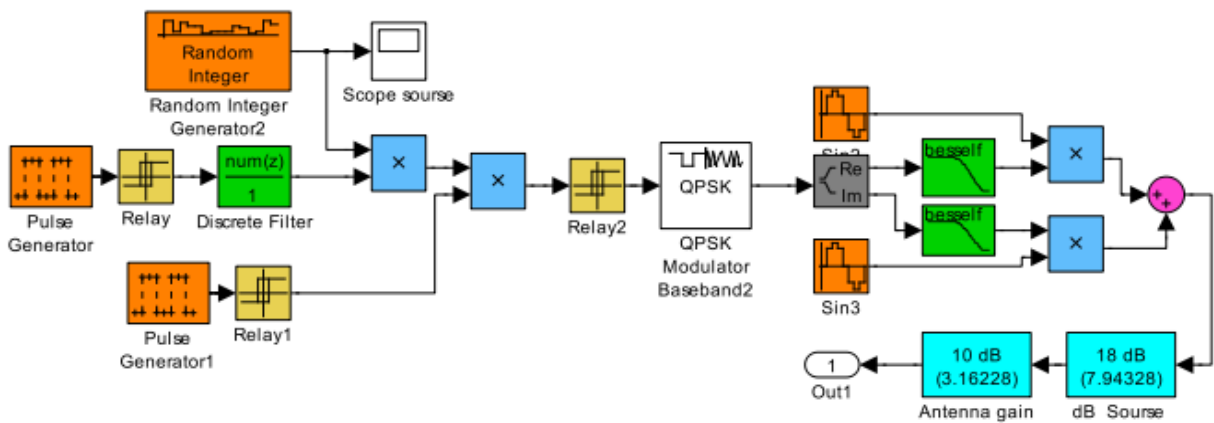


Рис. 4.2. Формирование и передача навигационного сигнала

Как было описано выше навигационный сигнал формируется из навигационных данных (блок random integer generator 2), псевдослучайного дальномерного кода (последовательность кода задается блоком discrete Filter) и меандра (блок Pulse Generator 1).

После формирования навигационный сигнал модулируется (блок QPSK Modulator Baseband 2) и переносится на несущую частоту.

Полученный сигнал поэтапно усиливается (блоки db Source и Antenna gain) после чего поступает минуя связи (блок AWGN channel) на приемник (блок receiver).

4.3 Спектр сигналов НС

Спектр сигнала (рис. 4.3), поступающий на вход приемника, иллюстрируется в блоке Spectrum scope 1 (рис. 4.1).

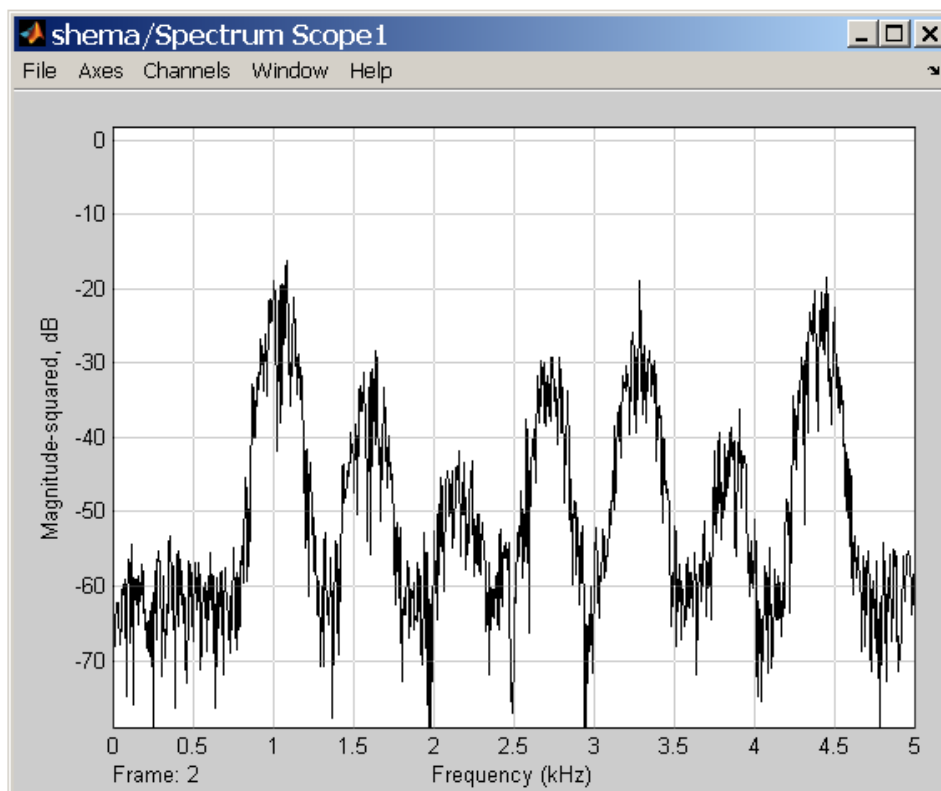


Рис. 4.3. Спектр сигналов СРНС после прохождения линии связи

Далее в приемнике (см. рис 4.4) происходит усиление сигнала приемной антенной, предварительная фильтрация и разделение каналами приемника навигационных сигналов НС, после выделения полезные сигналы поступают в обработку.

4.4. Структурная схема приемника ГЛОНАСС модуля

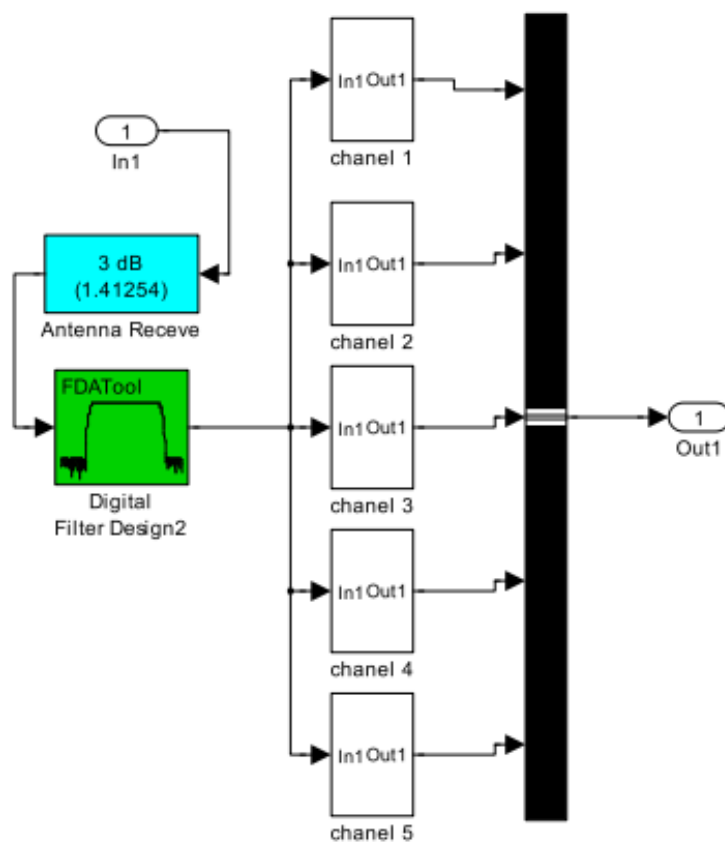


Рис. 4.4. Структурная схема приемника ГЛОНАСС

В каждом канале приемника выделяется навигационный сигнал отдельного НС (рис. 4.5).

4.5. Структурная схема одного канала приемника ГЛОНАСС

Как уже было сказано выше, в каждом канале приемника выделяется навигационный сигнал отдельного НС (рис. 4.5).

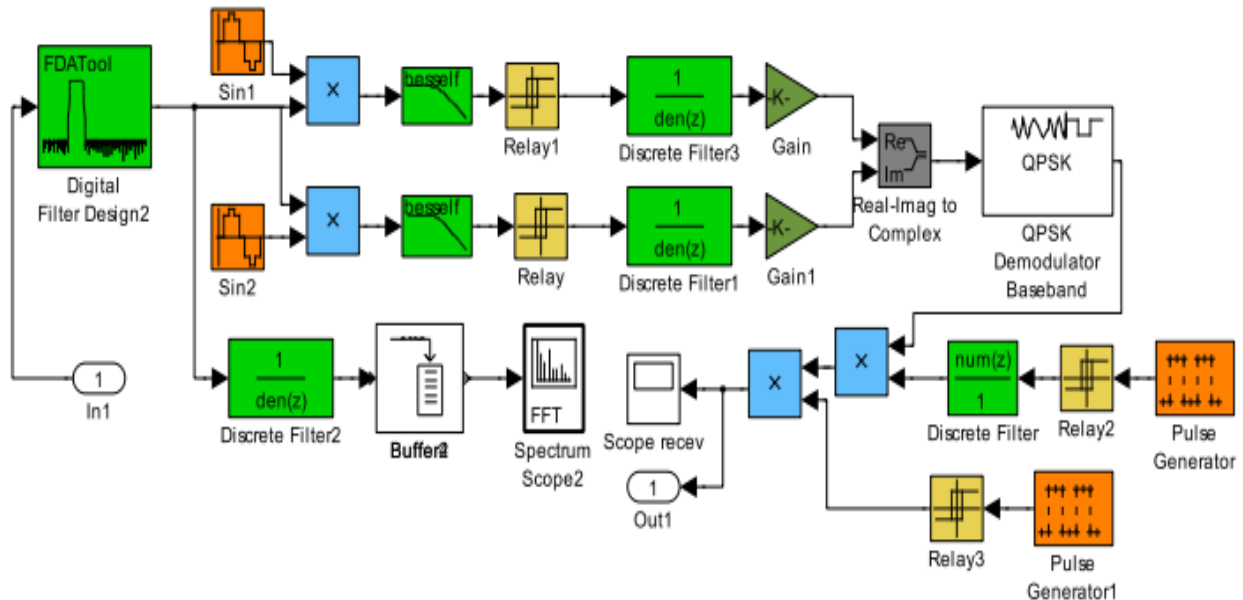


Рис. 4.5. Структура одного канала приемника ГЛОНАСС

После выделения навигационный сигнал проходит операцию понижения частоты и выделения непосредственно навигационной составляющей сигнала.

Выделенный сигнал соответствует сформированному в НС (блок random integer generator 2) в чем можно убедиться, сверив показания блоков Scope source и Scope receve (рис. 4.6).

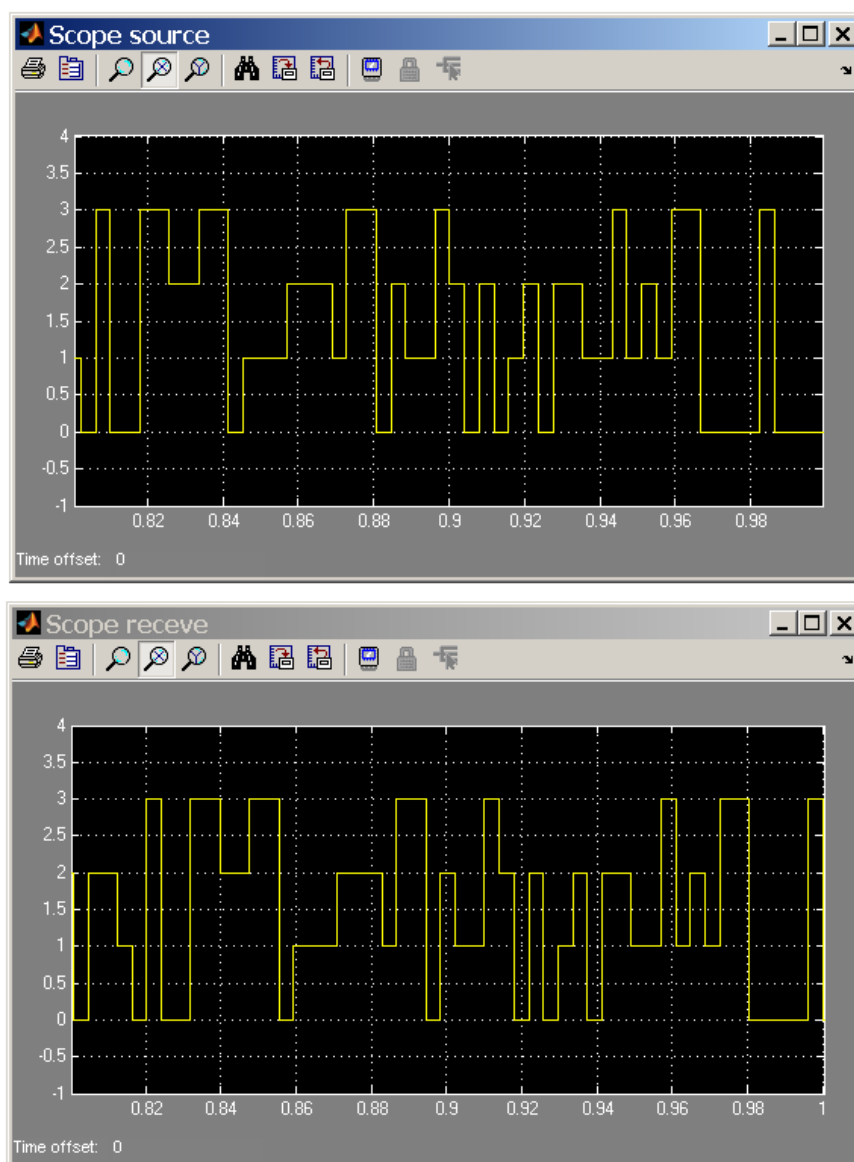


Рис. 4.6. Сравнение исходных и принятых данных

Как видно из рисунка 5.6 принятые данные идентичны сформированным и имеют задержку в 3 такта.

4.4 Структурная схема коррелятора

Выделенные в приемнике сигналы навигационного сообщения поступают в коррелятор для дальнейших расчетов (рис. 5.7)

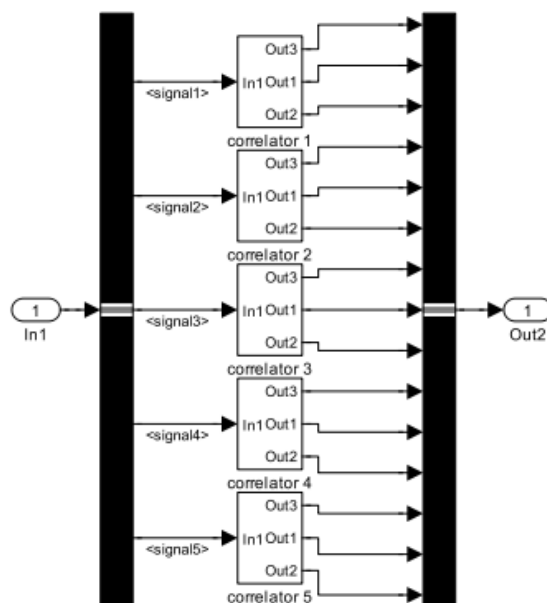


Рис. 4.7. Структурная схема коррелятора ГЛОНАСС модуля

Как видно из рисунка 4.7 коррелятор тоже имеет многоканальную структуру. Структурная схема канала коррелятора приведена на рисунке 5.8.

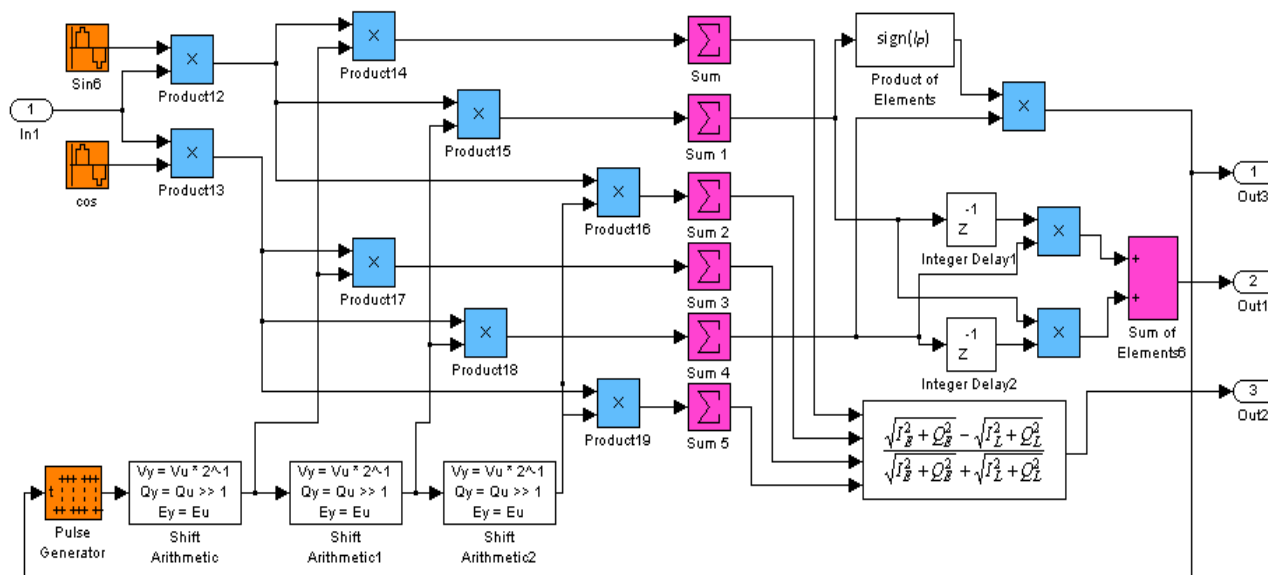


Рис. 4.8. Структурная схема коррелятора с системами определения фазы, частоты и задержки сигнала

Коррелятор рассчитывает такие параметры навигационного сигнала как доплеровское смещение частоты, фазу и задержку распространения навигационного сигнала, затем он передает их в микропроцессор для дальнейших вычислений координат и скорости объекта.

5. Влияние эффекта Доплера на спектр частот, передаваемых с борта космических станций, находящихся на наклонных орбитах

5.1. Основные параметры объектов, входящих в состав космической линии связи

Основными параметрами земной станции (ЗС) являются ее географические координаты: долгота и широта ЗС. Параметрами наклонной орбиты являются перигей, апогей и наклонение орбиты, а также постоянно изменяющаяся высота КС относительно плоскости экватора.

Перигей – это наименьшее значение высоты КС над Землей.

Апогей – это наибольшее значение высоты КС над Землей.

Аргумент перигея – угол, отсчитываемый в плоскости орбиты от линии, соединяющей начало координат и восходящий узел, до линии, проведенной из начала координат в точку перигея.

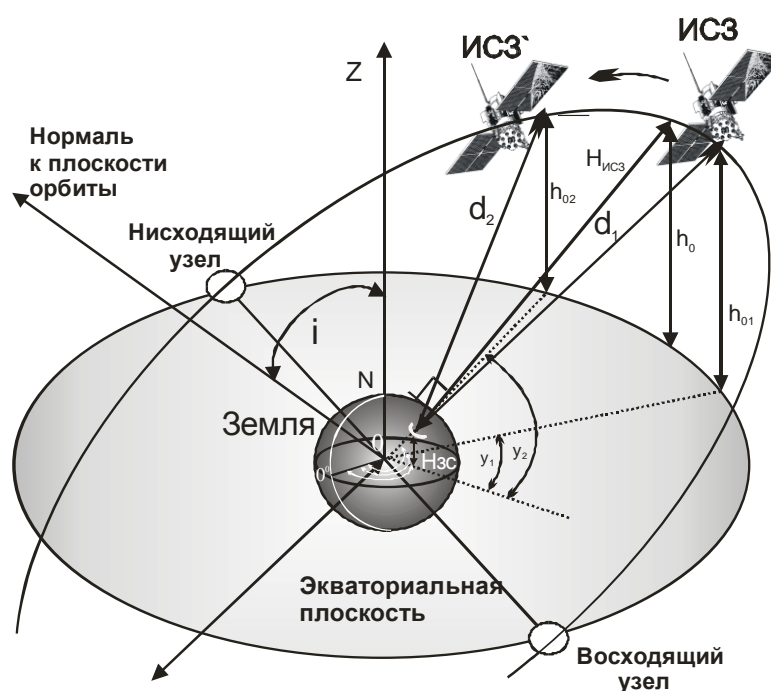


Рис. 5.1. Траектория КС, движущейся по наклонной орбите;

здесь: $H_{ЗС}$ – высота ЗС над плоскостью экватора, $H_{исз}$ – высота орбиты над Землей, d_1 и d_2 – дальности, i – наклонение орбиты, y_1 и y_2 – углы разности по долготе между ЗС и КС при движении КС по наклонной орбите

Спутники, находящиеся на низких наклонных круговых орбитах, обладают высокой скоростью. Поэтому для сигналов, принимаемых на борту и передаваемых с борта КС, имеет место значительное влияние эффекта Доплера. Для расчета можно применить метод привязки координат земной станции (ЗС) к плоскости орбиты, учитывая угол наклона данной орбиты (см. рис. 5.1.), проецируя траекторию ИСЗ. Тогда расстояние BF (рис.5.2) является проекцией дальности AF).

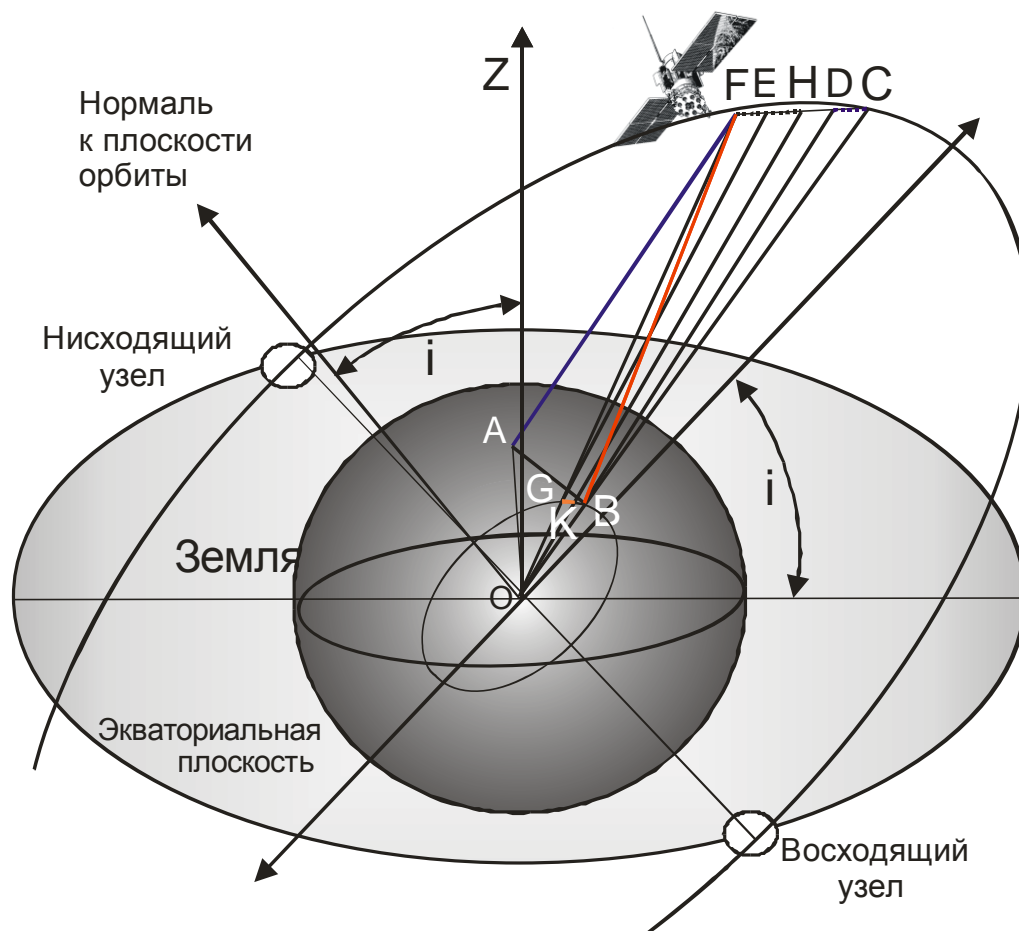


Рис.5.2. К расчету дальности КС, движущегося по наклонной орбите

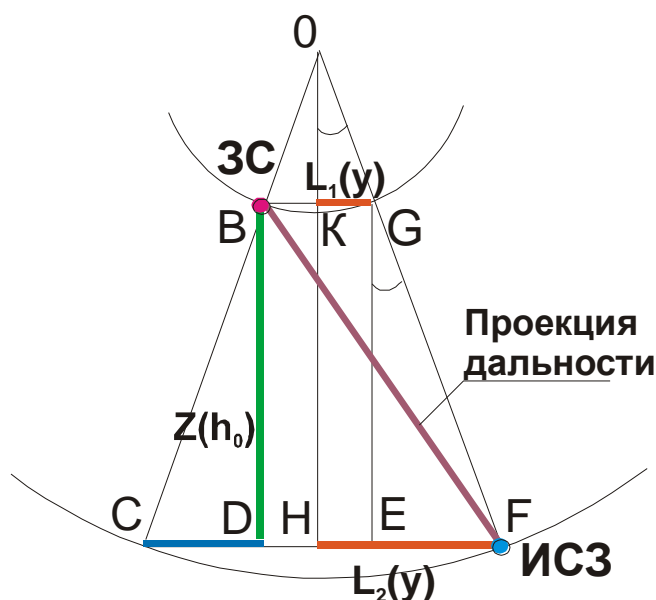


Рис. 5.3. К расчету проекции дальности КС (ИСЗ)

Построив проекцию ЗС (точка А проецируется в точку В) и проекцию дальности (АF проецируется в ВF), можно рассчитать дальность АF и величину угла между направлением движения КС и линией связи с ЗС. Затем, зная линейную скорость движения КС и частоту передаваемого сигнала, рассчитать частотный сдвиг.

5.2. Расчет наклонной дальности для спутника, движущегося по наклонной круговой орбите

1. Пусть $H_{исз}$ – это высота орбиты над Землей, x – это широта ЗС, R_3 – это радиус экватора Земли ($R_3 = 6370$ км), а i – наклонение орбиты, тогда высота ЗС над плоскостью орбиты будет равна:

$$H_{зс} = R_3 \sin(x - i)$$

2. Пусть $r(x) = R_3 \cos(x - i)$ – радиус параллели, на которой находится ЗС, а y – угол, соответствующий разности по долготе между ЗС и ИСЗ. Также при проецировании дальности на плоскость орбиты пусть будет введена вспомогательная величина $L_1(y)$, необходимая для расчета проекции дальности ИСЗ (рис. 1.24):

$$L_1(y) = r(x) \sin \frac{y}{2}.$$

3. Радиус орбиты ИСЗ равен: $R_o = H_{исз} + R_з$, где $H_{исз}$ – высота орбиты над Землей.

4. Для вычисления проекции дальности необходимо ввести дополнительную величину:

$$L_2(y) = R_o \sin \frac{y}{2}$$

и рассчитать расстояние $z(h0) = \sqrt{H_{исз}^2 - (L_2(y) - L_1(y))^2}$ (см. рис. 3).

5. Проекция дальности на плоскость наклонной орбиты равна:

$$d_{проект} = \sqrt{z(h0)^2 + (L_2(y) + L_1(y))^2}.$$

6. Дальность ИСЗ от ЗС равна:

$$d = \sqrt{H_{зс}^2 + d_{проект}^2}.$$

5.3. Расчет частотного сдвига, появляющегося вследствие эффекта Доплера

Для вычисления частотного сдвига необходимо знать величину угла φ между направлением движения спутника и направлением линии связи (см. рис. 4: $\angle \varphi = \angle MEK$).

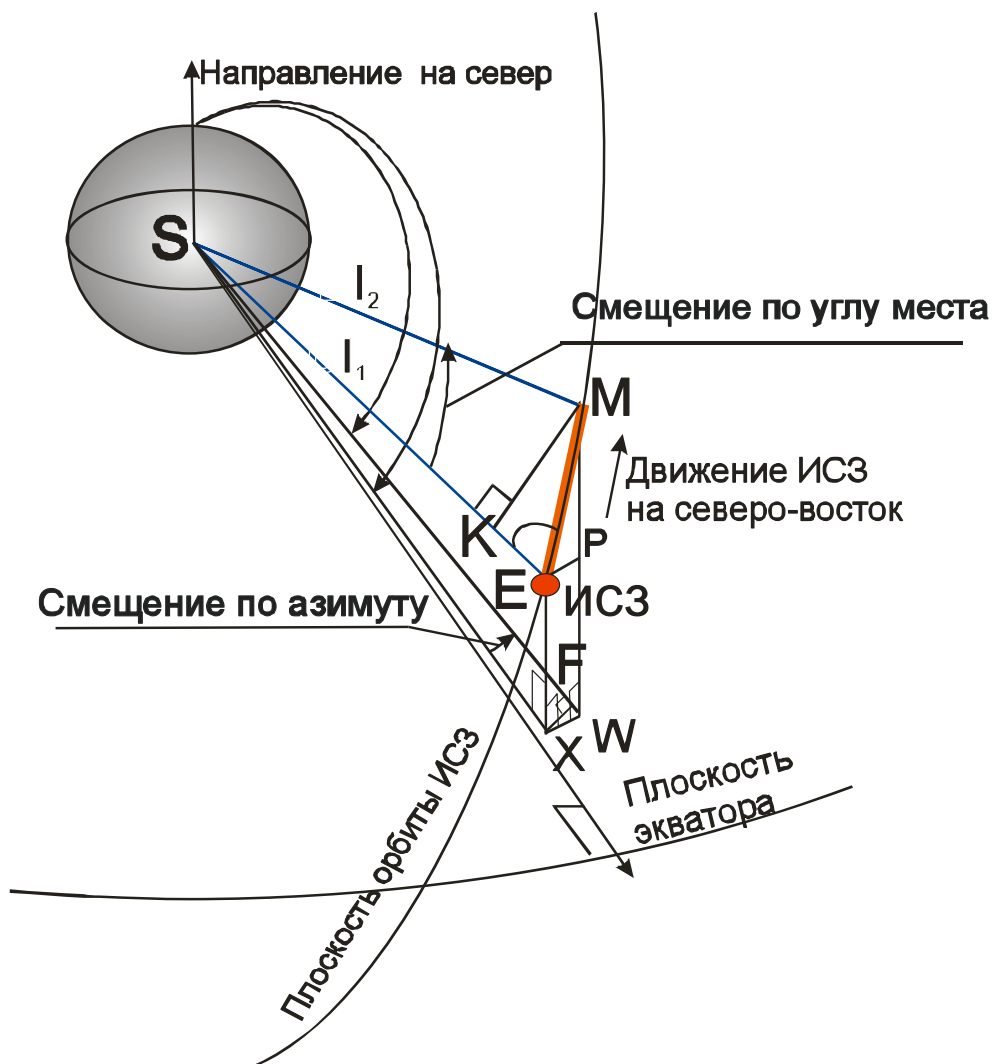


Рис. 4. К определению угла между линией связи и направлением движения ИСЗ

Необходимо вычислить азимут ЗС в направлении ИСЗ, зная, что x – широта ЗС, а y – угол разности по долготе между ЗС и ИСЗ.

1. Если ЗС восточнее ИСЗ, то азимут $\alpha_{вост.}$ равен:

$$\alpha_{вост.} = \pi + \arccos\left(\frac{tg(x-i)}{tg\{\arccos[\cos(x-i) \cdot \cos y]\}}\right);$$

если ЗС западнее ИСЗ, то азимут $\alpha_{западн.}$ равен:

$$\alpha_{западн.} = \pi - \arccos\left(\frac{tg(x-i)}{tg\{\arccos[\cos(x-i) \cdot \cos y]\}}\right).$$

2. Угол места ε равен:

$$\varepsilon = \arctg \left(\frac{\cos(x-i) \cos y - 0,15}{\sin(\arccos\{\cos(x-i) \cdot \cos y\})} \right).$$

3. Косинус угла между направлением движения спутника и направлением линии связи можно определить, если известны значения азимута (α_1 и α_2) и угла места (ε_1 и ε_2) в начале и конце временного интервала.

Здесь (см. рис. 4): $|MK| = \sqrt{|ME|^2 - |EK|^2}$ или $|MK| = \sqrt{l_2^2 - (l_1 - |EK|)^2}$, где $|ME|$ - путь, пройденный ИСЗ при движении по наклонной орбите, $|EK|$ - проекция этого пути, величина которой определяется удалением ИСЗ от центра Земли; l_1 и l_2 - величины удаления ИСЗ от центра Земли, при его движении по наклонной орбите.

Выполнив преобразования, получим:

$$|ME|^2 - |EK|^2 = l_2^2 - l_1^2 + 2l_1 \cdot |EK| - |EK|^2, \text{ отсюда } |EK| = \frac{l_1^2 - l_2^2 + |ME|^2}{2l_1}.$$

Но, зная, что $|EK| = |ME| \cos \angle MEK$, можно найти величину $\cos \angle MEK$:

$$\cos \angle MEK = \frac{|EK|}{|ME|} = \frac{l_1^2 - l_2^2 + |ME|^2}{2l_1 \cdot |ME|},$$

здесь $|ME|$ определяется по формуле:

$$|ME| = \sqrt{|EP|^2 + |MP|^2} = \sqrt{[l_1 \sin \varepsilon_1 - l_2 \sin \varepsilon_2]^2 + \{l_1 \sin \varepsilon_1 \cos[\alpha_1 - \arctg(R_0 - R_3 \cos(x-i))] - l_2 \sin \varepsilon_2 \cos[\alpha_2 + \arctg(R_0 - R_3 \cos(x-i))]\}^2 + \{l_1 \sin \varepsilon_1 \sin[\alpha_1 - \arctg(R_0 - R_3 \cos(x-i))] - l_2 \sin \varepsilon_2 \sin[\alpha_2 - \arctg(R_0 - R_3 \cos(x-i))]\}^2},$$

где $|EP|$ - проекция смещения ИСЗ по азимуту на плоскость экватора, $|MP|$ - проекция смещения ИСЗ по углу места на плоскость, перпендикулярную плоскости экватора, $R_o = H_{исз} + R_3$, (здесь $H_{исз}$ - высота орбиты над Землей) и R_3 - радиус экватора Земли.

4. Определить разность по частоте, возникающую вследствие эффекта Доплера:

$$\Delta f = f' - f_0 = f_0 \cdot \frac{c}{c \pm v \cos \varphi} - f_0$$

где $c = 3 \cdot 10^8 \text{ м/с}$, v - скорость передатчика, f_0 - частота сигнала, излучаемого передатчиком, f' - частота принимаемого сигнала.

5. Результаты вычислений внести в таблицу и сделать выводы:

	ИСЗ1, наклонение орбиты $i = 90^\circ$		ИСЗ2, наклонение орбиты $i = 45^\circ$		ИСЗ3, наклонение орбиты $i = 0^\circ$		ИСЗ4, наклонение орбиты $i = 90^\circ$	
	начальное	конечное	начальное	конечное	начальное	конечное	начальное	конечное
Положение ИСЗ и ЗС								
Долгота ИСЗ, град.	116	116	132	162	101	131	147	177
Долгота ЗС, град.	132	133	132	133	132	133	132	133
Разность по долготе, град.								
Широта ЗС, град	43	42	43	42	43	42	43	42
Наклонная дальность, км								
Угол места, град								
Азимут, град								
Угол φ , град								
$\cos \varphi$								
Разность по частоте, ΔF , кГц								
Частотный сдвиг, $\frac{\Delta f}{f_0}$								

Библиографический список

1. А. И. Перова, В. К. Харисова ГЛОНАСС, принципы построения и функционирования 4-е издание. «Радиотехника» Москва, 2010.
2. В. С. Шебашевич П. П. Дмитриев Сетевые спутниковые радионавигационные системы 2-е издание радио и связь Москва 206 с.
3. Павлова Г.Г. Системы спутниковой связи и вещания: учебное пособие. – Владивосток: Изд-во ДВГТУ, 2012. – 242 с.
4. Системы спутниковой связи/А.М. Бонч-Бруевич, В.Л.Быков, Л.Я.Кантор и др. Под ред. Л.Я.Кантора. М.: Радио и связь, 1992.
5. Спутниковая связь и вещание/Под ред. Л.Я.Кантора. – М.: Радио и связь, 1997.
6. О. В. Головин, Н. И. Чистяков. Радиосвязь. М – Горячая линия – Телеком, 2003, 280 с.
7. Радиотехнические системы. Под ред. Казаринова Ю.М. М.: Высшая школа, 1990.
8. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. М.: Эко-Трендз, 2000.
9. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС / Под ред. В.Н. Харисова, А.И. Перова, В.А. Болдина. М.: ИПРЖР, 1998.
10. Липкин И.А. Спутниковые навигационные системы. М.: Вузовская книга, 2001.
11. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. М.: КНИЦ ВКС, 1995.

Расчет координат и скорости подвижного объекта

координаты зс: широта и долгота

радиус Земли, км

$$\beta_0 := 55 \cdot \frac{\pi}{180}$$

$$\alpha_0 := 30 \cdot \frac{\pi}{180}$$

$$H_0 := 6300$$

широта исз

долгота исз

радиус орбиты ИСЗ, км

$$\beta_1 := 50 \cdot \frac{\pi}{180}$$

$$\alpha_1 := 120 \cdot \frac{\pi}{180}$$

$$H_1 := 19100 + 6300$$

$$\beta_2 := 60 \cdot \frac{\pi}{180}$$

$$\alpha_2 := 165 \cdot \frac{\pi}{180}$$

$$\beta_3 := 30 \cdot \frac{\pi}{180}$$

$$\alpha_3 := 75 \cdot \frac{\pi}{180}$$

$$\beta_4 := 0 \cdot \frac{\pi}{180}$$

$$\alpha_4 := 110 \cdot \frac{\pi}{180}$$

$$\beta_5 := 0 \cdot \frac{\pi}{180}$$

$$\alpha_5 := 155 \cdot \frac{\pi}{180}$$

переход в декартову систему координат

$$x_0 := H_0 \cdot \cos(\beta_0) \cdot \cos(\alpha_0)$$

$$y_0 := H_0 \cdot \cos(\beta_0) \cdot \sin(\alpha_0)$$

$$z_0 := \left| (1 - e^2) + H_0 \right| \cdot \sin(\beta_0)$$

$$x_1 := H_1 \cdot \cos(\beta_1) \cdot \cos(\alpha_1)$$

$$y_1 := H_1 \cdot \cos(\beta_1) \cdot \sin(\alpha_1)$$

$$z_1 := \left| (1 - e^2) + H_1 \right| \cdot \sin(\beta_1)$$

$$x_2 := H_1 \cdot \cos(\beta_2) \cdot \cos(\alpha_2)$$

$$y_2 := H_1 \cdot \cos(\beta_2) \cdot \sin(\alpha_2)$$

$$z_2 := \left| (1 - e^2) + H_1 \right| \cdot \sin(\beta_2)$$

$$x_3 := H_1 \cdot \cos(\beta_3) \cdot \cos(\alpha_3)$$

$$y_3 := H_1 \cdot \cos(\beta_3) \cdot \sin(\alpha_3)$$

$$z_3 := \left| (1 - e^2) + H_1 \right| \cdot \sin(\beta_3)$$

$$x_4 := H_1 \cdot \cos(\beta_4) \cdot \cos(\alpha_4)$$

$$y_4 := H_1 \cdot \cos(\beta_4) \cdot \sin(\alpha_4)$$

$$z_4 := \left| (1 - e^2) + H_1 \right| \cdot \sin(\beta_4)$$

$$x_5 := H_1 \cdot \cos(\beta_5) \cdot \cos(\alpha_5)$$

$$y_5 := H_1 \cdot \cos(\beta_5) \cdot \sin(\alpha_5)$$

$$z_5 := \left| (1 - e^2) + H_1 \right| \cdot \sin(\beta_5)$$

$$x_0 = 3.129 \times 10^3$$

$$y_0 = 1.807 \times 10^3$$

$$z_0 = 5.155 \times 10^3$$

$$x_1 = -8.163 \times 10^3$$

$$y_1 = 1.414 \times 10^4$$

$$z_1 = 1.945 \times 10^4$$

$$x_2 = -1.227 \times 10^4$$

$$y_2 = 3.287 \times 10^3$$

$$z_2 = 2.199 \times 10^4$$

$$x_3 = 5.693 \times 10^3$$

$$y_3 = 2.125 \times 10^4$$

$$z_3 = 1.27 \times 10^4$$

$$x_4 = -8.687 \times 10^3$$

$$y_4 = 2.387 \times 10^4$$

$$z_4 = 0$$

$$x_5 = -2.302 \times 10^4$$

$$y_5 = 1.073 \times 10^4$$

$$z_5 = 0$$

$$D_1 := \sqrt{(x_1 - x_0)^2 + (y_1 - y_0)^2 + (z_1 - z_0)^2} \quad D_1 = 2.2 \times 10^4$$

$$D_2 := \sqrt{(x_2 - x_0)^2 + (y_2 - y_0)^2 + (z_2 - z_0)^2} \quad D_2 = 2.286 \times 10^4$$

$$D_3 := \sqrt{(x_3 - x_0)^2 + (y_3 - y_0)^2 + (z_3 - z_0)^2} \quad D_3 = 2.101 \times 10^4$$

$$D_4 := \sqrt{(x_4 - x_0)^2 + (y_4 - y_0)^2 + (z_4 - z_0)^2} \quad D_4 = 2.555 \times 10^4$$

$$D_5 := \sqrt{(x_5 - x_0)^2 + (y_5 - y_0)^2 + (z_5 - z_0)^2} \quad D_5 = 2.811 \times 10^4$$

X := 1 Y := 1 Z := 1 начальные приближения искоемых координат

Given система из n уравнений с 3-мя неизвестными

$$\sqrt{(x_1 - X)^2 + (y_1 - Y)^2 + (z_1 - Z)^2} - D_1 = 0$$

$$\sqrt{(x_2 - X)^2 + (y_2 - Y)^2 + (z_2 - Z)^2} - D_2 = 0$$

$$\sqrt{(x_3 - X)^2 + (y_3 - Y)^2 + (z_3 - Z)^2} - D_3 = 0$$

$$\sqrt{(x_4 - X)^2 + (y_4 - Y)^2 + (z_4 - Z)^2} - D_4 = 0$$

$$\sqrt{(x_5 - X)^2 + (y_5 - Y)^2 + (z_5 - Z)^2} - D_5 = 0$$

$$\text{Find}(X, Y, Z) = \begin{pmatrix} 3.129 \times 10^3 \\ 1.807 \times 10^3 \\ 5.155 \times 10^3 \end{pmatrix}$$

координаты ЗС (должны соответствовать заданным)

$$x_0 = 3.129 \times 10^3$$

$$y_0 = 1.807 \times 10^3$$

$$z_0 = 5.155 \times 10^3$$

далее следует обратный переход в сферическую систему координат

$$\underline{X} := x_0 \quad \underline{Y} := y_0 \quad \underline{Z} := z_0$$

$$H := \sqrt{(x_0)^2 + (y_0)^2 + (z_0)^2}$$

$$H = 6.296 \times 10^3 \quad \text{радиус Земли}$$

$$B := \arcsin \left[\frac{z_0}{\sqrt{(x_0)^2 + (y_0)^2 + (z_0)^2}} \right]$$

$$B = 0.959$$

$$B \cdot \frac{180}{\pi} = 54.973 \quad \text{соответствует широте ЗС}$$

$$\underline{A} := \arctan \left(\frac{y_0}{x_0} \right)$$

$$A = 0.524$$

$$A \cdot \frac{180}{\pi} = 30 \quad \text{соответствует долготе ЗС}$$

Далее определяем скорость по методу радиальных скоростей (доплеровскому)

$$\dot{D}_i = [(x_i - x)(\dot{x}_i - \dot{x}) + (y_i - y)(\dot{y}_i - \dot{y}) + (z_i - z)(\dot{z}_i - \dot{z})] / D_i \quad \text{рабочая формула}$$

переводим конечные составляющие векторов скорости НС

конечные координаты вектора скорости ЗС

$$\beta_{20} := 55.1 \frac{\pi}{180} \quad \alpha_{20} := 129.8 \frac{\pi}{180} \quad \underline{H}_{20} := 6300$$

конечные координаты вектора скорости n видимых спутников в сферической системе координат

$$\beta_{12} := 58 \frac{\pi}{180} \quad \alpha_{12} := 126 \frac{\pi}{180} \quad H_{12} := 19100 + 6300$$

$$\beta_{22} := 52 \frac{\pi}{180} \quad \alpha_{22} := 159 \frac{\pi}{180}$$

$$\beta_{32} := 36.1 \frac{\pi}{180} \quad \alpha_{32} := 82.5 \frac{\pi}{180}$$

$$\beta_{42} := 0 \frac{\pi}{180} \quad \alpha_{42} := 118.73 \frac{\pi}{180}$$

$$\beta_{52} := 0 \frac{\pi}{180} \quad \alpha_{52} := 163.73 \frac{\pi}{180}$$

координаты конца вектора НС

$$\begin{aligned}
 x_{20} &:= H_{20} \cdot \cos(\beta_{20}) \cdot \cos(\alpha_{20}) & y_{20} &:= H_{20} \cdot \cos(\beta_{20}) \cdot \sin(\alpha_{20}) & z_{20} &:= \left| (1 - e^2) + H_{20} \right| \cdot \sin(\beta_{20}) \\
 x_{12} &:= H_{12} \cdot \cos(\beta_{12}) \cdot \cos(\alpha_{12}) & y_{12} &:= H_{12} \cdot \cos(\beta_{12}) \cdot \sin(\alpha_{12}) & z_{12} &:= \left| (1 - e^2) + H_{12} \right| \cdot \sin(\beta_{12}) \\
 x_{22} &:= H_{12} \cdot \cos(\beta_{22}) \cdot \cos(\alpha_{22}) & y_{22} &:= H_{12} \cdot \cos(\beta_{22}) \cdot \sin(\alpha_{22}) & z_{22} &:= \left| (1 - e^2) + H_{12} \right| \cdot \sin(\beta_{22}) \\
 x_{32} &:= H_{12} \cdot \cos(\beta_{32}) \cdot \cos(\alpha_{32}) & y_{32} &:= H_{12} \cdot \cos(\beta_{32}) \cdot \sin(\alpha_{32}) & z_{32} &:= \left| (1 - e^2) + H_{12} \right| \cdot \sin(\beta_{32}) \\
 x_{42} &:= H_{12} \cdot \cos(\beta_{42}) \cdot \cos(\alpha_{42}) & y_{42} &:= H_{12} \cdot \cos(\beta_{42}) \cdot \sin(\alpha_{42}) & z_{42} &:= \left| (1 - e^2) + H_{12} \right| \cdot \sin(\beta_{42}) \\
 x_{52} &:= H_{12} \cdot \cos(\beta_{52}) \cdot \cos(\alpha_{52}) & y_{52} &:= H_{12} \cdot \cos(\beta_{52}) \cdot \sin(\alpha_{52}) & z_{52} &:= \left| (1 - e^2) + H_{12} \right| \cdot \sin(\beta_{52})
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 x_{20} &= -2.307 \times 10^3 & y_{20} &= 2.769 \times 10^3 & z_{20} &= 5.162 \times 10^3 \\
 x_{12} &= -7.912 \times 10^3 & y_{12} &= 1.089 \times 10^4 & z_{12} &= 2.154 \times 10^4 \\
 x_{22} &= -1.46 \times 10^4 & y_{22} &= 5.604 \times 10^3 & z_{22} &= 2.001 \times 10^4 \\
 x_{32} &= 2.679 \times 10^3 & y_{32} &= 2.035 \times 10^4 & z_{32} &= 1.496 \times 10^4 \\
 x_{42} &= -1.221 \times 10^4 & y_{42} &= 2.227 \times 10^4 & z_{42} &= 0 \\
 x_{52} &= -2.438 \times 10^4 & y_{52} &= 7.116 \times 10^3 & z_{52} &= 0
 \end{aligned}$$

скорости спутников, для проверки (должны соответствовать действительным!!!)

$$\begin{aligned}
 V_1 &:= \sqrt{(x_1 - x_{12})^2 + (y_1 - y_{12})^2 + (z_1 - z_{12})^2} & V_1 &= 3.868 \times 10^3 \\
 V_2 &:= \sqrt{(x_2 - x_{22})^2 + (y_2 - y_{22})^2 + (z_2 - z_{22})^2} & V_2 &= 3.838 \times 10^3 \\
 V_3 &:= \sqrt{(x_{32} - x_3)^2 + (y_{32} - y_3)^2 + (z_{32} - z_3)^2} & V_3 &= 3.877 \times 10^3 \\
 V_4 &:= \sqrt{(x_4 - x_{42})^2 + (y_4 - y_{42})^2 + (z_4 - z_{42})^2} & V_4 &= 3.866 \times 10^3 \\
 V_5 &:= \sqrt{(x_5 - x_{52})^2 + (y_5 - y_{52})^2 + (z_5 - z_{52})^2} & V_5 &= 3.866 \times 10^3
 \end{aligned}$$

все в М/С

Характеристики КА, используемых в системе GPS

Теперь найдем радиальные скорости

$$D_{12} := \frac{(x_1 - x_0)(x_{12} - x_{20}) + (y_1 - y_0)(y_{12} - y_{20}) + (z_1 - z_0)(z_{12} - z_{20})}{D_1}$$

$$D_{22} := \frac{(x_2 - x_0)(x_{22} - x_{20}) + (y_2 - y_0)(y_{22} - y_{20}) + (z_2 - z_0)(z_{22} - z_{20})}{D_2}$$

$$D_{32} := \frac{(x_3 - x_0)(x_{32} - x_{20}) + (y_3 - y_0)(y_{32} - y_{20}) + (z_3 - z_0)(z_{32} - z_{20})}{D_3}$$

$$D_{42} := \frac{(x_4 - x_0)(x_{42} - x_{20}) + (y_4 - y_0)(y_{42} - y_{20}) + (z_4 - z_0)(z_{42} - z_{20})}{D_4}$$

$$D_{52} := \frac{(x_5 - x_0)(x_{52} - x_{20}) + (y_5 - y_0)(y_{52} - y_{20}) + (z_5 - z_0)(z_{52} - z_{20})}{D_5}$$

$$D_{12} = 1.807 \times 10^4$$

$$D_1 = 2.2 \times 10^4$$

$$D_{22} = 1.94 \times 10^4$$

$$D_2 = 2.286 \times 10^4$$

$$D_{32} = 2.039 \times 10^4$$

$$D_3 = 2.101 \times 10^4$$

$$D_{42} = 2.246 \times 10^4$$

$$D_4 = 2.555 \times 10^4$$

$$D_{52} = 2.286 \times 10^4$$

$$D_5 = 2.811 \times 10^4$$

$\overset{****}{X} := 1$ $\overset{****}{Y} := 1$ $\overset{****}{Z} := 1$ начальные приближения искомым координат

Given

$$\frac{(x_1 - x_0)(x_{12} - X) + (y_1 - y_0)(y_{12} - Y) + (z_1 - z_0)(z_{12} - Z)}{D_1} - D_{12} = 0$$

$$\frac{(x_2 - x_0)(x_{22} - X) + (y_2 - y_0)(y_{22} - Y) + (z_2 - z_0)(z_{22} - Z)}{D_2} - D_{22} = 0$$

$$\frac{(x_3 - x_0)(x_{32} - X) + (y_3 - y_0)(y_{32} - Y) + (z_3 - z_0)(z_{32} - Z)}{D_3} - D_{32} = 0$$

$$\frac{(x_4 - x_0)(x_{42} - X) + (y_4 - y_0)(y_{42} - Y) + (z_4 - z_0)(z_{42} - Z)}{D_4} - D_{42} = 0$$

$$\frac{(x_5 - x_0)(x_{52} - X) + (y_5 - y_0)(y_{52} - Y) + (z_5 - z_0)(z_{52} - Z)}{D_5} - D_{52} = 0$$

$$\text{Find}(X, Y, Z) = \begin{pmatrix} -2.307 \times 10^3 \\ 2.769 \times 10^3 \\ 5.162 \times 10^3 \end{pmatrix}$$

$$x_{20} = -2.307 \times 10^3$$

$$y_{20} = 2.769 \times 10^3$$

$$z_{20} = 5.162 \times 10^3$$

как видим, результат совпадает

$$V_0 := \sqrt{(x_0 - x_{20})^2 + (y_0 - y_{20})^2 + (z_0 - z_{20})^2}$$

$$V_0 = 5.521 \times 10^3$$

скорость нашего
подвижного объекта
(он же ЗС) в м/с

$$V_{20} := V_0 \cdot \frac{3600}{1000}$$

$$V_{20} = 1.988 \times 10^4$$

в км/ч

Пример расчета наклонной дальности и частотного сдвига, возникающего вследствие эффекта Доплера при использовании искусственных спутников Земли, находящихся на наклонных орбитах

1. Расчет наклонной дальности ИСЗ

$H_{isz} := 2020$ H_{isz} – высота орбиты ИСЗ над Землей

$R_z := 6370$ R_z – радиус экватора Земли, к м

$a := 42$ a – широта ЗС

$i := 90$ i – наклонение орбиты ИСЗ

$y := 15$ y – угол разности по долготе между ЗС и ИСЗ

$r(x) := R_z \cos\left(a \cdot \frac{\pi}{180}\right)$ $r(x)$ – радиус параллели, на которой находится ЗС

$$x := a \cdot \frac{\pi}{180}$$

$$r(x) = 4.734 \times 10^3$$

$$H_{zs} := R_z \sin\left(a \cdot \frac{\pi}{180}\right)$$

H_{zs} – высота ЗС над плоскостью экватора

$$H_{zs} = 4.262 \times 10^3$$

$L1(y)$ и $L2(y)$ – вспомогательные величины

$$L1(y) := H_{zs} \cdot \sin\left(\frac{y \cdot \frac{\pi}{180}}{2}\right)$$

$$L1(y) = 556.35$$

$$R_{p0} := (H_{isz} + R_z) \cdot \cos\left(i \cdot \frac{\pi}{180}\right)$$

R_{p0} – радиус проекции орбиты ИСЗ на плоскость экватора

$$R_{p0} = 1.627 \times 10^{12}$$

$$L2(y) := R_{p0} \cdot \sin\left(\frac{y \cdot \frac{\pi}{180}}{2}\right)$$

$$L2(y) = 2.124 \times 10^{13}$$

$$h_0 := (H_{isz} + R_z) \cdot \cos\left(i \cdot \frac{\pi}{180}\right) - 6370$$

h_0 – разность высота ИСЗ в наивысшей точке орбиты над плоскостью экватора и радиуса Земли

$$h_0 = -6.37 \times 10^3$$

$$Z(h_0) := h_0 \cdot \cos\left(y \cdot \frac{\pi}{180}\right)$$

$Z(h_0)$ – вспомогательная величина

$$Z(h_0) = -6.153 \times 10^3$$

$$d_{\text{проект}} := \sqrt{(L1(y) + L2(y))^2 + Z(h0)^2}$$

дпроект – проекция дальности на плоскость экватора

$$d_{\text{проект}} = 6.178 \times 10^3$$

$$H_{\text{Iisz}} := (RO + Rz) \cdot \sin\left(i \cdot \frac{\pi}{180}\right)$$

Hisz – высота ИСЗ над плоскостью экватора

$$H_{\text{Iisz}} = 2.657 \times 10^4$$

$$d := \sqrt{(H_{\text{Iisz}} - H_{\text{zs}})^2 + d_{\text{проект}}^2}$$

d - дальность ИСЗ от ЗС

$$d = 2.315 \times 10^4$$

1. Расчет азимута и угла места ИСЗ в зависимости от его положения относительно ЗС

$$o := \cos\left(a \cdot \frac{\pi}{180}\right) \quad t := \cos\left(y \cdot \frac{\pi}{180}\right)$$

$$b := \arccos(o \cdot t)$$

$$w := \pi + \arccos\left(\frac{\tan\left(a \cdot \frac{\pi}{180}\right)}{\tan(b)}\right)$$

azimut = w, если ЗС восточнее ИСЗ :

$$w = 3.522 \quad w \cdot \frac{180}{\pi} = 201.823$$

$$s := \pi - \arccos\left(\frac{\tan\left(a \cdot \frac{\pi}{180}\right)}{\tan(b)}\right) = 2.761$$

$$s = 2.761$$

$$s \cdot \frac{180}{\pi} = 158.177$$

azimut = s, если ЗС западнее ИСЗ :

$$q := \frac{\left(\cos\left(a \cdot \frac{\pi}{180}\right) \cdot \cos\left(y \cdot \frac{\pi}{180}\right) - 0.15\right)}{\sin(b)}$$

m = составная часть угла места

$$m := \arctan(q)$$

$$m \cdot \frac{180}{\pi} = 39.2$$

$$m = 0.684$$

E = полный угол места

$$E := m + \arcsin\left[\frac{(H_{\text{Iisz}} - H_{\text{zs}})}{d}\right] + \arcsin\left(\frac{H_{\text{zs}}}{d_{\text{проект}}}\right)$$

$$E = 2.205$$

$$E \cdot \frac{180}{\pi} = 126.337$$

3. Расчет частотного сдвига, возникающего вследствие эффекта Доплера

$$E1 := 126.21 \quad E2 := 126.3 \quad \text{- это углы места для одного и того же ИСЗ при изменении его координат}$$

$$d1 := 2306 \quad d2 := 2315 \quad \text{- это дальность для одного и того же ИСЗ при изменении его координат}$$

$$da1 := (w - 180) \cdot \frac{180}{\pi} \quad da1 := 22.4$$

$$da2 := (w - 180) \cdot \frac{180}{\pi} \quad da2 := 21.2 \quad \text{- это изменения по азимуту для одного и того же ИСЗ, находящегося западнее ЗС, относительно 180 градусов по азимуту}$$

- или изменения по азимуту для одного и того же ИСЗ, находящегося восточнее ЗС, относительно 180 градусов по азимуту (тогда вместо **w** необходимо использовать значение **s**)

$$e1 := (90 - E1) \cdot \frac{\pi}{180} \quad e1 = -0.632 \quad \text{- это разность (90 град - угол места) для одного и того же ИСЗ при изменении его координат}$$

$$e2 := (90 - E2) \cdot \frac{\pi}{180} \quad e2 = -0.634$$

$$g1 := 90 \cdot \frac{\pi}{180} - \text{atan}(20200 - r(x)) - da1 \cdot \frac{\pi}{180} \quad \text{- это величина угла сдвига ИСЗ относительно ЗС при проецировании траектории движения ИСЗ}$$

$$g2 := 90 \cdot \frac{\pi}{180} - \text{atan}(20200 - r(x)) - da2 \cdot \frac{\pi}{180} \quad \text{Но плоскость экватора (для одного и того же ИСЗ при изменении его координат)}$$

$$\cos \varphi := \frac{(d1)^2 - (d2)^2 + (d1 \cdot \cos(e1) - d2 \cdot \cos(e2))^2 + (d1 \cdot \cos(e1) \cdot \sin(g1) - d2 \cdot \cos(e2) \cdot \sin(g2))^2 + (d1 \cdot \cos(e1) \cdot \cos(g1) - d2 \cdot \cos(e2) \cdot \cos(g2))^2}{2d1 \cdot \sqrt{(d1 \cdot \cos(e1) - d2 \cdot \cos(e2))^2 + (d1 \cdot \cos(e1) \cdot \sin(g1) - d2 \cdot \cos(e2) \cdot \sin(g2))^2 + (d1 \cdot \cos(e1) \cdot \cos(g1) - d2 \cdot \cos(e2) \cdot \cos(g2))^2}}$$

$$\cos \varphi = -0.216 \quad \text{acos}(\cos \varphi) \cdot \frac{180}{\pi} = 102.472$$

$$F0 := 1500 \cdot 10^6 \quad v := 30000000 \quad \text{или} \quad c = 2.998 \times 10^8 \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

$$F1 := F0 \cdot \frac{v}{v + u \cdot (\cos \varphi)} \quad u := 386 \quad \text{u - это скорость движения ИСЗ на орбите, m/s}$$

$$F1 = 1.5 \times 10^9$$

$$\Delta F := F1 - F0$$

$$\Delta F = 4.172 \times 10^3$$

ΔF - это разность по частоте, Гц

**4. Результаты вычислений частотного сдвига, вызываемого эффектом Доплера
для ИСЗ, находящихся на наклонных орбитах
при скорости вращения, равной полному обороту ИСЗ вокруг Земли за 12 часов
и высоте орбиты над поверхностью Земли равной 20200 км**

Положение ИСЗ	ИСЗ ₁ , наклонение орбиты $i = 90^0$		ИСЗ ₂ , наклонение орбиты $i = 45^0$		ИСЗ ₃ , наклонение орбиты $i = 0^0$		ИСЗ ₄ , наклонение орбиты $i = 90^0$	
	начальное	конечное	начальное	конечное	начальное	конечное	начальное	конечное
Долгота ИСЗ, град.	116	116	132	162	101	131	147	177
Долгота ЗС, град.	132	133	132	133	132	133	132	133
Разность по долготе, град.	16	15	0	29	31	2	15	44
Широта ЗС, град	43	42	43	42	43	42	43	42
Наклонная дальность, км	23060	23150	19050	19060	19670	20640	23070	22830
Угол места, град	126,219	126,34	117,26	110,48	98,272	104,25	126,26	130,19
Азимут, град	202,80	201,82	178,56	140,64	221,38	182,99	158,55	124,72
Угол φ , град	102,51		72,18		75,29		74,86	
$\cos\varphi$	-0,217		0,306		0,25		0,261	
Частотный сдвиг, ΔF , кГц	4,172		-5,912		-4,907		-5,047	