

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ
ГОУ ВПО «СИБИРСКАЯ ГОСУДАРСТВЕННАЯ ГЕОДЕЗИЧЕСКАЯ АКАДЕМИЯ»

А.К. Сиякин, А.В. Кошелев

ФИЗИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ РАБОТЫ
GPS/ГЛОНАСС

Монография

Новосибирск
СГГА
2009

УДК 528:629.783
С38

Рецензенты:
доктор технических наук, профессор
К.М. Антонович
доктор технических наук, профессор
М.Я. Воронин

Синякин А.К.

С38 Физические принципы работы GPS/ГЛОНАСС [Текст]: монография /
А.К. Синякин, А.В. Кошелев. – Новосибирск: СГГА, 2009. – 110 с.

ISBN 978-5-87693-353-9

В монографии излагаются общие принципы взаимодействия сегментов GPS/ГЛОНАСС с позиций физического взаимодействия систем. Выполнены исследования по учету погрешностей и метрологической аттестации GPS-приемников. Представлены результаты оценки влияния ионосферы на точность определения координат и расстояний GPS-аппаратурой.

Монография полезна для инженеров, аспирантов и студентов, занимающихся вопросами эксплуатации спутниковых радионавигационных систем.

УДК 528:629.783

ISBN 978-5-87693-353-9

© ГОУ ВПО «Сибирская государственная
геодезическая академия» (СГГА), 2009

СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	4
1. Сведения из истории развития спутниковых навигационных систем ...	6
2. Принципы построения спутниковых навигационных систем	14
2.1. Устройство космического сегмента.....	15
2.2. Сегмент контроля управления	20
2.3. Спутниковые приемники	22
3. Особенности формирования сигналов в спутниковых навигационных системах	29
3.1. Формирование сигналов в квантовых стандартах частоты	29
3.2. Устройство автоподстройки частоты.....	32
3.3. Принципы формирования кодовых сигналов.....	33
3.4. Структура навигационных сообщений GPS/ГЛОНАСС	38
4. Методы измерений при применении спутниковых радионавигационных систем	46
4.1. Стандартный (абсолютный) метод	46
4.2. Дифференциальный метод	50
4.2.1. Коррекция координат.....	51
4.2.2. Коррекция навигационных параметров.....	52
4.3. Фазовый дифференциальный метод (относительные определения)	52
5. Основные источники погрешностей GPS-измерений.....	57
5.1. Погрешности абсолютного метода.....	57
5.2. Погрешности дифференциального метода	58
5.3. Анализ погрешностей фазового дифференциального метода	59
6. Групповая скорость при прохождении электромагнитных волн в ионосфере.....	66
6.1. Влияние ионосферы на распространение электромагнитных волн	66
6.2. Учет влияния групповой скорости на результаты GPS-измерений	69
7. Метрологическая аттестация ГЛОНАСС/GPS-аппаратуры	74
Заключение.....	77
Приложение 1. Принципы работы регистра.....	78
Приложение 2. Спутниковые лазерные дальнометры.....	80
Приложение 3. Результаты реально измеренных расстояний «наблюдатель – спутник»	82
Приложение 4. Радиоинтерферометрия сверхдлинных баз.....	83
Библиографический список	85

ВВЕДЕНИЕ

На современном этапе развития спутниковых технологий значительное внимание в государственной политике уделяется развитию и внедрению спутниковых радионавигационных систем (СРНС). К категории СРНС преимущественно относят комплексы: GPS (США), ГЛОНАСС (Россия), а также развивающийся в последнее время Galileo (Европа).

Глобальные спутниковые системы обеспечивают всепогодные высокоточные определения пространственно-временных координат и скоростей движущихся и неподвижных объектов.

Эти информационно-измерительные комплексы находят повседневное применение при контроле и управлении войсками, управлении воздушным движением и мореходством, решении задач пространственного ориентирования в ракетно-космической технике, навигации, геодезии, гидрографии и других отраслях.

В настоящее время спутниковые системы нашли широкое применение при решении ряда задач в мегаполисах:

- управление движением различных видов транспорта;
- управление противопожарной безопасностью и чрезвычайными ситуациями;
- формирование кадастра территорий;
- высокоточные геодезические измерения;
- другие сферы деятельности общества.

По вопросам работы и применения спутниковых навигационных систем опубликовано достаточно много статей и издан целый ряд монографий, в которых отражены общие понятия устройств GPS/ГЛОНАСС, технологий выполнения работ, различного рода теоретические и экспериментальные исследования систем.

Однако, для полного понимания процессов работы навигационных комплексов необходимо рассмотрение физических аспектов функционирования и взаимодействия отдельных блоков и связей систем.

К таким аспектам следует отнести:

- особенности формирования и излучения радиосигналов;
- обнаружение и выделение информации;
- анализ распространения радиоволн в ионосферных слоях атмосферы.

Именно на эти вопросы обратили внимание авторы представляемой работы. В частности, рассмотрены принципы формирования сигналов в бортовых часах космических спутников, преобразование кодовых сигналов в регистрах последовательного типа.

Многие работы, преимущественно геодезической направленности, оценивают влияние точностных факторов на результаты измерений. Из этих факторов наиболее непредсказуемым является многолучевой прием сигналов, на что обращено внимание авторов при анализе дифференциального метода.

Существенной особенностью при распространении радиосигналов в атмосфере является способ учета параметров электронной концентрации

ионосферы, зависящей от вида принятой при расчетах скорости (групповой или фазовой).

В работе авторами обоснована необходимость учета только групповой скорости при распространении радиоволн в атмосфере.

Монография может представлять интерес для инженеров, сотрудников, аспирантов, занимающихся вопросами изучения и применения спутниковых радионавигационных систем.

1. СВЕДЕНИЯ ИЗ ИСТОРИИ РАЗВИТИЯ СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

История развития спутниковых радионавигационных систем (СРНС) началась с 4 октября 1957 г. В Советском Союзе был выведен на околоземную орбиту первый спутник Земли (ИСЗ-1), получивший название «Спутник 1». С 1958 г. началось активное внедрение систем ИСЗ для целей радионавигации, радиопеленгации, а также для геодезических измерений.

В 1960-62 гг. в США получила развитие система SECOR (Sequential Collation Of Range – последовательное сравнение дальностей). Система, как изложено в [1], состоит из четырех наземных активных радиотехнических станций (запросчики), последовательно и раздельно во времени излучающих сигналы на ответчик-спутник. В системе применялся фазовый дальномерный метод измерения расстояний, т. е. интервал времени между принятым от спутника и излучаемым сигналами определяется по сдвигу фаз этих сигналов по схеме, приведенной на рис. 1.

Частота несущего колебания составляла 420 МГц, а модулирующие фазу сигналы имели значения: 585,533 кГц; 36,596 кГц; 2,288 кГц; 0,286 кГц. Такой набор модулирующих (масштабных) частот позволял однозначно измерять расстояние фазовым методом в пределах 525 км. Удаленность спутников системы SECOR от наземных пунктов

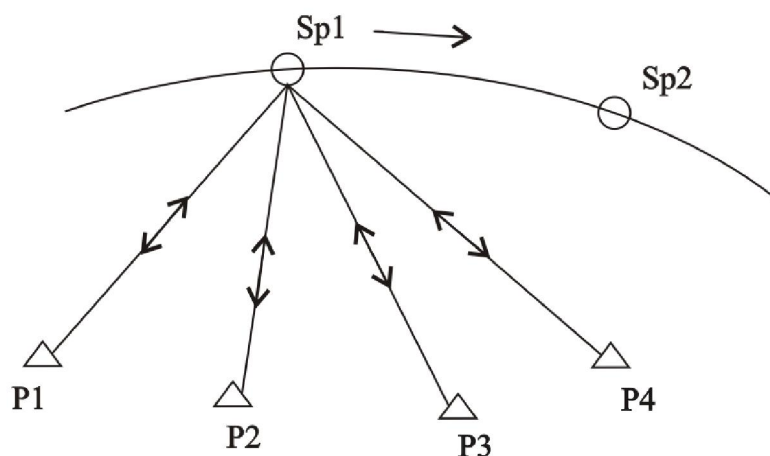


Рис. 1. Схема расположения станции SECOR:
Δ – наземные станции; О – спутники

составляла от 5 до 6 тысяч километров, поэтому вводился дополнительный сигнал – модулирующий импульс с частотой 20 Гц. Благодаря такому сигналу однозначное измерение расстояние проводилось в пределах 7 500 км.

Чтобы исключить интерференцию радиоволн на антенне спутника, каналы связи наземных станций со спутником согласовывались во времени, т. е. запросы с каждой наземной станции на спутник выполнялись в разное время с задержками, установленными программой.

Для учета влияния ионосферы спутник излучал колебания с частотой 220 МГц, наземные станции принимали эти волны на отдельные антенны.

По выполненным измерениям предвычислялись местоположение спутников на орбитах и параметры орбит, что создавало возможности определения координат неизвестного наземного пункта по схеме, приведенной на рис. 2.

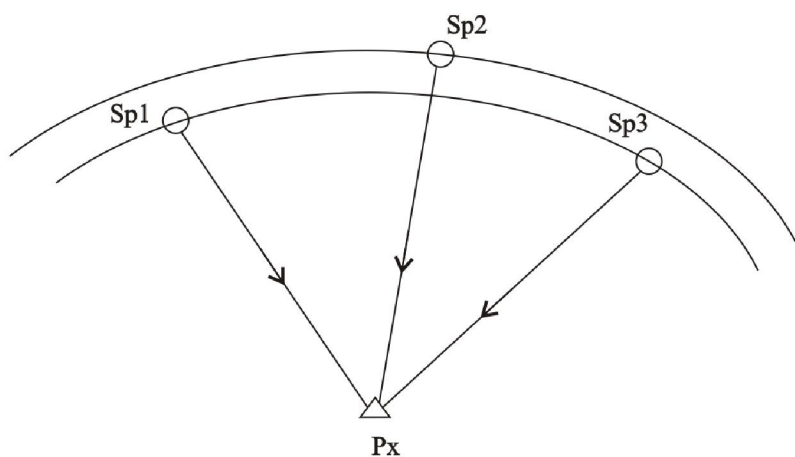


Рис. 2. Схема определения координат пункта: Δ – определяемый пункт; O – положение спутников на орбитах

Источником погрешностей в системе являлись:

- калибровка системы;
- тропосферные поправки;
- ионосферные задержки;
- доплеровский эффект.

Пространственные координаты наземных пунктов определялись с погрешностью от 25 до 30 м.

Недостатки системы SECOR:

- короткая продолжительность «жизни» спутников;
- сложности в системе управления;
- весьма ограниченное применение.

Более широкое практическое применение получил беззапросный метод измерения дальности. Суть метода в том, что спутник непрерывно излучает радиосигналы, по времени запаздывания которых, относительно шкалы наземного приемника, определяется расстояние «спутник – приемник».

В развитие этого метода в 1960-64 гг. были разработаны и с 1967 г. введены в производство системы TRANSIT (США) и ЦИКАДА (СССР). Системы применялись для определения местоположения судов, выполнения океанографических исследований, разработки нефтяных промыслов, а в дальнейшем нашли широкое использование в геодезических измерениях.

В состав системы входили космический сегмент, сегмент управления, наземные приемники (аппаратура потребителя). Космический сегмент TRANSIT содержал 7 спутников, размещаемых на отдельных круговых орбитах*. Относительно поверхности Земли спутники располагались на высоте 1100 км, взаимное пересечение плоскостей орбит составляло почти 60° . Каждый спутник представлял активную радиотехническую станцию весом 60 кг, с автономным питанием на солнечных батареях, совершающую один оборот вокруг Земли за 107 мин. Упрощенная функциональная схема орбитальной станции приведена на рис. 3 [2].

* Космический сегмент ЦИКАДА в своем составе содержал 4 спутника.

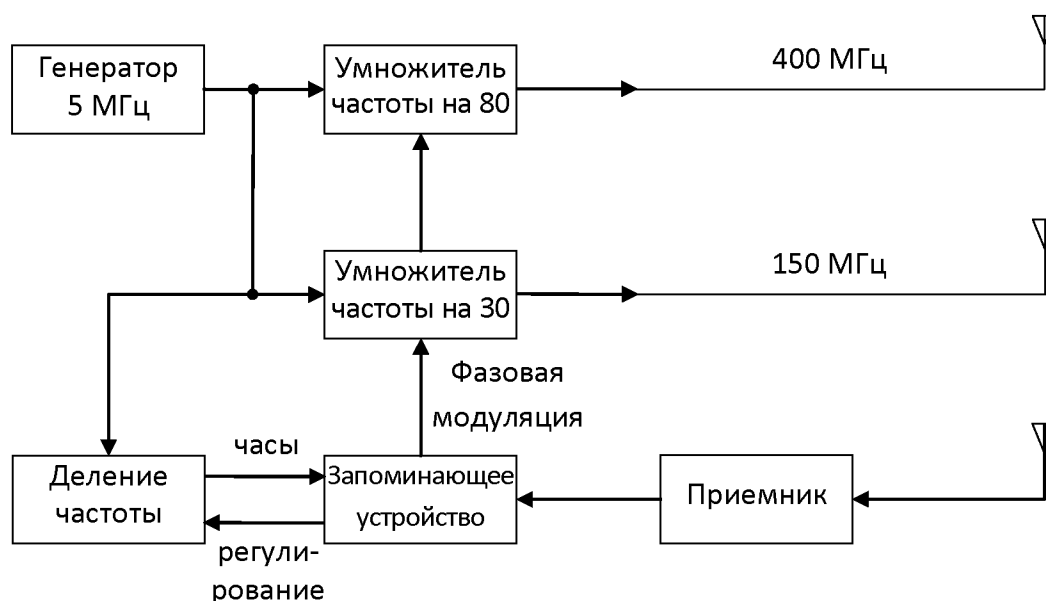


Рис. 3. Функциональная схема орбитальной станции

Излучение двух несущих частот (400; 150 МГц) использовалось для исключения погрешностей, вызванных влиянием ионосферы на распространение радиоволн.

Блок приемника предназначался для ввода скорректированных данных, закладываемых наземной сетью слежения (сегмент управления).

Система управления включала четыре станции наблюдения, вычислительный центр, две станции ввода данных. Пакет данных объемом 6 103 бит передавался на спутник один раз в сутки, на фазомодулирующей частоте 50 Гц несущими колебаниями 150 и 400 МГц. Эти колебания через приемник поступали в запоминающее устройство.

Примерный набор данных служебной информации (навигационного сообщения):

- отклонение от эллиптичности орбиты в указанный момент времени;
- угол прецессии;
- перигей орбит;
- эксцентриситет орбиты;
- большая полуось орбиты;
- номер спутника;
- поправка за время и др.

Наземная станция для приема сигналов (аппаратура потребителя в упрощенном функциональном виде) представлена на рис. 4 [2].

Прохождение сигналов в приемной аппаратуре осуществляется по следующей последовательности. Принятый от спутника радиосигнал преобразовывается антенной в электрические колебания и направляется в блок предварительного усиления. Усиленные по мощности колебания, промодулированные по фазе пакетом информационных данных (объем 6 103 Бита), поступали соответственно на основной приемник (несущая частота 400 МГц – 32 КГц) и вспомогательный приемник (несущая частота 150 МГц – 12

кГц). Приращение несущих частот (32 и 12 кГц) было вызвано наличием доплеровского эффекта.

Опорный генератор излучал колебания частотой 5 МГц. Умножитель частоты образовывал из них колебания с частотами 400 МГц и 150 МГц и направлял соответственно в основной и вспомогательный приемники.

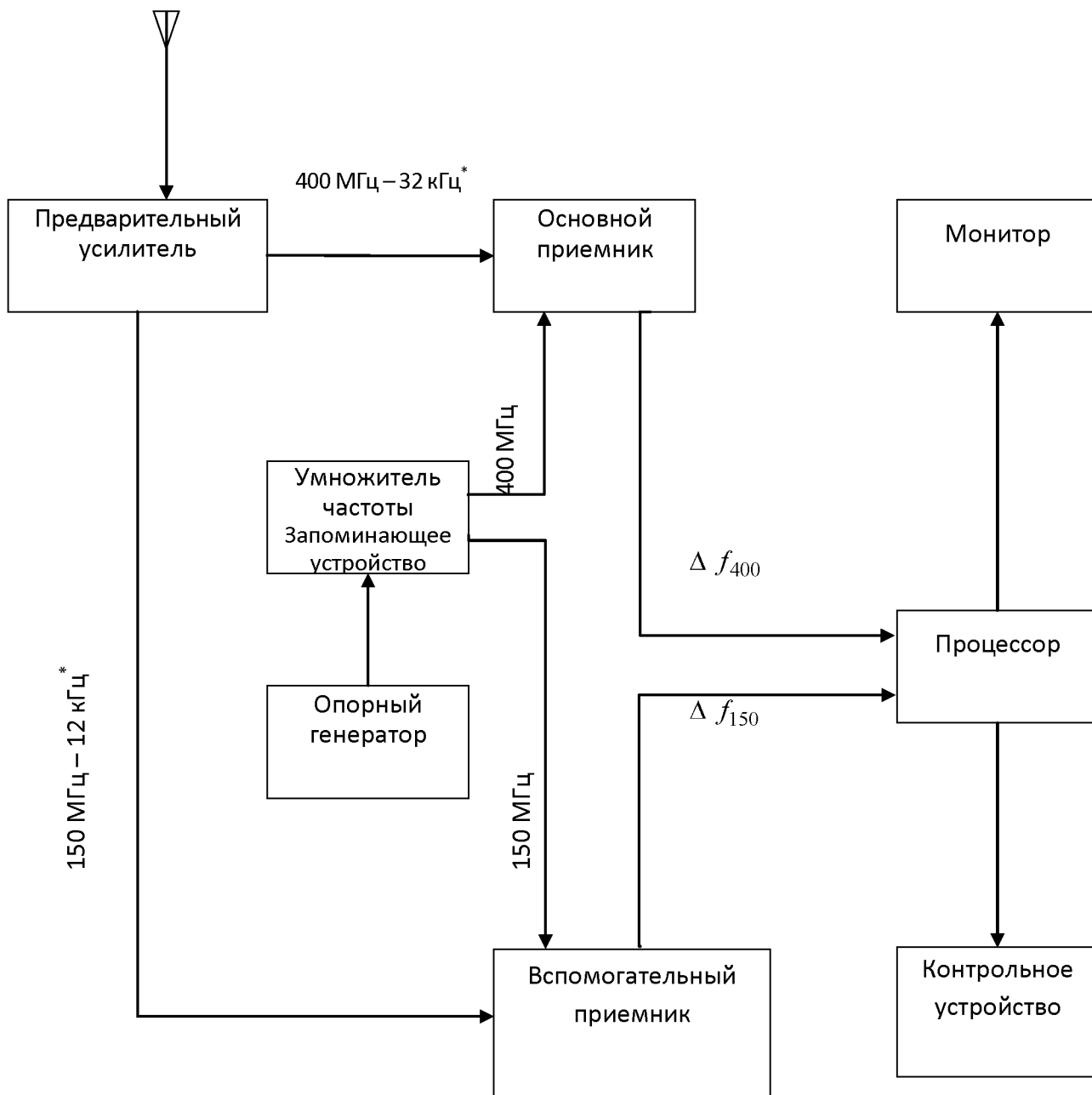


Рис. 4. Функциональная схема приемника

В приемниках извлекались доплеровские сигналы, промодулированные информационными данными с частотой 50 Гц. Сигналы направлялись в процессор.

По информации, извлеченной из основного приемника, процессор определял доплеровский сдвиг фаз и вычислял координаты наземного пункта. Эти результаты выводились на монитор.

Обработка данных, полученных на вспомогательной частоте (150 МГц), формировала поправку за дисперсию радиоволны в ионосфере.

Определение местоположения объекта с использованием навигационных систем TRANSIT, ЦИКАДА выполнялось по результатам многократных измерений расстояний между приемником и положением спутника на орбите. Перемещение спутника по орбите в процессе измерения вызывало изменение частоты принимаемого сигнала, т. е. доплеровский сдвиг частоты.

* Приращения частот -32 и -12 кГц образуются из-за доплеровского сдвига.

Изменение частоты рассчитывалось по приближенной формуле:

$$f_s - f_{\Delta} = \frac{f_s}{c} v,$$

где f_s – частота сигнала, излучаемого спутником;

f_{Δ} – частота сигнала, принимаемого наземным приемником;

c – скорость электромагнитных волн ($c = 3 \cdot 10^8$ м/с);

v – радиальная скорость движения спутника.

Рис. 5 иллюстрирует смещение спутника по орбите относительно наблюдателя во время сеанса измерений [2].

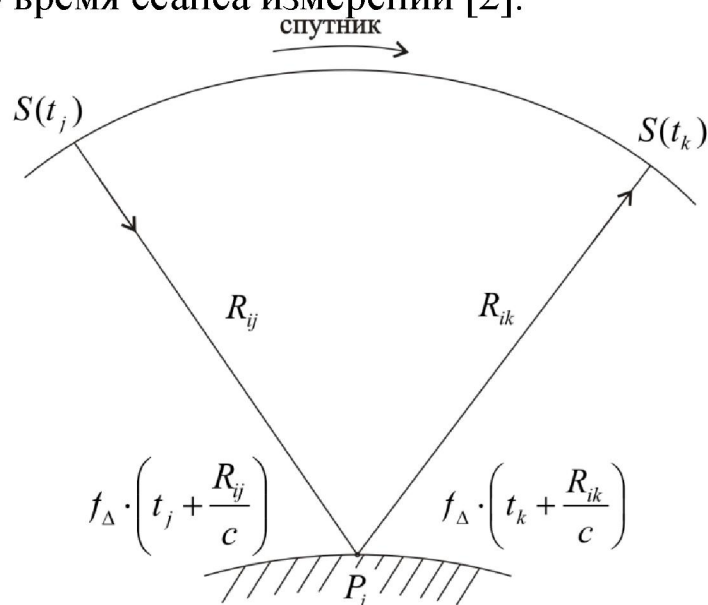


Рис. 5. Положения спутника и наблюдателя

На рис. 5:

P_i – пункт наблюдателя с приемником;

$S(t_j)$ – положение спутника на орбите в начальный момент времени перемещения спутника;

$S(t_k)$ – положение спутника на орбите в конечный момент времени движения спутника;

R_{ij} – расстояние «приемник – спутник» на момент t_j ;

R_{ik} – расстояние «приемник – спутник» на момент t_k ;

$f_{\Delta} \cdot \left(t_j + \frac{R_{ij}}{c} \right)$ – фазовый сдвиг сигнала, принятого в пункте P_j в

начальный момент наблюдения;

$f_{\Delta} \cdot \left(t_k + \frac{R_{ik}}{c} \right)$ – фазовый сдвиг сигнала, принятого в пункте P_j в

конечный момент наблюдения.

Так как частота f_{Δ} неизвестна и подвергалась неконтролируемым изменениям, то приемник наблюдателя генерировал собственные колебания с опорной частотой f_0 , близкой к f_s . В приемнике происходили биения частот принятого и собственного сигналов с регистрацией целого числа фазовых циклов N_{kj} по зависимости:

$$N_{kj} = \int_{t_j + \frac{R_{ij}}{c}}^{t_k + \frac{R_{ik}}{c}} (f_0 - f_{\Delta}) dt. \quad (1)$$

После преобразования соотношение (1) с разделением частот приводилось к виду:

$$N_{kj} = f_0 (t_k - t_j) + f_0 \left(\frac{R_{ik}}{c} - \frac{R_{ij}}{c} \right) - \int_{t_j + \frac{R_{ij}}{c}}^{t_k + \frac{R_{ik}}{c}} f_{\Delta} dt. \quad (2)$$

Так как сигнал излучался спутником, то число колебаний принятого сигнала за промежуток времени $\left(t_k + \frac{R_{ik}}{c} \right) - \left(t_j + \frac{R_{ij}}{c} \right)$ полностью соответствовало числу колебаний, излучаемых спутником за $(t_k - t_j)$, т. е.

$$\int_{t_j + \frac{R_{ij}}{c}}^{t_k + \frac{R_{ik}}{c}} f_{\Delta} dt = \int_{t_j}^{t_k} f_s = f_s (t_k - t_j). \quad (3)$$

После подстановки выражения (3) в соотношение (2) число фазовых циклов, регистрируемых приемником, приводилось к виду:

$$N_{kj} = \frac{f_0}{c} (R_{ik} - R_{ij}) + (f_0 - f_s) (t_k - t_j). \quad (4)$$

В соотношении (4) разделялись две части доплеровского отсчета сдвига фаз. Первая часть зависела от измерения разности расстояний в длинах волн

опорной частоты c/f_0 , т. е. длины волны опорного генератора ($\lambda = 75$ см). Вторая часть являлась постоянной разностью частот приемника и спутника, умноженной на интервал времени, определяемый спутниковыми часами.

Геометрическое местоположение наземной станции вычислялось по прямоугольным координатам:

$$\begin{aligned} \frac{c}{f_0} N_{kj} = & \sqrt{(x_k - x_i)^2 + (y_k - y_i)^2 + (z_k - z_i)^2} - \\ & - \sqrt{(x_j - x_i)^2 + (y_j - y_i)^2 + (z_j - z_i)^2} + \\ & + (f_0 - f_s) \cdot (t_k - t_j) \cdot \frac{c}{f_0}, \end{aligned} \quad (5)$$

где N_{kj} – измеренное целое число фазовых циклов;

$x_k, y_k, z_k, x_j, y_j, z_j$ – координаты спутника, вычисляемые по параметрам орбиты;

x_i, y_i, z_i – координаты определяемого пункта.

Координаты x_i, y_i, z_i , а также разности частот $(f_0 - f_s)$ неизвестны при каждом новом прохождении спутника в течение одного сеанса измерений. Видимый над горизонтом интервал наблюдения спутника на орбите составлял до 40 мин, в зависимости от географической широты места наблюдения. За этот временной промежуток выполнялось от 2 до 40 измерений. По результатам измерений составлялись уравнения погрешностей и выполнялось уравнивание по методу наименьших квадратов.

Местоположение неподвижных объектов с применением систем TRANSIT и ЦИКАДА определялось с погрешностями от 15 до 30 м. Для движущихся объектов ошибка определения координат возрастала до 300 м.

Однако для целей геодезии применялся транслокационный метод измерений, т. е. две приемные станции, находящиеся на достаточно удаленной дистанции (до 200 км), одновременно выполняют измерения при прохождении одного и того же спутника. Метод позволял строго корректировать погрешности, возникающие при измерениях:

- ионосферные и тропосферные влияния;
- возмущающие факторы при движении по орбите;
- различие временных шкал спутника и приемника и т. д.

При использовании метода транслокации взаимное положение пунктов определялось с погрешностью менее 2 м.

Недостатки:

- недостаточная точность определения координат, особенно для динамических объектов;
- отсутствие непрерывности в измерениях, измерения выполнялись в течение 10–40 мин;

– рассогласование опорных частот генераторов спутников – отклонение временной шкалы от номинала на 10 нс приводит к ошибке определения координат спутника в пределах от 10 до 15 м [3].

В целях дальнейшей отработки механизма согласования временных шкал спутников в 1967 г. были запущены 2 спутника TIMATION (США) [3].

В качестве задающих генераторов в часах спутников использовались сверхстабильные кварцевые резонаторы. В последующие модели использовались цезиевые и рубидиевые стандарты.

Введение кварцевых стандартов частот способствовало улучшению корректировки орбит и связи с наземным центром управления. Также была отработана технология кодирования сигналов, излучаемых спутниками.

2. ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

На современном этапе беззапросный метод измерения дальностей получил свое развитие в спутниковых радионавигационных системах. Существующая классификация систем:

- GPS – Global Positioning System, в русской интерпретации трактуется как глобальная система местоопределения или система глобального позиционирования;

- ГЛОНАСС – глобальная навигационная система, в английской интерпретации – GLONASS;

- Galileo, в русской интерпретации – ГАЛИЛЕО – Европейский проект спутниковой навигации.

Развитие GPS (разработка Министерства обороны США) началось в 1973 г. и проходило в 3 этапа:

- 1973–1979 гг. – технологическое проектирование, экспериментальные испытания GPS NAVSTAR (NAVigation Satellites Time And Ranging – измерение времени и дальности с помощью навигационных спутников);

- 1980–1985 гг. – экспериментальная апробация, опытные испытания;

- 1986–1988 гг. – завершение испытаний, опытная эксплуатация.

С 1995 г. GPS NAVSTAR была введена в эксплуатацию в полном объеме для использования в военных и гражданских целях. К настоящему времени в работе задействовано 26 спутников.

В 1977 г. в Советском Союзе Министерством обороны было заявлено о разработке ГЛОНАСС. За период с 1980 по 2000 гг. проведены испытания, отработана технология эксплуатации и запуска рабочих спутников. В дальнейшем система была модернизирована по частотному диапазону и функционирует не в полном объеме. Постановлением Правительства РФ от 20.08.2001 № 587 была сформирована федеральная целевая программа «Глобальная навигационная система», включающая основные разделы [4]:

- обеспечение функционирования и развитие ГЛОНАСС;

- разработка производства навигационного оборудования и аппаратуры для гражданских потребителей;

- внедрение спутниковых навигационных систем в транспорт, геодезию, другие отрасли экономики;

- модернизация и создание перспективных средств навигации в интересах специальных потребителей.

К 2009 г. на орбиту запущен двадцать один спутник из необходимых двадцати четырех.

Решение о разработке системы Galileo было принято в 2003 г. Европейским космическим агентством. Система предназначена только для гражданского использования в странах Европы, а также в России, Украине, Китае, Израиле, Южной Кореи. Запуск первого спутника произведен в декабре 2005 г. с Байконура. В 2008 г. на орбите находятся три спутника Galileo. В связи с потребителями в 2009 г. включен один спутник.

По аналогии с системой TRANSIT вышеназванные спутниковые радионавигационные системы состоят из трех сегментов (подсистем):

- космического (созвездие спутников);
- управления и контроля (наземного командно-измерительного комплекса);
- потребителя (спутниковые приемники).

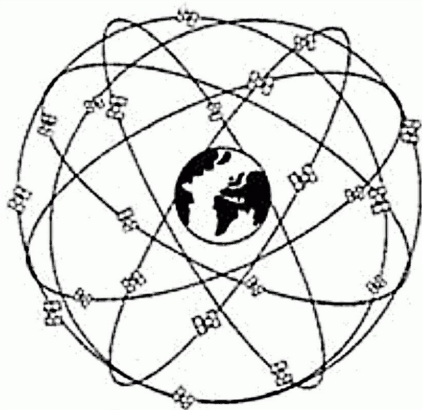
2.1. Устройство космического сегмента

В табл. 1 приведены сравнительные характеристики созвездий спутников – космических аппаратов (КА).

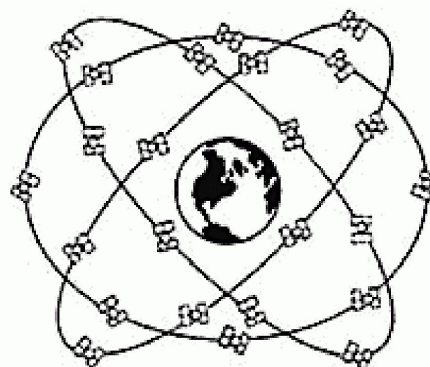
На рис. 6 представлены конфигурации орбит спутников GPS и ГЛОНАСС.

Таблица 1. Сравнительные характеристики ГЛОНАСС, GPS, Galileo

Показатель	Системы	ГЛОНАСС	GPS	Galileo
Число КА в полной орбитальной группировке		24	24	30
Число орбитальных плоскостей		3	6	3
Число КА в каждой плоскости		8	4	9
Наклон орбиты		64,8°	55°	56°
Высота орбиты, км		19 130	20 180	23 222
Период обращения спутника		11 ч 15 мин 44 с	11 ч 58 мин 00 с	14 ч
Система координат		ПЗ-90	WGS-84	–
Масса навигационного КА		1 450 кг	1 055 кг	700
Мощности солнечных батарей		1 250 Вт	450 Вт	–
Срок активного существования		3 года	7,5 лет	10 лет
Средства вывода КА на орбиту		«Протон-К/ДМ»	Delta 2	Союз ФГ
Число КА, выводимых за один запуск		3	1	1
Космодром		Байконур (Казахстан)	Мыс Канаверал (США)	Байконур
Эталонное время		UTC (SU)	UTC (NO)	UTC



а)



б)

Рис. 6. Конфигурации орбит спутников GPS и ГЛОНАСС: а) орбиты GPS; б) орбиты ГЛОНАСС

Первоначально спутник запускается ракетой на промежуточную орбиту с радиусом 200 км, далее переводится на эллиптическую орбиту, а затем с помощью микродвигателя выводится в расчетное местоположение на рабочую орбиту. Процесс вывода на орбиту и перевода в штатную эксплуатацию занимает по продолжительности от одной недели до месяца [3]. Внешний вид спутников GPS и ГЛОНАСС представлен на рис. 7.

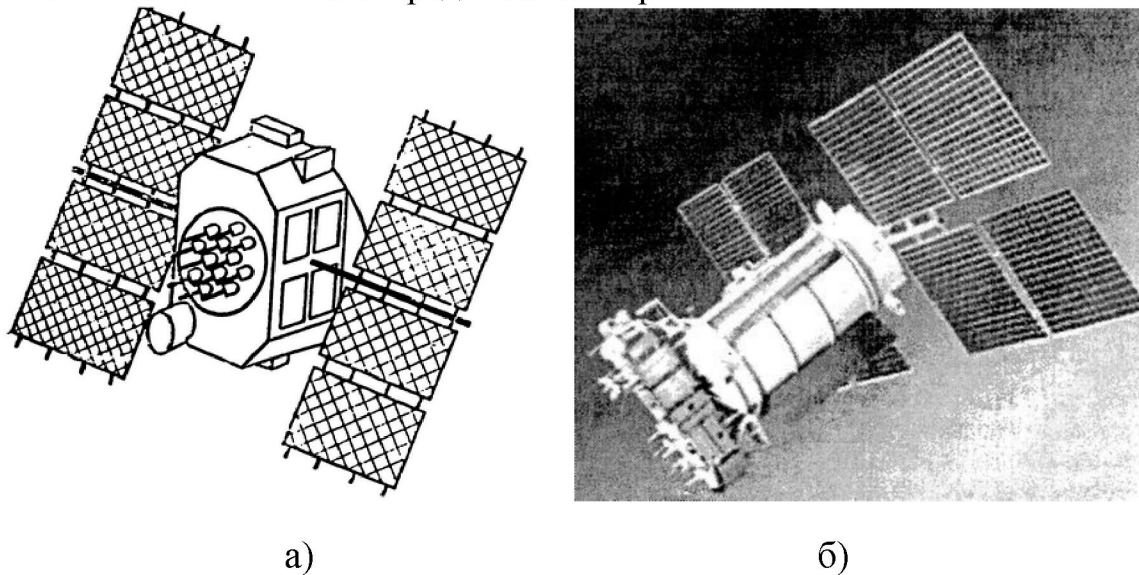


Рис. 7. Внешний вид спутников GPS и ГЛОНАСС: а) спутник GPS; б) спутник ГЛОНАСС

Конструктивно спутники состоят из термokonтейнеров с приборными блоками, антенно-фидерных устройств, систем ориентации, панелей солнечных батарей с приводами, блоков двигательных установок.

Антенные устройства спутников с помощью гироскопических систем постоянно ориентированы на Землю. Спутники ГЛОНАСС дополнительно к антенно-фидерным устройствам снабжены панелями уголкового отражателя, предназначенных для калибровки радиосигналов с помощью измерений дальностей до спутников в оптическом диапазоне. Структурно космические аппараты (спутники космического сегмента) формируются по обобщенной схеме, представленной на рис. 8 [5].

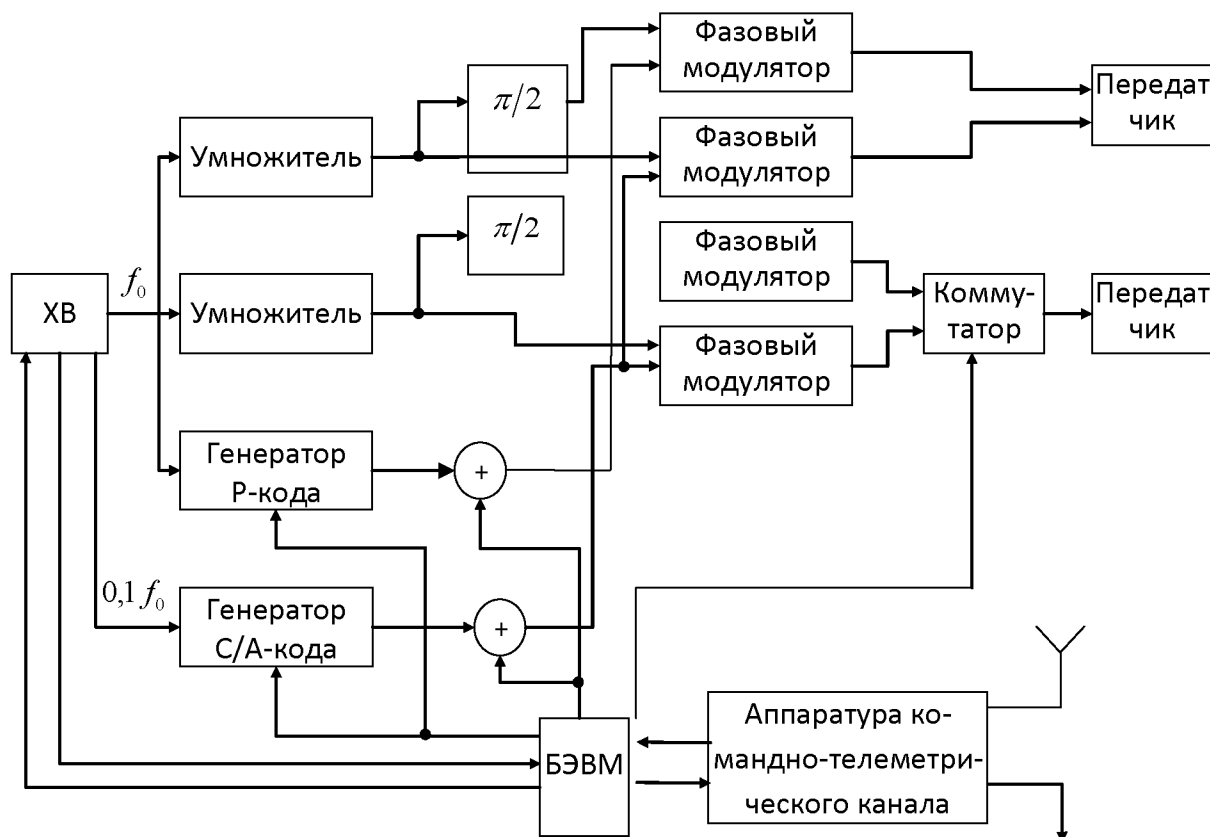


Рис. 8. Структурная схема космического аппарата: ХВ – хронизатор времени; $\pi/2$ – фазоинвертор (сдвиг фазы на 90°); \oplus – сумматор; БЭВМ – бортовая ЭВМ

Хронизатор времени предназначен для формирования высокостабильных колебаний. В качестве хронизатора времени используются квантовые стандарты частоты, обеспечивающие стабильности частоты порядка 10^{-12} – 10^{-13} . В конструкции спутников предусматривается по два цезиевых стандарта частот [6]. Принципы работы цезиевого и водородного генераторов будут изложены в разделе 3.1.

Квантовые стандарты частот вырабатывают определенные номинальные частоты [7]:

- цезиевый стандарт – 9 192 631 770,0 Гц;
- рубидиевый стандарт – 6 835 000 000 Гц;
- водородный стандарт – $1\,420\,405\,751,786\,0 \pm 0,004\,6$ Гц.

Исходной базовой частотой для формирования сигналов в космических аппаратах GPS NAVSTAR является частота 10,23 МГц, в аппаратах ГЛОНАСС – 5,11 МГц. На схеме (см. рис. 8) эти частоты представлены как f_0 , из колебаний этих частот формируются сигналы, обеспечивающие работу всех узлов спутника. Для преобразования частоты квантовых стандартов в базовые частоты применяется устройство автоподстройки частот, принцип действия которого будет рассмотрен в разделе 3.2.

* Наличие нескольких стандартов частот создает резервный запас при «сбоях» в работе генератора.

Из колебаний базовой частоты f_0 формируются совокупности сложных сигналов, излучаемых спутниками космических созвездий. Излучаемые сигналы состоят из нескольких колебаний, промодулированных по фазе кодовыми и информационными сигналами. Для формирования несущих колебания базовой частоты f_0 поступают на преобразователи с соответствующими коэффициентами умножения.

На спутниках GPS NAVSTAR коэффициенты умножения в преобразователях имеют значения 154 и 120, т. е. при $f_0 = 10,23$ МГц частоты несущих колебаний определяются как $f_1 = 1 575,42$ МГц и $f_2 = 1 227,6$ МГц.

В ГЛОНАСС для преобразования базовой частоты $f_0 = 5,11$ МГц в частоты несущих колебаний в умножителях подбираются коэффициенты соответственно для каждого конкретного спутника. Вследствие этого несущим колебаниям спутников присваиваются определенные частотные каналы, данные которых приведены в табл. 2 [3].

Кодовые сигналы, предназначенные для измерения расстояния «спутник – потребитель», получили название дальномерных кодов. Кроме того, в GPS NAVSTAR с помощью кодовых сигналов выявляется конкретный спутник космического сегмента, т. е. проводится «кодовое распознавание».

Кодовые сигналы формируются в генераторах кодов, конструктивно построенных по принципам последовательных регистров. Принципы работы последовательного регистра приведены в прил. 1. Вид сигнала представляет двоичную кодовую последовательность [0, 1] суммированием по модулю 2 на тактируемых частотах f_0 и $0,1 f_0$.

Таблица 2. Значения частот спутников

Номер канала	Частота, МГц	
	f_1	f_2
-01	1 601,437 5	1 245,562 5
-02	1 600,875 0	1 245,125 0
-03	1 600,312 5	1 244,687 5
-04	1 599,750 0	1 244,250 0
-05	1 599,187 5	1 243,812 5
-06	1 595,1598	1 243,375 0
-07	1 598,062 5	1 242,937 5
00	1 602,000 0	1 246,000 0
01	1 602,562 5	1 246,437 5
02	1 603,125 0	1 246,875 0
03	1 603,687 5	1 247,312 5
04	1 604,250 0	1 247,750 0
05	1 604,812 5	1 248,187 5
06	1 605,375 0	1 248,625 0
07	1 605,937 5	1 249,062 5
08	1 606,500 0	1 249,500 0
09	1 607,062 5	1 249,937 5
10	1 607,625 0	1 250,375 0
11	1 608,187 5	1 250,812 5

12	1 608,750 0	1 251,250 0
13	1 609,312 5	1 251,687 5

В GPS NAVSTAR приняты обозначения кодов:

- P-код (образован от термина «Protected – защищенный»);
- Y-код – закрытый P-код, обозначенный как P(Y)-код;
- C/A-код (образован от термина Clear Acquisition – «легко обнаруживаемый»).

Последний иногда называется гражданским кодом.

В ГЛОНАСС приняты обозначения кодов:

- «высокой точности», или P-код в международной практике;
- «стандартной точности», или C/A-код в международной практике.

Принципы формирования кодовых сигналов будут изложены в разделе 3.3.

Информационные сигналы содержатся в бортовой ЭВМ, из которой они поступают в сумматоры \oplus для последующей передачи потребителю в виде навигационных сообщений. Информационные сигналы передаются с частотой 50 Гц или со скоростью 50 бит/с.

Структуры навигационных сообщений: данные о системах времени; альманахи орбит; альманахи спутников и др. – для GPS и ГЛОНАСС будут приведены в разделе 3.4.

Коррекция навигационных параметров спутника осуществляется в наземном сегменте управления и через командно-телеметрический канал обобщенной схемы поступает в блок управления спутника.

Принцип формирования фазовой модуляции несущего колебания одним из сигналов показан на рис. 9 [8].

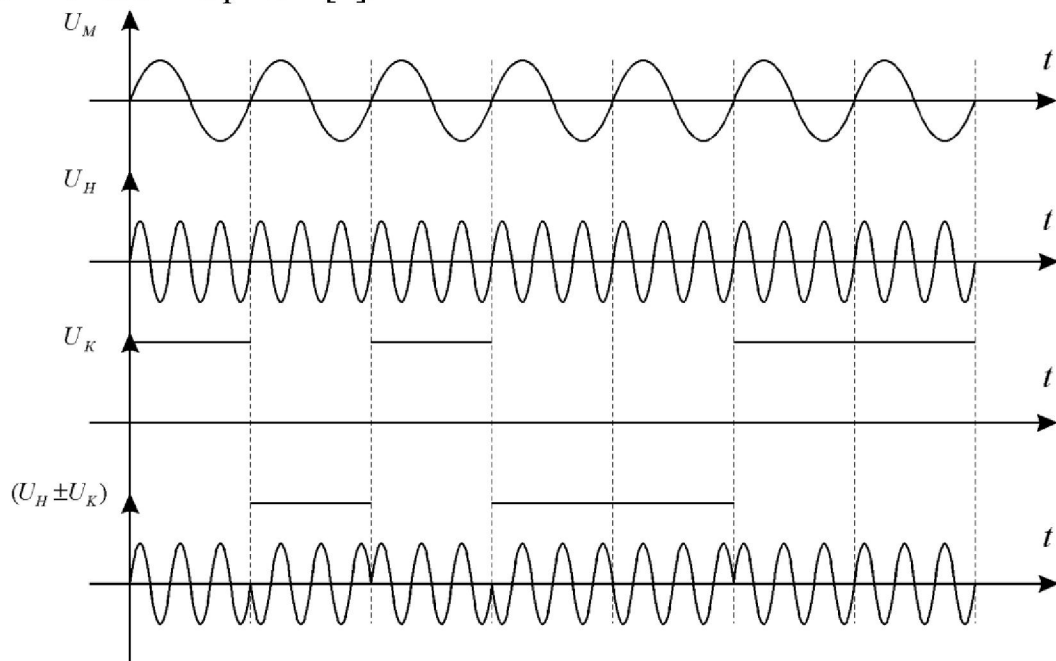


Рис. 9. Временные диаграммы формирования фазомодулированного сигнала: U_M – модулирующий сигнал; U_H – несущее колебание; U_K – кодовый сигнал; $(U_H \pm U_K)$ – фазомодулированный (фазоманипулированный) сигнал

Каждый передающий канал спутника излучает сигнал, который может быть представлен выражением [9]

$$S_i(t) = A_p \left[xP_i(t) + D_i(t) \right] \cos(2\pi L_i t + \varphi_i) + A_c \left[xG_i(t) + D_i(t) \right] \sin(2\pi f_i t + \varphi_i), \quad (6)$$

где A_p и A_c – амплитуды P/- и C/A-сигналов;

$xP_i(t)$, $xG_i(t)$ – соответственно дальномерные коды P- и C/A-сигналов;

$D_i(t)$ – потоки данных (служебная информация);

f_i – частота несущего колебания.

Сигнал несущей частоты f_1 модулируется двумя двоичными последовательностями (5), каждая из которых образована путем суммирования по модулю 2 дальномерного кода и передаваемых системных и навигационных данных. Первая последовательность является суммой по модулю 2 дальномерного P-кода и навигационных данных. Вторая последовательность является суммой по модулю 2 открытого C/A-кода и той же последовательности навигационных данных.

Чтобы исключить возможное наложение P- и C/A-кодовых сигналов, передача осуществляется квадратурными компонентами:

- синусоидальная;
- косинусоидальная.

Для этой реализации в схеме космического аппарата предусмотрены фазоинверторы « $\pi/2$ », осуществляющие сдвиги фаз несущих колебаний, содержащих P-кодовый сигнал, на 90° .

Радиосигнал на частоте L_2 бифазно манипулирован только одной из двух ранее рассмотренных последовательностей. Выбор модулирующей последовательности обеспечивается по команде с наземного контрольно-командного комплекса, поступающего на устройство «Коммутатор».

2.2. Сегмент контроля управления

Командно-измерительный комплекс предназначен для управления работой космических аппаратов, сбора необходимой информации для вычисления прогнозируемых данных, закладки данных в процессоры спутников, формирования системного времени, синхронизации его относительно координатного времени (UTC).

Подсистема контроля и управления (ПКУ) содержит в своем составе главную станцию управления (ГСУ), несколько контрольных станций (КС) и станции закладки служебной информации (СЗ). На рис. 10 показаны связи между ГСУ, КС, СЗ и спутником при передаче служебной информации на спутник [10].

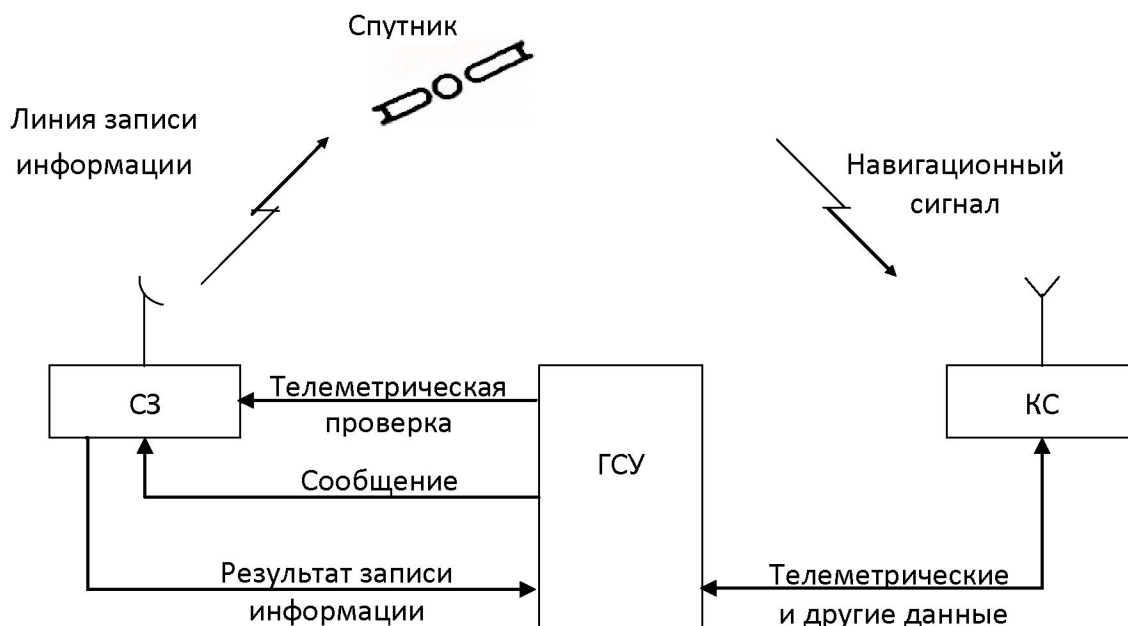


Рис. 10. Схема подсистемы контроля и управления: КС – контрольная станция; ГСУ – главная станция управления; СЗ – станция закладки служебной информации

Контрольные станции – автоматические центры слежения за сигналами спутников и сбора информации, необходимой для коррекции эфемерид и бортового времени спутников относительно временной шкалы GPS или ГЛОНАСС (для спутников ГЛОНАСС). Контрольные станции управляются с ГСУ. На каждой контрольной станции имеется многоканальный приемник потребителя, квантовый стандарт частоты с устройством формирования временной шкалы, датчики внешних (метеорологических) данных и процессор вычислителя с интерфейсом. Процессор управляет сбором данных со спутников. Так как координаты станций определены с высокой точностью из геодезических измерений, то на станциях формируются пакеты точных положений спутников на орбитах. По запросу эти данные передаются по линиям связи на ГСУ.

Главная станция управления является центром сбора и обработки данных для вычисления прогнозируемых эфемерид и параметров спутниковых часов. Шкала времени главной станции управления является опорной, а стандарт частоты – эталонным для всей системы GPS или соответственно системы ГЛОНАСС. Периодически производится сверка временных шкал ГСУ (GPS и ГЛОНАСС) со шкалой универсального координатного времени UTC.

В главных станциях управления осуществляется окончательная математическая обработка данных, полученная от всех станций слежения GPS и ГЛОНАСС. В результате обработки полученной информации вычисляются новые эфемериды положений спутников на орбите и ошибки бортовых часов.

Сигналы сообщений корректирующей информации через станции закладки данных передаются на спутники.

Наборы данных:

- поправки во временные шкалы;
- поправки в эфемериды орбит и спутников системы;
- информация о конфигурации и состоянии космических аппаратов всей системы, их альманахи;
- другие параметры.

Сформированные наземным командно-измерительным комплексом наборы данных передаются на каждый спутник не реже одного раза в сутки.

Наборы данных рассчитываются математически на каждый час суток и автоматически вносятся в служебную информацию излучающего сигнала спутника.

Кроме этих функций, командно-измерительный комплекс контролирует состояние орбитального оборудования спутников. В случае обнаружения сбоя спутник выводится из информационного поля потребителя до окончания профилактических и ремонтных работ, выполняемых дистанционно.

Наземные станции слежения GPS NAVSTAR располагаются на территориях континентов и островах мировых океанов. Центр управления (главная станция управления) находится в Колорадо-Спрингс (США).

Наземные станции ГЛОНАСС (их восемь) расположены на территориях России и Средней Азии. Центр управления находится в Щелоково (Московская область). Дополнительно в Московской области и Уссурийске введены кванто-оптические станции. Станции предназначены для периодических высокоточных измерений дальностей до спутников с помощью лазерных дальномеров. Принципы работы лазерного дальномера рассмотрены в прил. 2.

2.3. Спутниковые приемники

Приемники СРНС выполняют измерения параметров сигналов, извлекают заложенную в сигналах информацию, производят определения пространственно-временных местоположений. Для этих целей приемники осуществляют поиск навигационных сигналов нескольких спутников и слежение за ними на определенном временном интервале.

Спутниковые приемники классифицируют в зависимости от количества регистрируемых спутников и вида обрабатываемых сигналов.

По сложности технических решений при регистрации спутников приемники подразделяют [11]:

- на одноканальные, принимающие и обрабатывающие радиосигналы спутников последовательно от одного к следующему;
- на многоканальные, позволяющие принимать и обрабатывать сигналы нескольких спутников параллельно.

Практически все современные приемники являются многоканальными. В зависимости от вида принимаемых и обрабатываемых сигналов приемники подразделяют [11]:

- на одночастотные кодовые, работающие по C/A-коду;
- на двухчастотные кодовые, работающие по C/A и P-кодам;

- на одночастотные кодово-фазовые;
- на двухчастотные кодово-фазовые.

В связи с развитием ГЛОНАСС и внедрением Galileo приемники классифицируют по системности:

- на односистемные, принимающие сигналы только GPS или ГЛОНАСС;
- на двухсистемные, принимающие сигналы от GPS и ГЛОНАСС и обрабатывающие их;
- на трехсистемные, принимающие сигналы GPS, ГЛОНАСС, Galileo.

Приемники построены по схеме, приведенной на рис. 11.

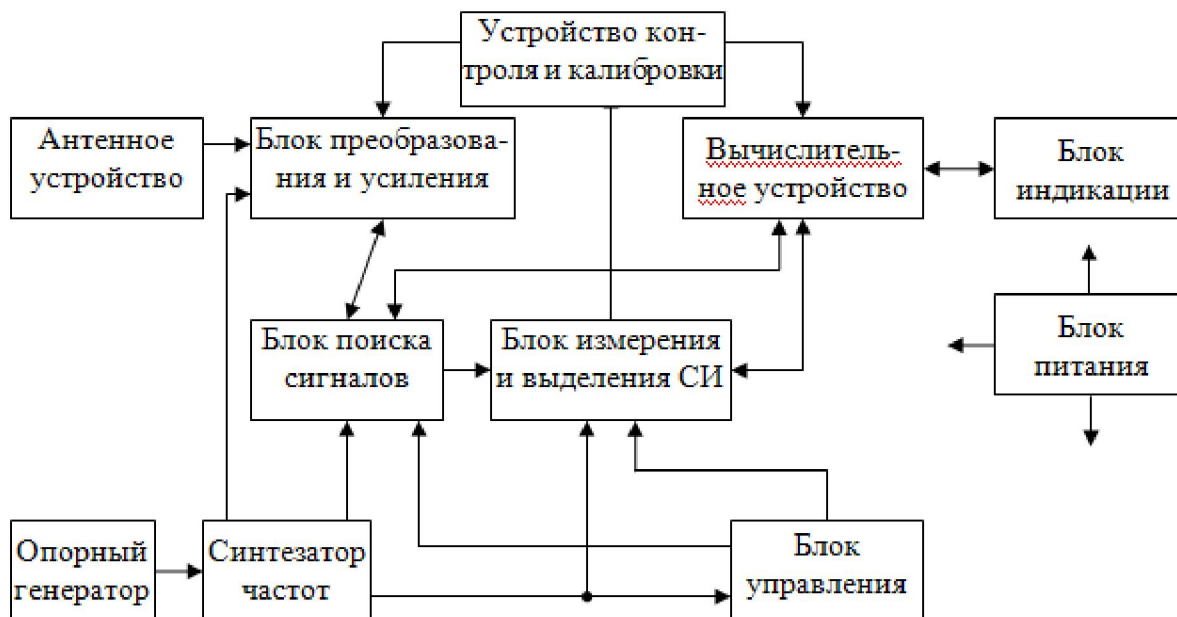


Рис. 11. Функциональная схема приемника

В приемниках применяют антенны преимущественно двух видов: конические спиральные и малогабаритные микрополосковые [6]. Антенны принимают радиосигналы с круговой поляризацией несущих частот в частотных диапазонах:

$$- \text{GPS} \begin{cases} f_1 - (1575,42 \pm 10,23) & \text{МГц;} \\ f_2 - (1227,6 \pm 10,23) & \text{МГц;} \end{cases}$$

$$- \text{ГЛОНАСС} \begin{cases} f_1 - (1598,0625 \dots 1609,3125) \pm 5,11 & \text{МГц;} \\ f_2 - (1242,9375 \dots 1251,6875) \pm 5,11 & \text{МГц;} \end{cases}$$

Диаграммы направленности антенн перестраиваются, что позволяет принимать сигналы всех спутников, находящихся под углами возвышения 10° и более. Радиопрозрачный обтекатель предохраняет антенну от механических и климатических воздействий.

В блоке преобразователя и усиления осуществляется двойное или тройное преобразование частот, т. е. понижение частоты от единиц гигагерц до единиц

мегагерц. Работа блоков приемника на пониженных частотах с дополнительным усилением обеспечивает ускорение обнаружения сигналов космических аппаратов.

Работа преобразовательного блока основывается на принципе смешивания входного сигнала с опорными колебаниями, формируемыми синтезатором частот.

В приемниках потребителей используются преимущественно синтезаторы частот, построенные на элементах цифровой схемотехники. Синтезатор вырабатывает гармонические колебания с широким спектром дискретных частот.

Колебания соответствующих частот направляются в цепи преобразователя, в блоки поиска сигналов, блоки измерения и выделения служебной информации (СИ), блок управления.

В качестве эталонного генератора в синтезаторе использован опорный генератор с кварцевой стабилизацией частот.

Применение кварцевого резонатора обеспечивает высокую стабильность частот (10^{-6}) во всех цепях приемника, в том числе, при формировании временной шкалы для кодовых и фазовых измерений.

Блок управления и вычислительное устройство осуществляют программные операции поиска сигналов спутников и измерения их параметров.

Блок поиска сигналов выполняет задачу обнаружения («захвата») сигнала каждого конкретного спутника.

Предварительно, для решения этой задачи, в процессор приемника вводятся альманах космических аппаратов, текущее время, приближенные координаты приемника (объекта).

В связи с непрерывным перемещением спутника относительно приемника происходят изменения двух составляющих в параметрах принимаемого сигнала:

– доплеровское изменение частоты f_g ;

– изменение дистанции «спутник – приемник», что создает изменение временных задержек

$$\tau_i = \frac{R_i}{c},$$

где τ_i – временная задержка радиосигнала при прохождении псевдодальности R_i ;

R_i – псевдодальность «спутник – приемник»;

c – скорость электромагнитных волн.

С учетом скорости движения спутников по орбитам (около 4 км/с), интервал доплеровских изменений частот составляет почти 20 кГц, а изменение временных задержек находится в диапазоне от 10^{-3} до 10^{-5} с.

Оптимизация поиска радиосигнала с переменными параметрами сводится к решению задачи обнаружения по двум показателям τ , f_g . В приемнике

проводятся дискретизация и перебор всех возможных значений из областей определения показателей $[\tau_{\min}, \tau_{\max}]$, $[f_{g \min}, f_{g \max}]$. Устанавливается шаг дискретизации для каждой пары значений τ_i, f_{g_i} , называемой ячейкой [12]*.

Применяется корреляционная обработка принятого реального сигнала и его копии, сформированной в приемнике, с перебором всех возможных ячеек на определенном временном интервале T .

Корреляционная обработка принятого и собственного сигнала приемника позволяет формировать вероятностную функцию, превышение которой над пороговым значением определяет распознавание сигнала конкретного спутника.

Для исключения искажений и зашумления в приемнике формируются синфазные и квадратурные составляющие функции. Вид этих функций представлен выражениями [4]:

$$I(T, \tau, f_g) = \int_0^T y(t) \cdot h(t - \tau) \cos[2\pi(f_0 + f_g)t] dt;$$

$$Q(T, \tau, f_g) = \int_0^T y(t) \cdot h(t - \tau) \sin[2\pi(f_0 + f_g)t] dt,$$
(7)

где $y(t)$ – принятый от спутника сигнал преобразованной частоты;

$h(t - \tau)$ – сигнал, формируемый в приемнике, обеспечивающий перебор временных задержек;

f_0 – частота сигнала приемника;

f_g – частоты, формируемые в приемнике, с пошаговым изменением в диапазоне доплеровских частот;

T – наблюдаемый временной интервал.

С пороговым значением сравнивается значение функции

$$\chi^2(T, \tau, f_g) = I^2(T, \tau, f_g) + Q^2(T, \tau, f_g).$$
(8)

Если $\chi^2(T, \tau, f_g)$ больше порогового значения, то принимается решение о «захвате» спутника, отслеживаются параметры сигнала спутника: фаза, кодовые задержки.

Вид упрощенной схемы, реализующей принцип «захвата» сигнала, приведен на рис. 12 [12].

* Шаг дискретизации на этапе поиска для доплеровских частот устанавливается с интервалом 500 Гц, а временных задержек – $\frac{1}{1,023} \cdot 10^{-6}$ с.

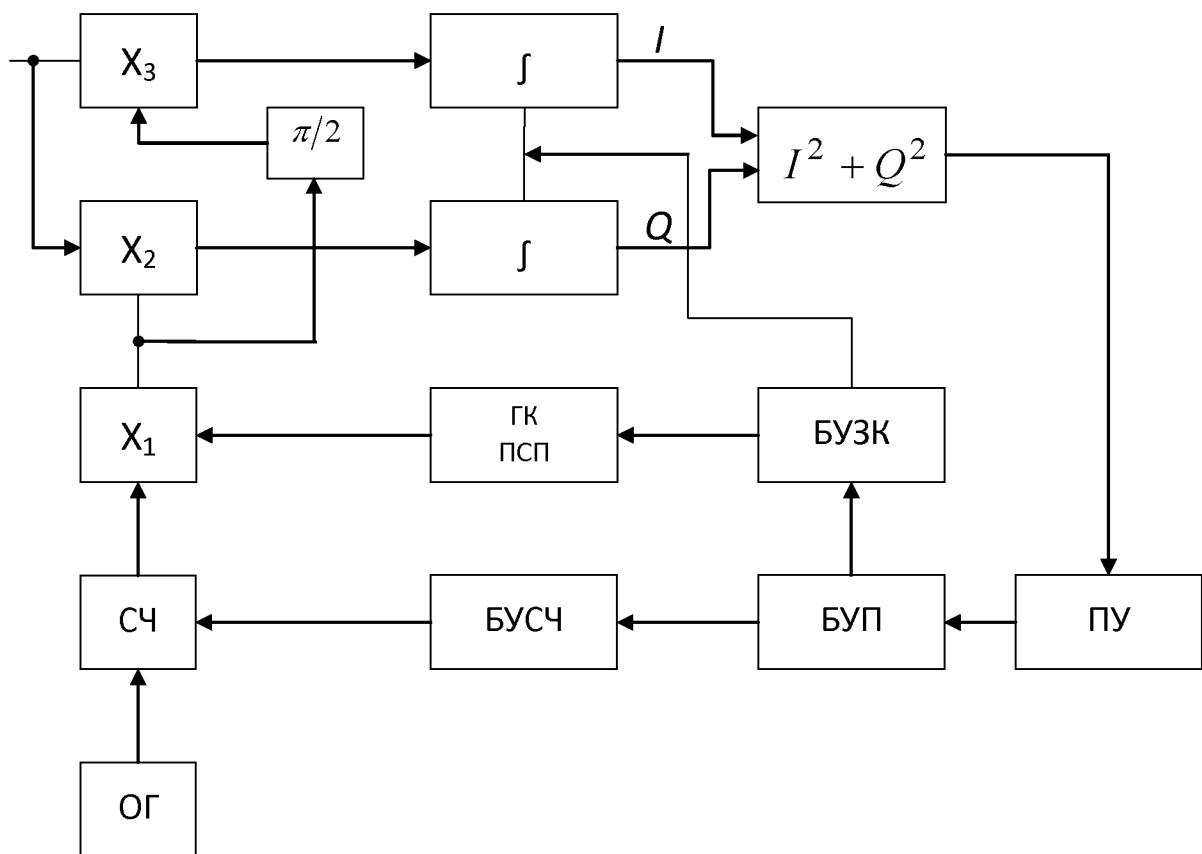


Рис. 12. Функциональная схема «захвата» сигнала: X – перемножитель сигналов; СЧ – синтезатор частоты; ОГ – опорный генератор; $\pi/2$ – фазоинвертор (сдвиг фазы на 90°); \int – интегратор; ГК ПСП – генератор кодов псевдослучайной последовательности; БУСЧ – блок управления сдвигом частоты; БУЗК – блок управления задержкой кода; ПУ – пороговое устройство; БУП – блок управления поиском

С блока управления поиском команды поступают на блок управления задержкой кода и блок управления сдвигом частоты.

БУЗК подает команды на формирование временного интервала τ_i , с помощью которых генерируются псевдослучайные последовательности кодовых сигналов $h(t - \tau_i)$, поступающие на перемножитель X_1 .

БУСЧ направляет низкочастотные колебания $f_{g j}$ на синтезатор частот, в котором создается опорное колебание $\cos[2\pi(f_0 + f_{g j})]$, поступающее на перемножитель X_1 .

На выходе перемножителя X_1 формируется опорный сигнал $h(t - \tau_i) \cos[2\pi(f_0 + f_{g j})]$, который идет на перемножитель X_2 и далее в канал синфазной составляющей I .

С выхода X_1 опорный сигнал $h(t - \tau_i) \cos[2\pi(f_0 + f_{g j})]$ также поступает на фазоинвертор ($\pi/2$), т. е. преобразованный в

$h(t - \tau_i) \sin [2\pi(f_0 + f_{g_j})]$ поступает на перемножитель X_3 и далее в канал квадратурной составляющей Q .

Напряжения с выходов перемножителей X_2 и X_3 направляются на интеграторы, начало и конец интегрирования которых определяются командой, пришедшей с блока управления задержек кода.

По окончании интервала интегрирования сигналы I и Q поступают на блок формирования квадратурной огибающей $I^2 + Q^2$, затем на пороговое устройство.

Если блок ПУ принимает решение об обнаружении спутника, то система переходит в режим непрерывного сопровождения и направляет сигнал для измерения параметров. В случае необнаружения сигнала спутника ПУ подает команду на БУП о дальнейшем поиске, и БУЗК и БУСЧ формируют команды с новыми данными.

После «захвата» сигнала проводится процедура отслеживания и измерения параметров сигнала.

В связи с движением спутника по орбите, частота посылаемого на Землю сигнала изменяется («эффект Доплера»). Поэтому с помощью автоматической подстройки частоты (АПЧ) приемника сигнал непрерывно удерживается в частотном диапазоне 50 Гц.

Программой микропроцессора приемника формируется кодовая последовательность, направляемая в генератор псевдослучайной последовательности (ГПСЧ).

Сигнал ГПСЧ поступает в коррелятор, в котором определяются его запаздывания относительно принятого со спутника сигнала. Отсчет периодов сигнала, поступающего со спутника, проводится во временной шкале спутника (время GPS или ГЛОНАСС), а отсчет периодов сигнала ГПСЧ приемника проводится во временной шкале опорного генератора приемника. При наблюдении сотен тысяч периодов этих сигналов в корреляторе возникает разница во временных интервалах, которая определяется в измерителе временных интервалов (ИВИ).

Функциональная схема, реализующая процедуру измерения временного интервала для определения псевдодальности, приведена на рис. 13 [12].

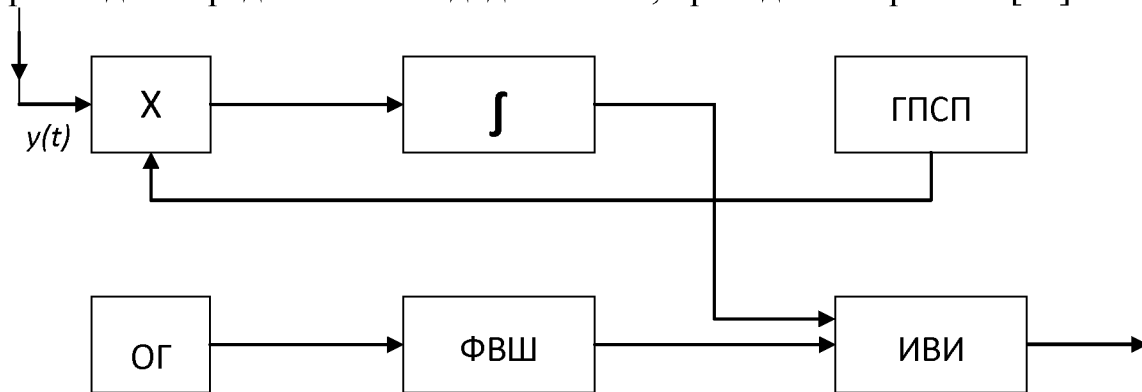


Рис. 13. Функциональная схема определения псевдодальности: $y(t)$ – входной сигнал; X – перемножитель сигналов; \int – интегратор; ГПСП – генератор псевдослучайной последовательности; ОГ – опорный генератор; ФВШ – формирователь временной шкалы; ИВИ – измеритель временных интервалов

3. ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ СИГНАЛОВ В СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ

3.1. Формирование сигналов в квантовых стандартах частоты

Космические аппараты представляют собой автономные активные радиотехнические станции. Источниками формирования сигналов в этих станциях являются квантовые стандарты частоты (КСЧ). Эти генераторы обладают высокой стабильностью частот, случайные относительные погрешности оцениваются величинами $10^{-13} - 10^{-14}$. В каждом спутнике содержатся цезиевые и рубидиевые квантовые датчики частот, в наземных станциях управления GPS и ГЛОНАСС используются также водородные стандарты частоты.

Цезиевый стандарт частоты представляет собой атомно-лучевую трубку, функциональное устройство которой представлено на рис. 14 [7, 8].

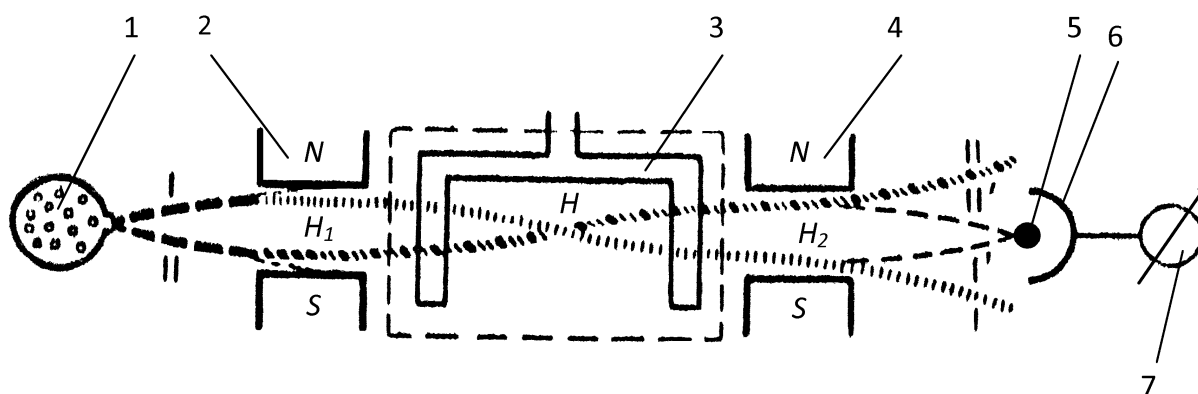


Рис. 14. Схема атомно-лучевой трубки: 1 – источник пучка; 2 и 4 – отклоняющие магниты

неоднородных полей H_1 и H_2 ;

3 – объемный резонатор; 5 – вольфрамовая проволока; 6 – коллектор; 7 – измеритель

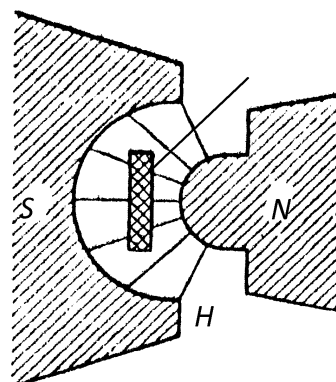


Рис. 15. Неоднородное магнитное поле отклоняющего магнита: 1 – область постоянных по величине сил, действующих на атомы, летящие перпендикулярно плоскости рисунка; H – поле магнита с полюсами S и N

Пары атомов цезия образуются при нагревании до температуры 150° в источнике 1. Вылетевшие из источника атомы цезия в виде расходящегося пучка направляются к приемнику. При движении к приемнику пучок пролетает через неоднородное магнитное поле H_1 , образованное отклоняющим магнитом 2. Вид такого магнита, действующего на атомы цезия,

летающие перпендикулярно плоскости магнитного поля, представлен на рис. 15.

Назначение неоднородного магнитного поля H_1 – разлагать пучок на части с разными энергетическими состояниями. Так как атомы обладают магнитными моментами, то поле магнита H_1 разделяет пучок цезия на несколько магнитных подуровней. Подобно вееру, часть атомов отклоняется к северному полюсу магнита, часть – к южному, а небольшая часть атомов сохраняет прежнее направление. Этот ход движения атомов представлен на рис. 14 двумя лучами I и II.

Далее пучок атомов цезия попадает в поле объемного резонатора 3, магнитное поле которого H управляется электрическим сигналом сверхвысокой частоты (СВЧ). Частота резонатора подбирается так, чтобы совпасть с частотой перехода между двумя подуровнями атомов цезия E_1 и E_2 , определяемых известным соотношением

$$E_1 - E_2 = h\nu, \quad (9)$$

где h – постоянная Планка;

ν – частота перехода между подуровнями E_1 и E_2 ;

E_1 и E_2 – энергетические состояния атомов.

Таким образом, в пучке I появятся атомы, которые в поле H_2 (отклоняющие магниты 4) будут отклоняться к приемнику 6, аналогично в пучок II попадают только те частицы, которые совершают квантовый переход под влиянием электромагнитного поля. Эти атомы будут также регистрироваться в приемнике.

Неоднородное магнитное поле H_2 магнита 4 делает пучок еще более расходящимся и отбрасывает те атомы цезия, которые не содержат подуровней E_1 и E_2 , т. е. не обладают частотой перехода, соответствующей частоте объемного резонатора.

Основной частью приемника является тонкая раскаленная вольфрамовая проволока 5, на которую попадают атомы цезия, отдавая свой валентный электрон вольфраму. Отрицательно заряженный коллектор приемника 6 собирает образующиеся ионы, в результате электрический ток, текущий через коллектор 6, пропорционален числу атомов цезия, попавших на приемник.

Число атомов, ежесекундно попадающих на приемник, тем больше, чем ближе частота электромагнитных колебаний объемного резонатора к частоте квантового перехода $(E_1 - E_2)$. Этой частоте приписывают значение 9 192 631 770,0 Гц. Долговременная стабильность частоты обеспечивается за счет исключения возможности столкновения атомов в печи в момент прохождения их в резонаторе [7].

Последнее обеспечивается низким давлением внутри резонатора и вытянутой П-образной конфигурацией. Эти условия формирования пучка атомов обеспечивают уровень нестабильности $\Delta\nu/\nu \approx 10^{-13}$.

Водородный генератор работает на пучках атомов водорода. Атомарный водород получают при помощи электромагнитного разряда, приводящего к

распаду молекул водорода. Атомы водорода, подобно атомам цезия, обладают магнитными моментами. Поэтому работа водородного генератора основывается на формировании частоты перехода между магнитными подуровнями атомов водорода. Схема устройства водородного генератора приведена на рис. 16.

Атомы водорода вылетают из источника 1 в сортирующую магнитную систему 2. Магнитная система состоит из шести или восьми плоских магнитов. Назначение их – отсортировать и направлять в объемный резонатор 3 только те атомы водорода, частота перехода которых между магнитными подуровнями соответствует частоте электромагнитного поля объемного поля резонатора. Пролетая сквозь резонатор, пучок атомов водорода не способен возбуждаться, т. е. переходить в состояние генерации из-за малого времени пробега атомов.

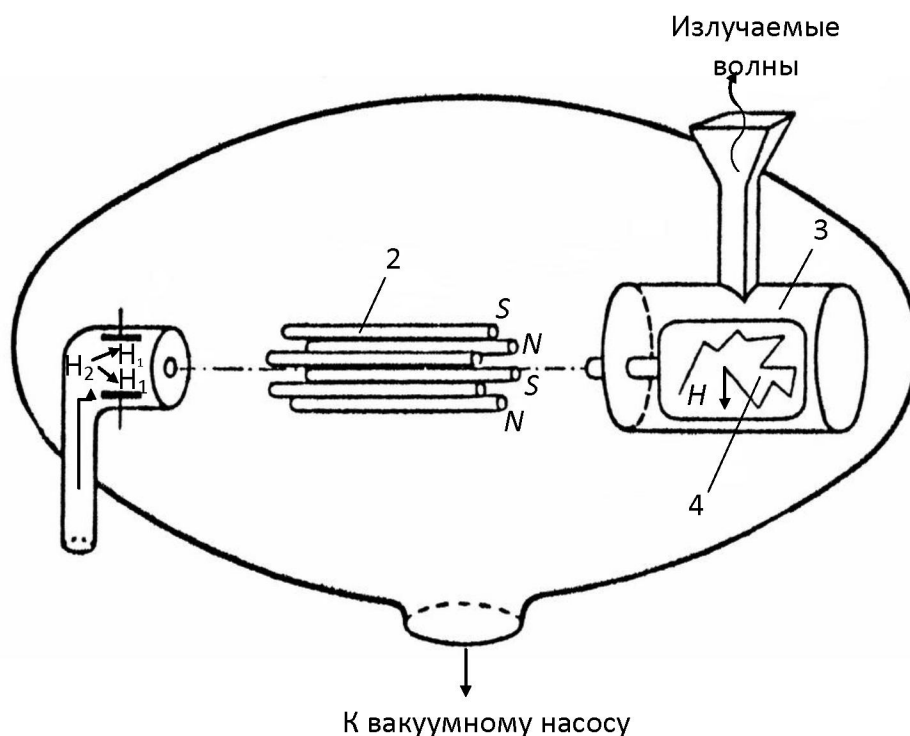


Рис. 16. Устройство водородного генератора: 1 – источник пучка; 2 – сортирующая магнитная система; 3 – резонатор; 4 – накопительная колба

Чтобы создавать условия для генерации, необходимо увеличить число излучаемых переходов. Поэтому применяют накопительную систему в виде колбы с узким отверстием, помещаемой внутри резонатора. Внутренние стенки колбы покрыты пленками из фторопласта и тефлона. Попав в колбу, атомы водорода испытывают в ней до 10 тысяч столкновений со стенками, оставаясь в верхнем (возбужденном) энергетическом состоянии, накапливаясь в течение нескольких секунд. После этого длительного пребывания в колбе происходит вынужденное излучение атомов на нижний уровень, образуя высокостабильный сигнал с частотой $420\,405\,751,788\,0$ Гц. Относительная нестабильность частоты составляет $5 \cdot 10^{-14}$ [24].

3.2. Устройство автоподстройки частоты

Колебания, сформированные на выходе квантового стандарта частоты, обладают малой мощностью – 10^{-10} Вт [25]. Частота колебаний имеет высокостабильное фиксированное значение, которое необходимо измерить при использовании в радиотехнических системах. Для обеспечения перестройки частоты квантового стандарта на заданную величину применяют схему автоподстройки частоты. Схема обеспечивает увеличение мощности колебаний с сохранением стабильности частоты квантового стандарта. Преобразование частоты определяется коэффициентом преобразования $1/(n + 1)$. Вид упрощенной функциональной схемы автоподстройки частоты приведен на рис. 17.

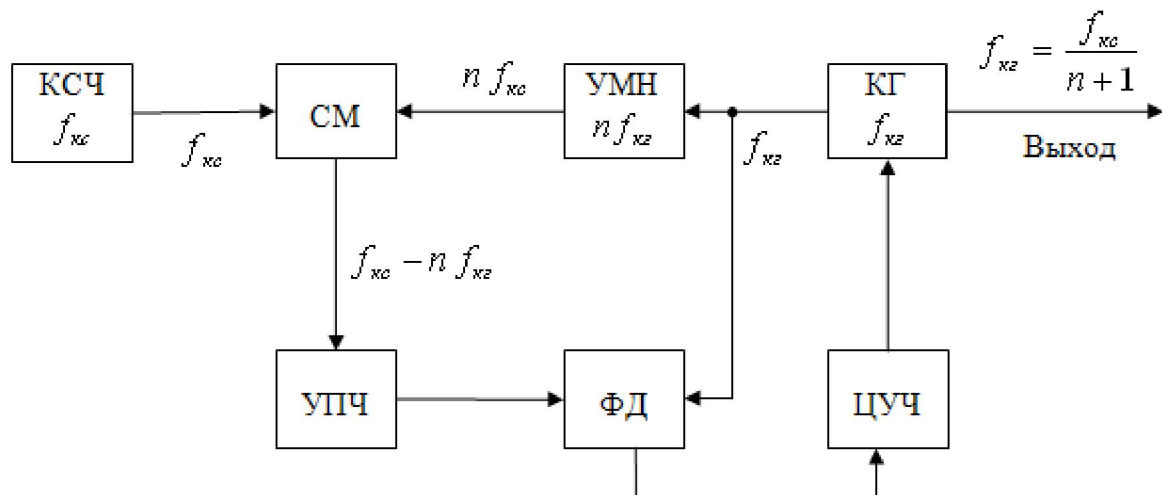


Рис. 17. Схема фазовой автоподстройки частоты: КСЧ – квантовый стандарт частоты; СМ – смеситель; УМН – умножитель частоты; КГ – кварцевый генератор; УПЧ – усилитель промежуточной частоты; ФД – фазовый детектор; ЦУЧ – цепь управления частоты

Колебания частоты $f_{кз}$, формируемые кварцевым генератором КГ, поступают на умножитель частот УМН, в котором частота колебаний $f_{кз}$ повышается в n раз, т. е. получается значение $n f_{кз}$. Коэффициент n выбирается так, чтобы значение $n f_{кз}$ приближалось к частоте $f_{кc}$ квантового стандарта КС, а разница в частотах приближалась к $f_{кз}$.

Колебания с частотами $f_{кc}$ и $n f_{кз}$ поступают на смеситель СМ, на входе которого образуются колебания $(f_{кc} - n f_{кз})$. Эти колебания усиливаются по амплитуде в усилителе промежуточной частоты УПЧ и поступают на вход фазового детектора ФД. На второй вход фазового детектора поступают колебания с кварцевого генератора КГ.

В фазовом детекторе совпадают фазы вошедших колебаний при условии, что частота этих колебаний имеет одно и то же значение, т. е.

$$f_{кз} - n f_{кз} = f_{кз}. \quad (10)$$

При рассогласовании фаз сигнал с выхода детектора ФД поступает в ЦУЧ. С помощью последней автоматически перестраивается частота КГ и через обратную связь преобразователя создается полное совпадение фаз.

Из соотношения (10) следует, что на выходе схемы частота кварцевого генератора определяется значением

$$f_{кз} = \frac{f_{кз}}{n + 1}. \quad (11)$$

Уход частоты от номинала в кварцевых генераторах характеризуется величиной 10^{-6} . Приведенная схема автоподстройки частоты обеспечивает формирование колебаний на выходе кварцевого генератора со стабильностью квантового стандарта частоты, т. е. $10^{-12} - 10^{-13}$ с требуемыми номиналами частот 10,23 МГц; 5,11 МГц и т. д.

3.3. Принципы формирования кодовых сигналов

Формирование кодовых сигналов осуществляется в генераторах Р- и С/А-кодов. Конструктивно оба генератора выполнены на разрядных регистрах, образующие полиномы для которых задаются бортовым процессором.

Генератор Р-кода GPS состоит из двух двадцатичетырехразрядных регистров, разрядное состояние в которых меняется с частотой 10,23 МГц. Функционально генератор работает по временной зависимости [3]

$$P(t) = P1(t) + P2(t + iT), \quad (12)$$

где $P1$, $P2$ – первый и второй двадцатичетырехразрядные регистры;

t – текущее время;

T – период сдвига разряда в регистре (1/10,23 МГц);

i – численный коэффициент состояний сдвига (число состояний задается в пределах от 1 до 37 с целью распознавания конкретного спутника).

Каждый из указанных регистров, в свою очередь, конструктивно выполнен на объединенных двух двенадцатиразрядных регистрах. Регистры соответственно обозначены $P1A$ и $P1B$, $P2A$ и $P2B$.

Образующие компоненты для регистров $P1A$ и $P1B$ определяются выражениями

$$P1A = 1 + x^6 + x^8 + x^{11} + x^{12}; \quad (13)$$

$$P1B = 1 + x^1 + x^2 + x^5 + x^8 + x^9 + x^{10} + x^{11} + x^{12},$$

а исходные состояния регистров имеют значения

$$P1A \rightarrow 000\ 100\ 100\ 100; \quad (14)$$

$$P1B \rightarrow 001\ 010\ 101\ 010.$$

Упрощенная схема формирования кодовой последовательности $P1A$ представлена на рис. 18.

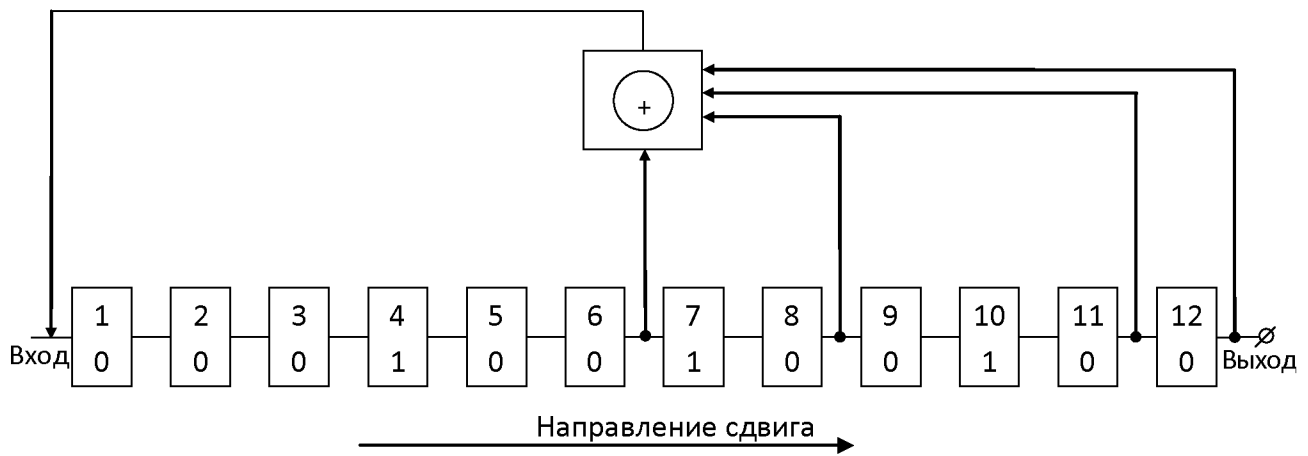


Рис. 18. Формирование последовательности $P1A$

Вид формирования схемы последовательности для регистра $P1B$ приведен на рис. 19.

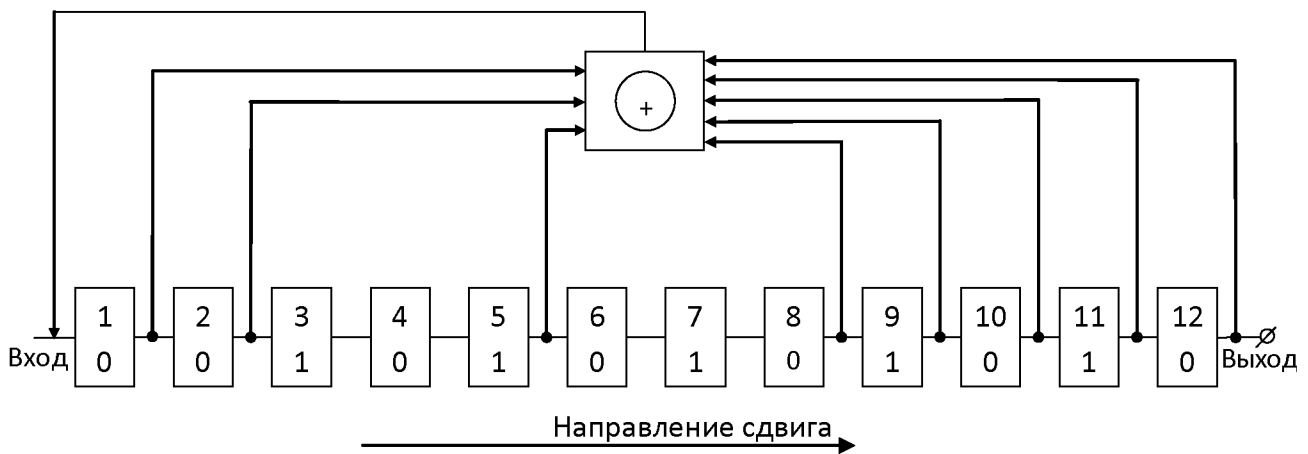


Рис. 19. Формирование последовательности $P1B$

Образующие полиномы для регистра $P2$ имеют вид

$$P2A = 1 + x^1 + x^3 + x^4 + x^5 + x^7 + x^8 + x^9 + x^{11} + x^{12}; \quad (15)$$

$$P2B = 1 + x^2 + x^3 + x^4 + x^8 + x^9 + x^{12}.$$

Исходные состояния регистров определяются последовательностями

$$P2A \rightarrow 101\ 001\ 001\ 001; \quad (16)$$

$$P2B \rightarrow 001\ 010\ 101\ 010.$$

Рис. 20 иллюстрирует упрощенную схему последовательности $P2A$.

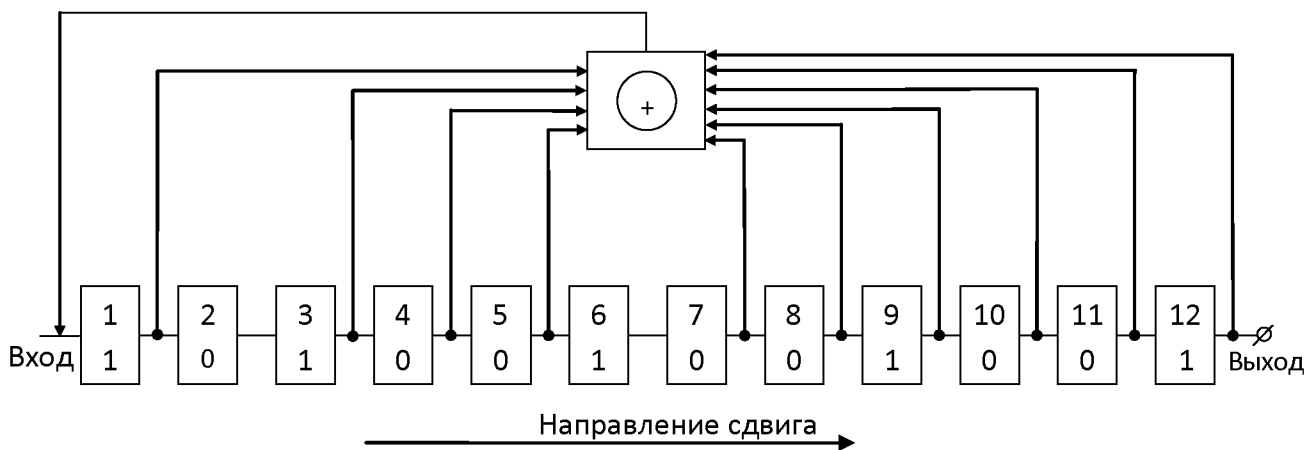


Рис. 20. Формирование последовательности $P2A$

Схема кодовой последовательности $P2B$ представлена на рис. 21.

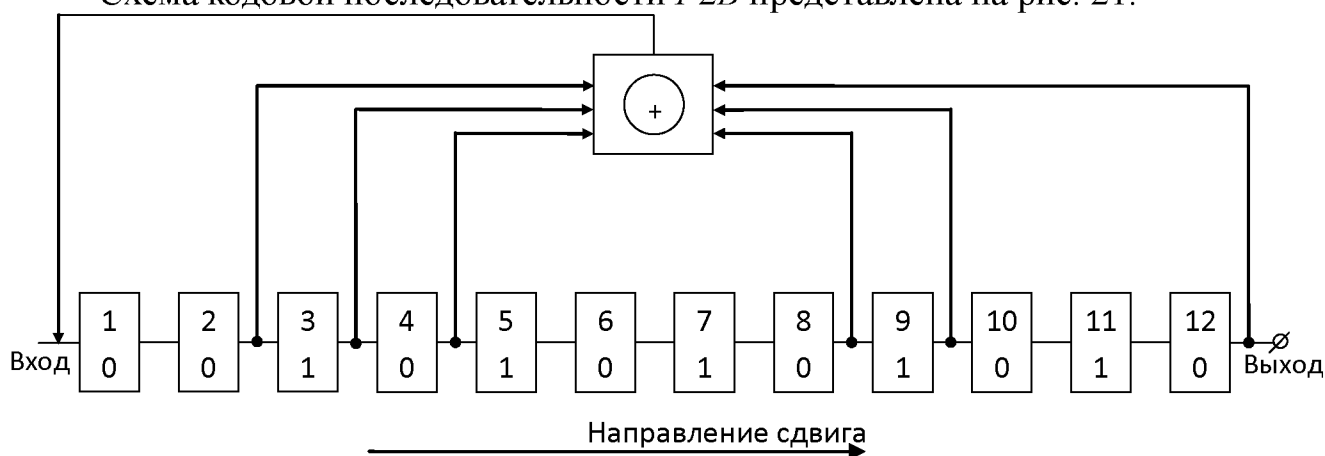


Рис. 21. Формирование последовательности $P2B$

Последовательности $P2$ формируются с задержкой на целое число тактов $i = 1 \dots 37$, каждый из которых устанавливается для конкретного спутника. Каждая последовательность $P2$ суммируется по модулю 2 с последовательностью $P1$. В результате образуются 37 уникальных последовательности $P(t)$, каждая из которых принадлежит конкретному спутнику. Число состояний (битов) регистра определяется значением 15 345 000, что соответствует временному интервалу 1,5 с. Через каждые 1,5 с состояния регистров повторяются, но с новыми признаками. Когда начинается новая неделя, сдвиговые регистры $P1A$, $P1B$, $P2A$, $P2B$ инициализируются для выработки первого разряда недели. По окончании недели формируется признак конца недели.

Формирование C/A-кода

В генераторе C/A-кода создается сигнал, предназначенный для гражданских потребителей. Для образования C/A-сигнала применен *полином Голда* с периодом 1 мс, тактовой частотой 1,023 МГц. Формирование *полинома Голда* осуществляется схемой генератора, изображенной на рис. 22 [5].

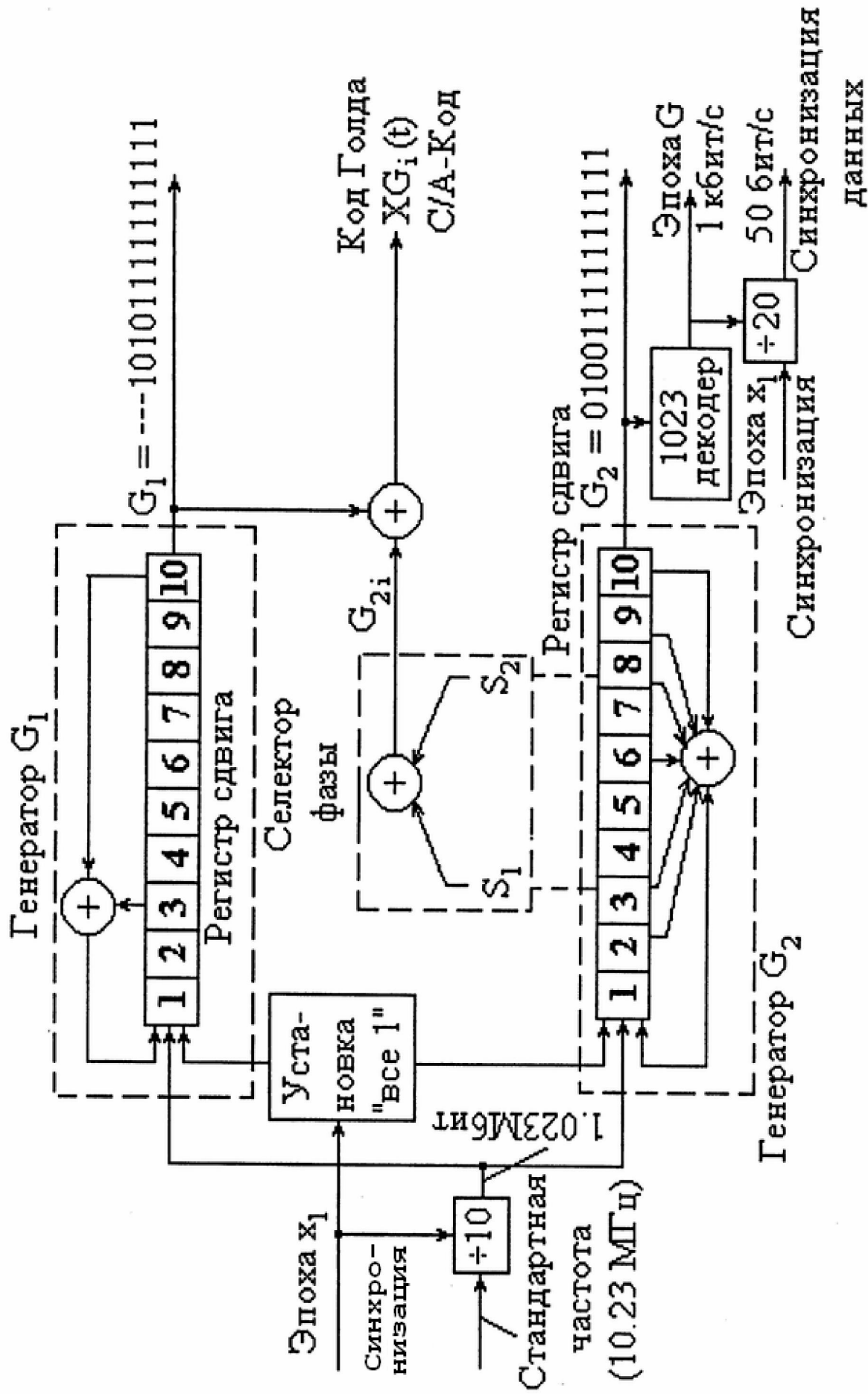


Рис. 22. Упрощенная структурная схема генератора C/A-кода

В схеме использованы два десятиразрядных регистра сдвига с обратными связями, формирующие последовательности которых задаются бортовой центральной вычислительной машиной и определяются полиномами:

$$G_1(x) = 1 + x^3 + x^{10}; \quad (17)$$

$$G_{21}(x) = 1 + x^2 + x^3 + x^6 + x^8 + x^9 + x^{10}.$$

Сложением указанных последовательностей образуется сигнал кода Голда $XG_i(t) = G_1(t) + G_2 \llbracket + M_i(10T) \rrbracket$, (18)

где M_i – число символов, определяющих фазовый сдвиг кода Колда данного i -го спутника;

$10T$ – длина одного символа.

Формирование дальномерного кода и синхроимпульсов ГЛОНАСС

Дальномерный код представляет псевдослучайную последовательность длиной 511 элементов с периодом повторения 10^{-3} с. Формирующий полином

$$G(x) = 1 + x^5 + x^9. \quad (19)$$

На рис. 23 изображена структура, формирующая дальномерный код. Дальномерный код снимается с седьмого разряда девятиразрядного регистра сдвига. Начальное состояние определяется значениями: 111 111 111 [3, 12].

Упрощенная схема формирователя дальномерного кода и синхроимпульсов для навигационного сигнала приведена на рис. 24.

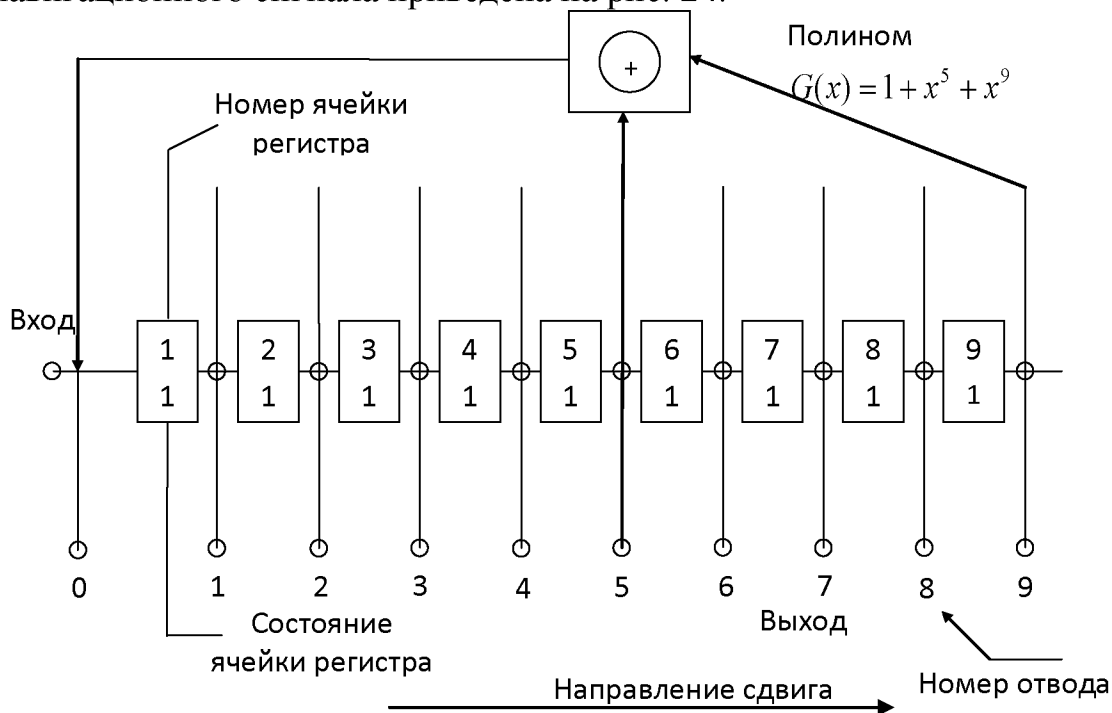


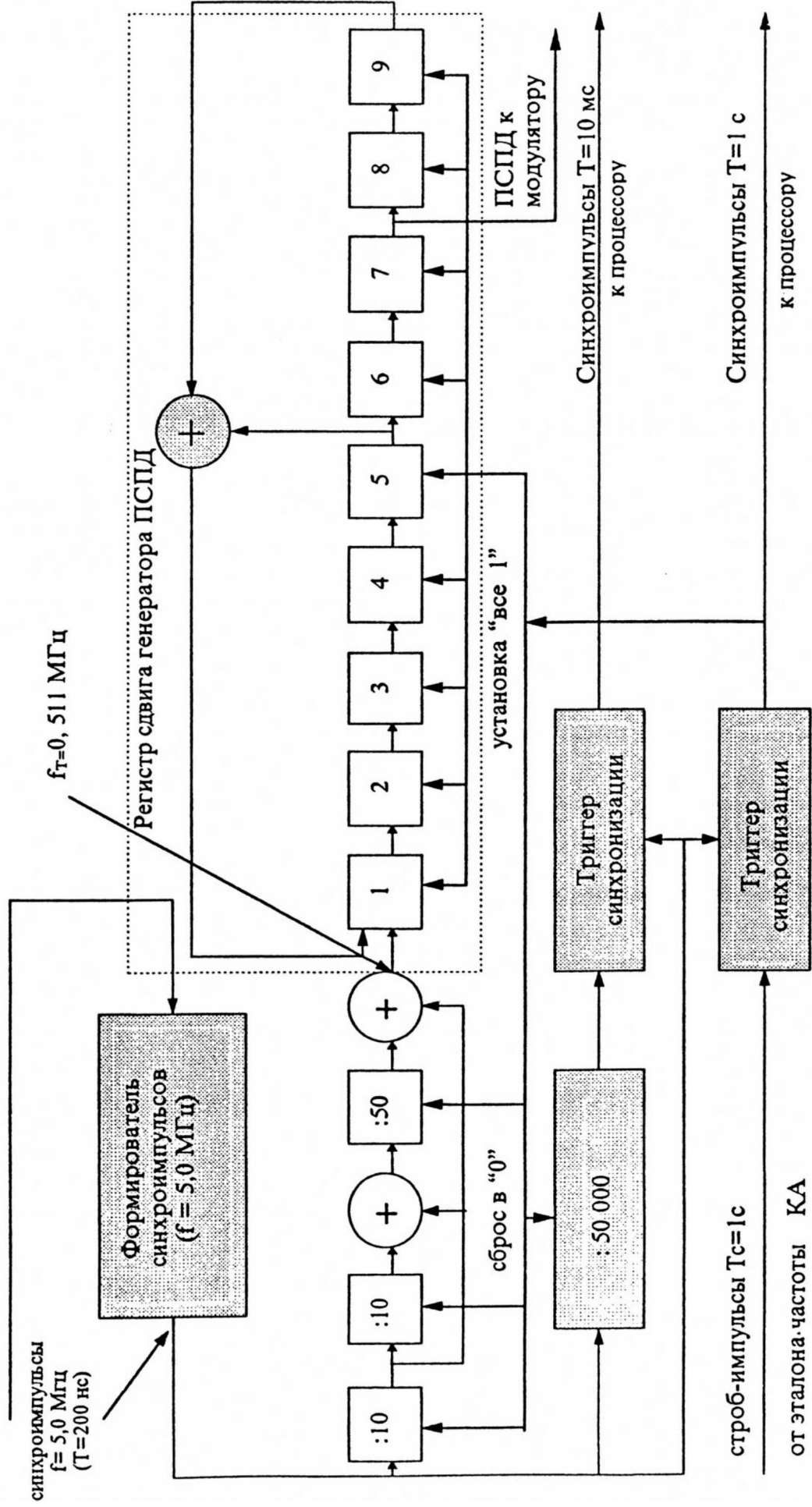
Рис. 23. Структурная схема сдвига, формирующего дальномерный код

3.4. Структура навигационных сообщений GPS/ГЛОНАСС

Кадр навигационного сообщения GPS передается 30 с и содержит 1 500 бит информационных данных, которые разделены на 5 субкадров (или подкадров) по 300 бит в каждом. Каждый субкадр данных состоит из 10 слов по 30 бит. Первое, второе и десятое слово каждого подкадра содержат 22 информационных бита, 2 опорных и 6 проверочных бит, остальные слова содержат по 24 информационных и 6 проверочных бит [9]. На рис. 25 приведена структура кадров навигационного сообщения.

Первое слово **TLM** (TELEMETRY WORD) содержит *синхрокод*, телеметрическую информацию, проверочные биты, в частности, информацию об ошибках, появившихся в процессе закладки данных на космический аппарат (КА) (биты 9 или 22), к примеру, код 01000 в позициях слова 9...14 означает для гражданского потребителя, что при передаче с КА отсутствуют ошибки при формировании набора данных.

Эталонная частота 5,0 МГц



синхроимпульсы
 $f = 5,0$ МГц
($T = 200$ нс)

$f_T = 0, 511$ МГц

Регистр сдвига генератора ПСПД

Формирователь
синхроимпульсов
($f = 5,0$ МГц)

установка "все 1"

сброс в "0"

: 50 000

Триггер
синхронизации

строб-импульсы $T_s = 1$ с

от эталона частоты КА

Синхроимпульсы $T = 10$ мс

к процессору

ПСПД к
модулятору

Рис. 24. Упрощенная схема формирования дальномерного кода псевдослучайной последовательности (ПСПД) и синхроимпульсов для навигационного радиосигнала

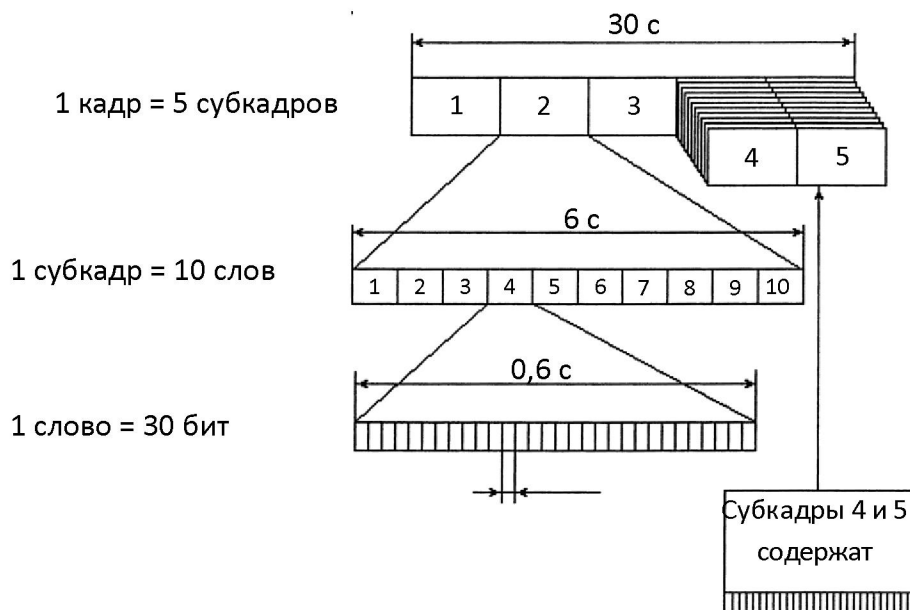


Рис. 25. Структура кадров навигационного сообщения

Второе слово **HOW** (HAND OVER WORD) содержит спутниковое время, бит достоверности данных, проверочные биты, счет времени в неделе и передается каждые 6 с.

Первая часть слова **HOW** – двоичное число, представленное 19 младшими битами – это счет времени в неделе; определяется как число 1,5-секундных последовательностей, прошедших с начала недели. Значения счета находятся как число периодов от 0 до 403,199 (интервал – одна неделя), после этого счет обнуляется при переходе конец/начало недели. Вторая часть: обозначает номер подкадра, которому принадлежит HOW, т. е. представляет число недели GPS.

Содержание информационных данных по подкадрам (субкадрам) [26]

Первый подкадр: третье слово содержит номер текущей недели, четвертое, пятое, шестое, седьмое слова – практически свободные (только в четвертом – первый бит – флаг работы P-кода).

Восьмое слово – опорный момент времени, определяющий середину интервала времени передаваемых параметров.

Девятое и десятое слова – коррекция часов данного КА, т. е. поправки в собственное время КА.

Второй подкадр на каждом КА служит для передачи собственных эфемерид спутника. Третье слово содержит амплитуду C_{RC} синусной гармоники в поправке к радиусу орбиты.

Слова с четвертого по девятое содержат параметры орбиты передающего космического аппарата на опорную эпоху t_{OC} :

- Δn – среднее отклонение движения КА от расчетного значения;
- M_0 – средняя аномалия;
- C_{UC} – амплитуда косинусной гармоники в поправке к аргументу широты;

- e_0 – эксцентриситет;
- C_{US} – амплитуды синусной гармоника в поправке к аргументу широты;
- \sqrt{a} – корень квадратный из значения большой полуоси орбиты.

Десятое слово содержит опорный момент времени t_{OC} , на который рассчитаны параметры эфемерид, передаваемые во втором и третьем подкадрах. В этом же слове 17-м битом указывается период действия параметров эфемерид, что влияет на погрешность местоположения КА (1,6; 0,4 м и т. д.).

Третий подкадр содержит дополнительные параметры эфемерид собственного КА, рассчитанные на опорный момент T_{OE} :

- C_{1C} – амплитуда косинусной гармоника в поправке к наклонению орбиты;
- Ω_0 – прямое восхождение;
- C_{15} – амплитуда синусной гармоника в поправке к углу наклона;
- i_0 – наклонение орбиты;
- C_{rc} – амплитуда косинусной гармоника в поправке к радиусу орбиты.

OMEGADOT – скорость прецессии восходящего узла.

Четвертый подкадр содержит полный набор данных обо всех спутниках системы NAVSTAR, размещенный на 25 страницах (по одной странице в каждом кадре) и имеет 7 различных форматов передачи данных.

Формат 4.1 служит для передачи запасных страниц 1, 6, 11, 16, 21, которые при необходимости заполняются дополнительной информацией.

Формат 4.2 предназначен для заполнения запасных страниц 12, 19, 20, 22, 23, 24. Введение дополнительной информации и заполнение страниц осуществляются Министерством обороны США.

Формат 4.3 передает страницу 18, содержащую параметры модели для расчета ионосферной задержки одночастотным пользователем, а также данные корреляции времени универсального координатного времени UTC и времени GPS.

Формат 4.4 осуществляет передачу страницы, содержащей коды несанкционированного доступа, т. е. передачу Y-кода.

Формат 4.5a предназначен для передачи свободных страниц 13, 14, 15, которые заполняются чередующимися 1 и 0, либо информацией для передачи на Y-коде.

Формат 4.5b передает содержание страницы 17, которая заполнена дискретными управляющими командами.

Формат 4.6 предназначен для передачи страниц 2–10, в которых содержатся усеченные по точности параметры эфемерид КА с номерами 25–32.

Пятый подкадр передает полный набор данных на 25 страницах. В каждом кадре размещена одна страница в двух форматах 5.1 и 5.2.

Формат 5.1 передает страницы 1–24, содержащие альманахи КА с номерами 1–24 и совпадает с форматом 4.6.

Формат 5.2 передает страницу 25, содержащую опорное время T_{OA} и номера недель (прошлой и текущей недели).

Все генерируемые коды и информационные сигналы синфазны, так как для их формирования используются кратные частоты, синтезированные блоком хранителя времени (ХВ). Так, делением частоты Р-кода на 10 образована частота С/А-кода, делением частоты повторения кода Голда 1 кГц на 20 получены информационные такты 50 бит/с.

Структура суперкадра ГЛОНАСС

Навигационное сообщение ГЛОНАСС передается суперкадром (рис. 26) [12].

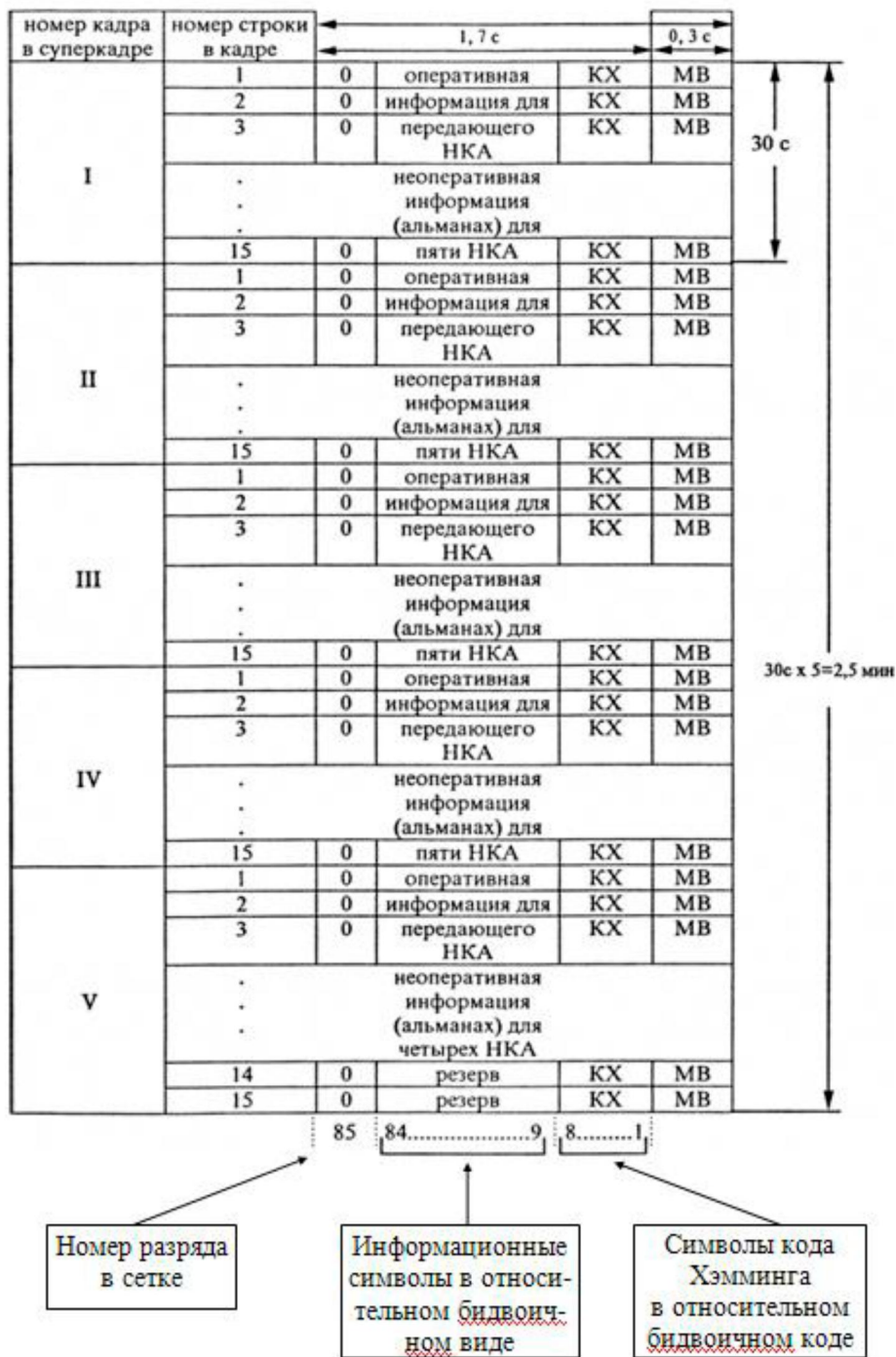


Рис. 26. Структура суперкадра навигационного сообщения ГЛОНАСС

Навигационные кадры с первого по четвертый идентичны. В пятом кадре две последние строки являются резервными. В каждом кадре информация, содержащаяся в строках с первой по четвертую, относится к тому спутнику, с которого она поступает, т. е. это оперативная информация.

Неоперативная информация (альманах) для каждого спутника занимает 2 строки, информация пятой строки, как неоперативная, повторяется в каждом кадре суперкадра.

Информация в строках с шестой по пятнадцатую для 24 спутников ГЛОНАСС распределена в табл. 3.

Таблица 3. Размещение информации в суперкадре

Номер кадра в суперкадре	Номера КА, для которых передаются альманахи
1	1–5
2	6–10
3	11–15
4	16–20
5	21–24

Каждая строка содержит двоичные символы цифровой информации, занимающие временной интервал 1,7 с, и метки времени, занимающие 0,3 с.

Цифровая информация передается с частотой 50 Гц (50 бит/с) и содержит 85 двоичных символов, из них 8 последних символов – код Хемминга (КХ).

КХ служит для проверки достоверности символов цифровой информации в каждой строке. Метки времени передаются в виде меандра двойной частоты 100 Гц (100 бит/с).

Параметры эфемерид КА периодически определяются подсистемой контроля и управления, состоящей из Центра управления системой ГЛОНАСС и сети станций, рассредоточенных по всей территории России. ПКУ контролирует функционирование КА, непрерывно уточняет параметры орбит и закладывает на спутники корректирующую информацию по параметрам орбит и временных шкал.

Среднеквадратические значения погрешности (СКО) прогнозирования местоположения и векторы скорости спутников в орбитальной системе координат представлены в табл. 4.

Таблица 4. Погрешности местоположения и скорости

Местоположение \ Погрешность	СКО местоположения, м	СКО скорости, см/с
Вдоль орбиты	20	0,05
По бинормали	10	0,10
По радиус-вектору	5	0,30

Среднеквадратическое значение погрешности синхронизации шкалы времени спутников между собой составляет 20 нс.

Буквенные обозначения параметров альманаха и их смысловое содержание:

– слово τ_c – поправка к шкале времени системы ГЛОНАСС относительно UTC (SU). Поправка τ_c дана на начало суток с номером N^A ;

– слово N^A – календарный номер суток внутри четырехлетнего периода, начиная с високосного года, к которым относятся поправки τ_c и данные альманаха системы (альманах орбит и альманах фаз);

– слово n^A – условный номер спутника в системе, который соответствует номеру занимаемой спутником рабочей точки;

- слово H_n^A – литер несущей частоты навигационного радиосигнала, излучаемого спутником с номером n^A ;
- слово λ_n^A – долгота в системе координат ПЗ-90 первого внутри суток с номером N^A восходящего узла орбиты спутника с номером n^A ;
- слово $t_{\lambda n}^A$ – ближайшее к началу суток с номером N^A время прохождения первого внутри этих суток восходящего узла орбиты спутника с номером n^A ;
- слово Δi_n^A – поправка к среднему значению наклонения орбиты для спутника с номером n^A на момент $t_{\lambda n}^A$ (среднее значение наклонения орбиты принято равным 63°);
- слово ΔT_n^A – поправка к среднему значению драконического периода обращения спутника с номером n^A на момент времени $t_{\lambda n}^A$ (среднее значение T драконического периода обращения спутника принято равным 43 200 с);
- слово $\Delta \dot{T}_n^A$ – скорость изменения драконического периода обращения спутника с номером n^A .

4. МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЙ ПРИ ПРИМЕНЕНИИ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Применение спутниковых радионавигационных систем (GPS или ГЛОНАСС) позволяет решать разные навигационные задачи, а также выполнять различные измерения.

При работе с СРНС реализуются следующие методы измерений:

- стандартный (абсолютный);
- дифференциальный;
- относительный (дифференциальный фазовый).

4.1. Стандартный (абсолютный) метод

В основе метода использованы квазидальномерные измерения. Их применение возможно, если синхронизированы временные шкалы часов всех спутников системы, а часы наблюдателя имеют достаточную стабильность за время измерений. Но время наблюдателя имеет «уход» от шкалы системы спутников. В этом случае многоканальный приемник фиксирует интервалы времени прихода сигналов от нескольких спутников относительно местной временной шкалы. Эти интервалы определяют соответствующие псевдодальности, отличающиеся от истинных дальностей на величину, полученную сдвигом временной шкалы потребителя относительно временной шкалы часов спутника.

Время запаздывания $\tau(t)$ определяется как разность показаний часов спутника t^i и приемника t_A в моменты генерации одного и того же сигнала:

$$\tau(t) = t_A - t^i. \quad (20)$$

Временная диаграмма запаздывания кодов показана на рис. 27.

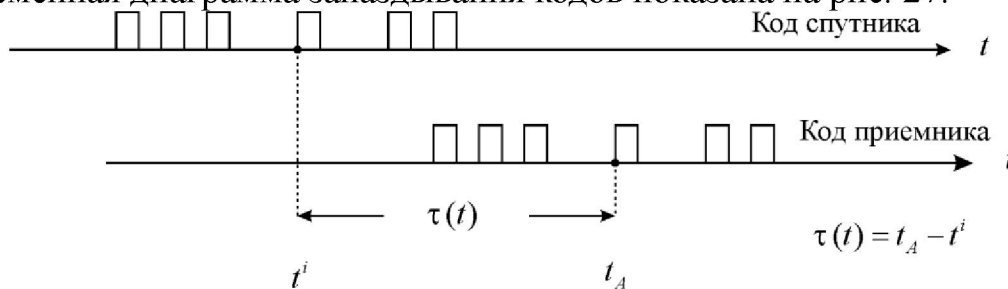


Рис. 27. Измерение времени запаздывания идеальных кодовых сигналов в приемнике

Расстояние между спутником и приемником вычисляется по формуле:

$$P = c \cdot \tau(t), \quad (21)$$

где c – скорость распространения волны в атмосфере.

Движение спутника учитывается зависимостью измеряемых величин от времени t . Иногда для сокращения записи обозначение t опускается.

Измерения τ выполняются кодовыми или фазовыми методами. Кодовые методы значительно уступают по точности фазовым методам и выполняются с помощью С/А- или Р-кода, а наиболее точные измерения выполняются

фазовыми методами на несущих частотах f_1 и f_2 . Основные характеристики кодов и сигналов, например, для GPS представлены в табл. 5.

Таблица 5. Характеристики сигналов GPS

Параметры Частота	Продолжительности и длина кода	Частота, МГц	Период и длина волны символа кода	Погрешность, 1 % от длины волны
C/A-код	1 мс 293,26 км	1,023	1 мкс 293,26 м	10 нс 3 м
P-код	7 суток $18,1 \cdot 10^{10}$ км	1,023	0,1 мкс 29,33 м	1 нс 0,3 м
L_1	19,2 см	1 227,6	24,4 см	2,4 мм
L_2	24,0 см	1 575,42	19,05 см	1,9 мм

Из данных табл. 5 следует, что один символ C/A-кода соответствует приблизительно 293 м, а весь код – 293 км. Другими словами, C/A-код состоит из 1 000 символов. Все расстояние более чем в 20 200 км от спутника до GPS-приемника будет состоять из N отрезков по 293,26 км, m отрезков – по 293,26 м и доли Δ от 296,26 м.

Величина N – целое число миллисекунд распространения сигнала от спутника до приемника, примерно равно 70-80 единицам. Зафиксировать величину N невозможно, она определяет неоднозначность C/A-кодовых измерений. Ее находят другим способом, например, по расстоянию, приближенно известному с точностью до 100 км. Для этого задают приближенные координаты приемника, определенные по карте. Величины m и Δ измеряют, совмещая с принятым со спутника кодом сигнал, созданный в приемнике, путем последовательного сдвига до наступления корреляции.

Известно, что на спутнике и в приемнике коды генерируют строго синхронно. Тогда приходящий в приемник сигнал спутника будет «запаздывать» пропорционально времени распространения τ по отношению к сигналу приемника, и при наложении коды не совпадут. Местный сигнал приемника последовательно «задерживается» на такое измеряемое время, чтобы принимаемый сигнал успел его «догнать», и они оба совпали.

Качество результата будет зависеть от точности интерполяции кода. Современные приборы позволяют фиксировать Δ с точностью 0,01 доли периода и даже точнее. В линейной мере это составляет для C/A-кода около 3 м. Поэтому, если бы не было других источников ошибок, то дальности можно было бы измерять с погрешностью от нескольких метров и точнее. Точный P-код обладает более высокими возможностями. В GPS длительность символа P-кода соответствует расстоянию 30 м. Точность измерений будет в 10 раз выше, чем для стандартного C/A-кода. Длительность P-кода составляет 7 суток, что многократно больше времени пробега радиоволной пути от спутника до GPS-приемника. Время на дистанции «спутник – приемник» оценивается величиной около 0,07 с.

Количество символов в Р-коде около $6 \cdot 10^{12}$ с. С точностью порядка 0,3 м дальность определяется однозначно. Тем не менее, желательно знать приближенное значение координат наземной станции. Также не известно время запаздывания кода. Для полного последовательного перебора дубликата Р-кодовых сигналов приемника до момента совпадения с аналогичной кодовой последовательностью принимаемых сигналов потребовалось бы очень большое время поиска. Приемник способен «просмотреть» за 1 с до 1 000 символов. Когда координаты станции совсем не известны, их принимают равными нулю. В этом случае приемник располагают как бы в центре масс Земли. Дальность от спутника до центра Земли всегда больше, чем до ее поверхности, наибольшая погрешность в приближенном расстоянии будет равна радиусу Земли (6 371 км). Легко подсчитать, что время поиска не превысит четырех минут. Поэтому современные GPS-приемники находят местоположение и без предварительного указания текущего времени и приближенных координат станции.

Четыре одновременно измеренные псевдодальности, а также принятые в навигационном сообщении данные об эфемеридах и временных параметрах часов спутников позволяют вычислить три координаты наблюдателя и поправку к временной шкале приемника относительно шкалы космического аппарата. Рис. 28 иллюстрирует прием сигналов в приемнике от созвездия спутников.

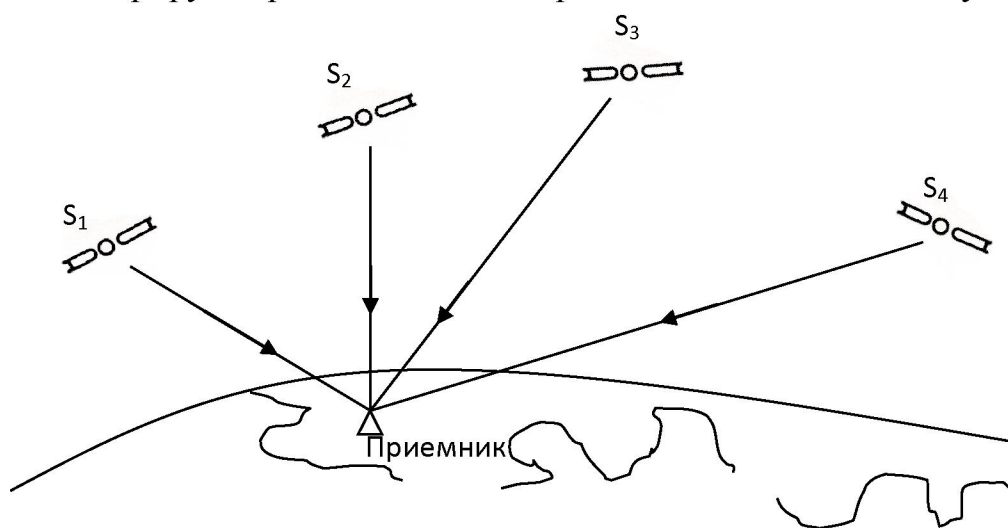


Рис. 28. Схема расположения приемника и спутников

Уравнение псевдодальности \bar{P}_1 между первым спутником S_1 и приемником определяется выражением [13]

$$\bar{P} = P_1 + cT_A + c(\Delta t_A - \Delta t_{S1}), \quad (22)$$

где $P_1 = \sqrt{(X_{S1} - X_A)^2 + (Y_{S1} - Y_A)^2 + (Z_{S1} - Z_A)^2}$ – действительное расстояние между приемником А с координатами X_A, Y_A, Z_A и первым спутником с координатами X_{S1}, Y_{S1}, Z_{S1} ;

T_A – полная временная задержка, обусловленная влиянием земной атмосферы с учетом ионосферной $T_{И}$ и тропосферной T_T задержек, т. е. $T_A = T_{И} + T_T$;

$\Delta t_A, \Delta t_{S1}$ – отклонения временных шкал приемника наблюдателя и космического аппарата соответственно от единого системного времени GPS или ГЛОНАСС;

c – скорость электромагнитной волны.

Особенности влияния ионосферы на распространение электромагнитных волн будет рассмотрено в разделе 5.1.

Ионосферная задержка вдоль трассы «спутник – приемник» зависит от электронной концентрации ионосферы и зенитного угла из точки наблюдения на спутник. В линейной мере задержка может быть представлена соотношением [13]

$$cT_{И} \approx c \cdot 40,4 I_{\gamma} f^{-2} \left[\operatorname{osec}(\gamma^2 + 20,3^2) \right]^2, \quad (23)$$

где c – скорость электромагнитной волны;

I_{γ} – вертикальная электронная концентрация, м⁻²;

γ – зенитный угол направления «наблюдатель – спутник»;

f – частота несущей.

Соотношение используется для вычисления ионосферной задержки при кодовых (временных) изменениях в одночастотных приемниках (навигационной аппаратуре, работающей на частоте f_1).

Из экспериментальных измерений установлено, что при $I_{\gamma} = 10^{18}$ м⁻² задержки составляют 9–12 метров при зенитных углах вблизи 90°, а при зенитных углах 15° задержки увеличиваются в три раза. Погрешности измерений при определении ионосферной задержки составляют 2 м.

В настоящее время более высокоточный метод определения ионосферной задержки основан на применении двухчастотных измерений. Вследствие дисперсионных свойств ионосферы для радиоволн значения дальностей трассы «спутник – приемник», полученных по измерениям на несущих f_1 и f_2 различны. Из измеренных дальностей L_1 и L_2 и параметров несущих частот получают «чистую дальность», свободную от погрешностей ионосферной задержки, определяемую формулой:

$$L = \frac{L_2 - \left(\frac{f_1}{f_2} \right)^2 \cdot L_1}{1 - \left(\frac{f_1}{f_2} \right)^2}. \quad (24)$$

Задержки в тропосфере для одночастотного приемника определяются по зависимости [13]

$$cT_T \approx c \cdot k \cdot 7,8 \cdot 10^{-9} \operatorname{cosec} \gamma,$$

где k – коэффициент, учитывающий высоту потребителя над Землей ($k = 1$ на поверхности Земли).

Погрешности измерений характеризуются величиной менее 0,5 м. Более точно тропосферная задержка определяется при расчетах по формуле Саастамойнена [14]

$$cT_T = \frac{0,002277}{\cos(\gamma)} \left[P_a + \left(\frac{1255}{T} + 0,05 \right) \cdot e - tg^2(\gamma) \right], \quad (25)$$

где T – температура по шкале Кельвина ($273,2 + t$ °C);

P_a – атмосферное давление;

e – абсолютная влажность воздуха;

γ – зенитный угол «приемник – спутник».

Температура, давление и влажность воздуха определяется в точке стояния приемника. Погрешности определения тропосферных задержек при зенитных углах от 30 до 80° составляют 1–2 см при применении формулы Саастамойнена.

4.2. Дифференциальный метод

Дифференциальный метод разработан для повышения точности измерений как псевдодальностей, так и других параметров. Режим основан на формировании разностей отсчетов, поэтому он назван дифференциальным.

Схема реализации дифференциального метода (режима) приведена на рис. 29 [19].

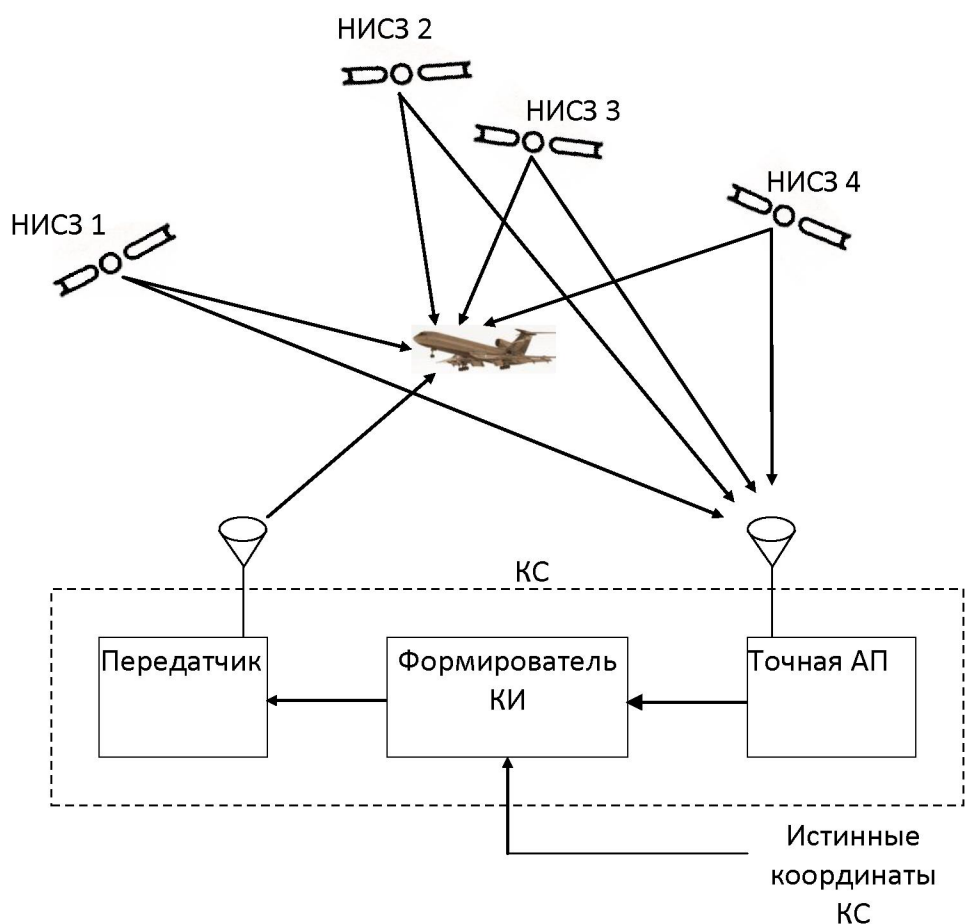


Рис. 29. Схема дифференциального метода:

НИСЗ – навигационные искусственные спутники Земли; КС – контрольная станция; КИ – корректирующая информация; АП – аппаратура приемника

Сигналы от спутников (НИСЗ 1 – НИСЗ 4) поступают на объект потребителя, например, самолет и на контрольную станцию. На контрольной станции в точной АП результаты измерений накапливаются, в них отфильтровываются случайные погрешности. Эти данные поступают в формирователь корректирующей информации. Для коррекции информация сравнивается с точными данными контрольной станции, полученными путем геодезической привязки. Сформированные корректирующие поправки через передатчик направляются на объект потребителя.

Этим режимом выявляются систематические части погрешностей эфемерид, уход шкалы времени, влияние ионосферы и тропосферы. Эффект от использования способа зависит от степени пространственной и временной корреляций контрольной станции и объекта потребителя. При сильной корреляции систематическая часть погрешностей будет полностью исключаться.

При дифференциальном методе применяются следующие способы ввода корректирующих поправок:

- коррекция координат;
- коррекция навигационных поправок.

4.2.1. Коррекция координат

Способ предполагает, что корректирующая информация формируется на контрольной станции путем сопоставления эталонных координат (координаты антенны определены из геодезических данных) с координатами, вычисленными в результате навигационного сеанса, проведенного аппаратурой потребителя наивысшего класса точности. Полученные дифференциальные поправки передаются объекту потребителя, который уточняет по ним свои координаты. Алгоритм этого метода может быть представлен [15]

$$\Delta X = X_{КСЭ}^{\wedge} - X_{КС}^{\wedge}; \quad (26)$$

$$X_{П}^{\wedge} = X_{П}^{\wedge} + \Delta X,$$

где $X_{КС}^{\wedge}$, $X_{П}^{\wedge}$ – векторы оценок координат КС и потребителя по сигналам спутников;

$X_{КСЭ}^{\wedge}$ – вектор эталонных координат КС;

ΔX – вектор поправок;

$X_{П}^{\wedge}$ – вектор уточненных координат потребителя.

На рис. 30 представлена структурная схема реализации способа коррекции координат.

Недостаток способа – ограничение дальности действия. Потребитель работает по наивыгоднейшей форме созвездия спутников (фактор GDOP); по

этому же созвездию должна работать и контрольная станция. Это возможно при небольших удалениях от КС (сотни километров). Перенос же поправок, найденный по одному созвездию, на результаты определений по другому созвездию ухудшает точность измерений.

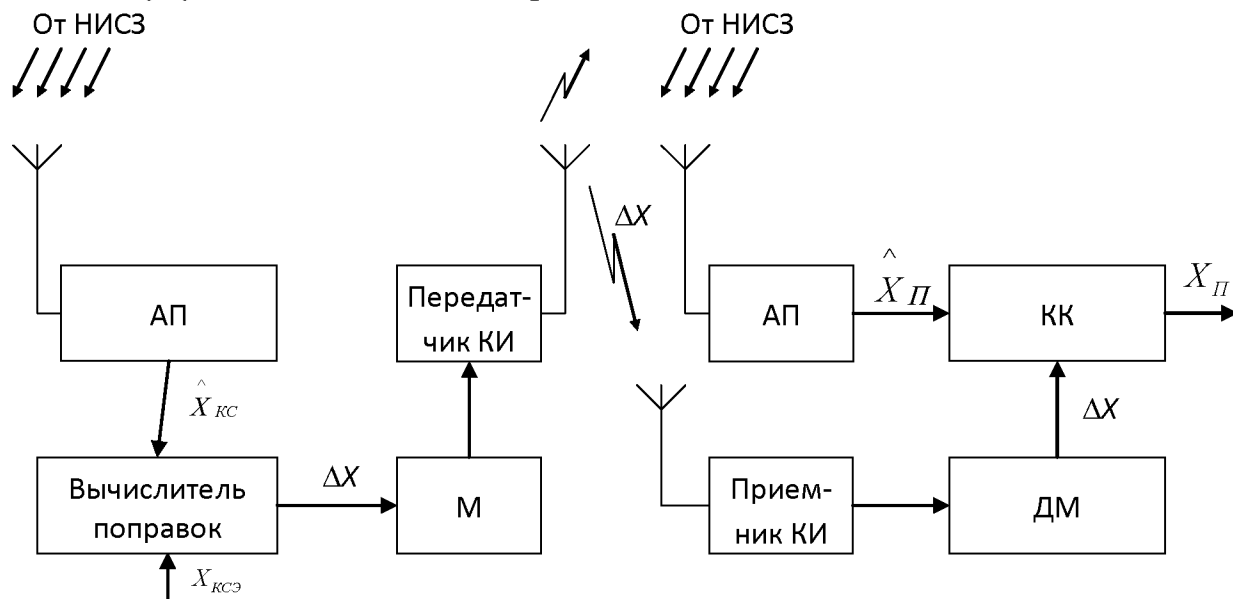


Рис. 30. Иллюстрация способа коррекции координат: АП – аппаратура потребителя; М – модулятор; ДМ – демодулятор; КК – корректор координат; КИ – корректирующая информация

4.2.2. Коррекция навигационных параметров

Особенность коррекции состоит в том, что на контрольной станции вычисляются поправки в псевдодалности между контрольной станцией и всеми спутниками, находящимися над радиогоризонтом. Для этого измеряют псевдодалности до всех спутников и по эталонным координатам контрольной станции и координатам спутников находят расчетные псевдодалности. Эти псевдодалности принимаются за истинные. Разности измеренных и расчетных псевдодалностей передаются потребителям в виде поправок. Каждый потребитель выбирает оптимальное созвездие, и измеренные псевдодалности корректируются полученными с контрольной станции поправками.

4.3. Фазовый дифференциальный метод (относительные определения)

При относительных определениях навигационные измерения выполняются по одним и тем же совокупностям спутников в совпадающие либо близкие моменты с двух пунктов. По результатам этих измерений вычисляются геоцентрические координаты этих пунктов $(x_1, y_1, z_1), (x_2, y_2, z_2)$. Вычитание одноименных компонент местоположений позволяет определить проекции базовой линии, соединяющей пункты, т. е.

$$\begin{aligned} \Delta x &= x_2 - x_1; \\ \Delta y &= y_2 - y_1; \\ \Delta z &= z_2 - z_1. \end{aligned} \quad (27)$$

Расстояние между пунктами рассчитывается как

$$D = \sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2}, \quad (28)$$

а направляющие углы, характеризующие ориентирование базовой линии в пространстве, определяются соотношениями

$$\begin{aligned} \alpha &= \arccos \frac{\Delta x}{D}; \\ \beta &= \arccos \frac{\Delta y}{D}; \\ \gamma &= \arccos \frac{\Delta z}{D}. \end{aligned} \quad (29)$$

Для обеспечения обработки измерений необходимо иметь постоянную связь между пунктами, чтобы передавать получаемые данные с одного пункта на другой или с обоих пунктов на объект совместной обработки в реальном времени [16].

Схема, поясняющая взаимное расположение спутников и пунктов при относительных измерениях, приведена на рис. 31.

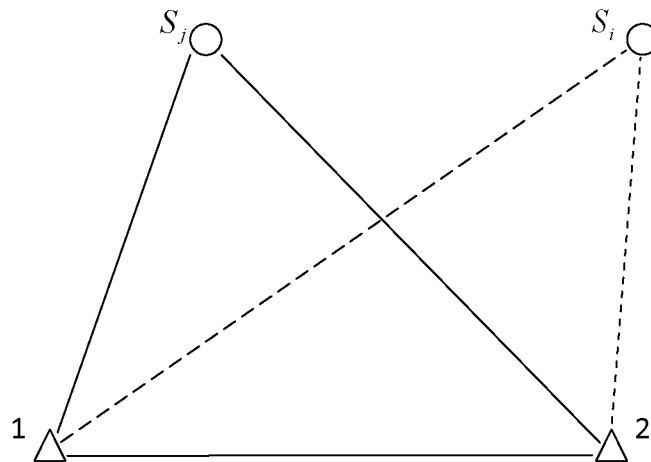


Рис. 31. Схема расположения пунктов и спутников: Δ – пункты; \bigcirc – спутники

Для повышения точности измерения накапливаются в виде массивов и в дальнейшем обрабатываются совместно. Достоинством относительных определений является то, что ряд погрешностей, имеющих систематический характер, компенсируется при вычислении базовой линии, что позволяет более точно определять относительное местоположение пунктов.

Реализация режима относительных определений требует точной частотной и временной синхронизации приемников на пунктах 1 и 2. Практически, на момент измерений имеются начальное смещение шкал времени, а также их дрейф, приводящие к погрешностям. Компенсация этих погрешностей осуществляется применением разностных измерений регистрируемых параметров сигналов, особенно при фазовых измерениях. При вычислении расстояний между пунктами в обработку измерений включаются преимущественно двойные разности фаз несущих колебаний.

Известно, что фаза сигнала j -го спутника, принимаемая потребителем в момент времени τ относительно фазы сигнала генератора приемника, расположенного в пункте 1, представляется выражением [17]

$$\varphi_1(\tau) = \varphi_1(\tau_0) - \varphi_j(\tau_0) + 2\pi(f_1 - f_j)(\tau - \tau_0) + \frac{2\pi f_j}{c} \left[\bar{P}_{1j}(\tau) \right] + \varphi_{ИТ1}, \quad (30)$$

где $\varphi_1(\tau_0), \varphi_j(\tau_0)$ – фазы сигналов генераторов приемника пункта 1 и j -го спутника в момент времени τ_0 ;

f_1, f_j – частоты генераторов приемника и спутника;

c – скорость электромагнитных волн;

$\bar{P}_{1j}(\tau)$ – псевдодальность между спутником и приемником;

$\varphi_{ИТ1}$ – приращения фазы, вызванные ионосферной и тропосферной задержками.

Если в пункте 2 помещен аналогичный приемник и в тот же момент времени τ фиксируется фаза сигнала, принимаемого от j -го спутника, то ее выражение имеет вид

$$\varphi_2(\tau) = \varphi_2(\tau_0) - \varphi_j(\tau_0) + 2\pi(f_2 - f_j)(\tau - \tau_0) + \frac{2\pi f_j}{c} \left[\bar{P}_{2j}(\tau) \right] + \varphi_{ИТ2}. \quad (31)$$

Разность фаз сигналов в пунктах 1 и 2 может быть записана соотношением

$$\varphi_{12j}(\tau) = \Psi_{12} + 2\pi(f_1 - f_2)(\tau - \tau_0) + \frac{2\pi f_j}{c} \left[\bar{P}_{1j}(\tau) - \bar{P}_{2j}(\tau) \right] + \Psi_{И}, \quad (32)$$

где $\Psi_{12} = \varphi_1(\tau_0) - \varphi_2(\tau_0)$ – расхождение фаз сигналов генераторов приемников пунктов 1 и 2;

$\Psi_{И} = \varphi_{И1} - \varphi_{И2}$ – разности фаз сигналов в пунктах 1 и 2, обусловленных ионосферной и тропосферной задержками.

По аналогии для сигналов, принятых от i -го спутника в пунктах 1 и 2, разность фаз может быть представлена как

$$\varphi_{12i}(\tau) = \Psi_{12} + 2\pi(f_1 - f_2)(\tau - \tau_0) + \frac{2\pi f_j}{c} \left[\bar{P}_{1i}(\tau) - \bar{P}_{2i}(\tau) \right] + \Psi_{И}, \quad (33)$$

где обозначения имеют тот же смысл, что и в соотношении (32). В соотношении (33) введена частота f_j , так как на спутниках системы NAVSTAR генерируются одинаковые частоты.

С учетом соотношений (32) и (33) формируются двойные разности фаз относительно j -го и i -го спутников

$$\varphi_{12ji}(\tau) = \Psi_{II} + \frac{2\pi f_j}{c} \left[\bar{P}_{1j}(\tau) - \bar{P}_{2j}(\tau) - \bar{P}_{1i}(\tau) + \bar{P}_{2i}(\tau) \right], \quad (34)$$

где $\Psi_{II} = \Psi_{IIj} - \Psi_{IIi}$.

Если на пунктах 1 и 2 принимаются сигналы одного j -го спутника, но в разные моменты времени τ_1 и τ_2 , то могут быть образованы двойные разности фаз по времени

$$\begin{aligned} \varphi_{12j}(\tau_1, \tau_2) = & 2\pi(f_2 - f_1)(\tau_2 - \tau_1) + \\ & + \frac{2\pi f_j}{c} \left[P_{2j}(\tau_2) - P_{2j}(\tau_1) - P_{1j}(\tau_2) + P_{1j}(\tau_1) \right]. \end{aligned} \quad (35)$$

Измерение фаз несущих сопровождается неоднозначностью определений целого числа фазовых циклов.

Однозначная регистрация фазы осуществляется в пределах фазового цикла, т. е. 2π или 360° соответствующих длин волн несущих:

$$\begin{aligned} -GPS & \begin{cases} -\lambda_1 = 19,0 \text{ см}; \\ -\lambda_2 = 24,4 \text{ см}; \end{cases} \\ -ГЛОНАСС & \begin{cases} -\lambda_1 = 18,7 \text{ см}; \\ -\lambda_2 = 23,7 \text{ см}. \end{cases} \end{aligned}$$

При измерении псевдодальностей порядка 20 200 км надежное определение числа 20-сантиметровых длин волн является проблемной задачей.

Для нахождения целого числа длин волн (фазовых циклов) существует несколько способов разрешения неоднозначности, многие из которых являются достаточно сложными и трудоемкими.

В частности, в способе, основанном на избыточности фазовых измерений, используются измерения фаз на одном или двух частотных каналах при одновременных наблюдениях пяти и более спутников. Неизвестными являются координаты определяемого пункта и значения целых фазовых циклов. Совместное решение составленных уравнений методом итераций приводит к нахождению неизвестных.

Наиболее практичным является способ, основанный на комбинации фазовых и кодовых измерений, в сущности, являющийся ступенчато-комбинационным. Как отмечалось ранее, измерение псевдодальности выполняется при включении C/A- и P-кодов, что обеспечивает предварительное определение дистанции с погрешностью 30–60 см. Затем выполняются регистрации фаз на частотных каналах f_1 и f_2 и образуется разность фаз $\varphi_{L1} - \varphi_{L2}$, которая соответствует разности несущих частот $f_1 - f_2 = \Delta f$.

Например, для GPS разность частот определяется как

$$\Delta f = 1575,42 - 1227,60 = 347,82 \text{ МГц.}$$

Длина волны, соответствующая разности частот, составляет величину

$$\lambda_{\Delta f} = 86 \text{ см.}$$

Комбинационная длина волны (86 см) является промежуточным перекрытием между предельной точностью Р-кодовых измерений (30–60 см) и длиной фазонесущей волны (19 см).

Способ обеспечивает устойчивый переход от однозначного кодового измерения к однозначному измерению на частотных каналах f_1 или f_2 .

Способ основан на измерениях в реальном времени, т. е. последовательной фиксации отчетов по С/А-коду, Р-коду, фазы φ_{L1} , фазы φ_{L2} и образовании разности фаз $\varphi_{L1} - \varphi_{L2}$.

5. ОСНОВНЫЕ ИСТОЧНИКИ ПОГРЕШНОСТЕЙ GPS-ИЗМЕРЕНИЙ

5.1. Погрешности абсолютного метода

Точность измерений абсолютным методом зависит от ряда источников погрешностей. К таким источникам относятся:

а) неточности прогноза эфемерид и ухода шкал времени созвездия спутников, образующиеся при расчетах и закладке с контрольных станций управления на спутники;

б) возмущения орбит и уходы шкалы времени, вызванные гравитационными и другими эффектами;

в) задержки сигнала в ионосфере, вызванные наличием неоднородной плотности ионизации в вертикальном распределении;

г) задержки сигнала в тропосфере, вызванные изменениями температуры, давления и влажности в приземном слое атмосферы;

д) шумы приемника GPS, вызванные электромагнитными помехами, поступающими на вход приемника;

е) многолучевость (многопутность) распространения сигнала, вызванная приемом сигнала от отражающих поверхностей.

Значения погрешностей зависят также от типа кода (P- или C/A-), т. е. того кода, с помощью которого определяется псевдодальность. Составляющие погрешностей местоопределений абсолютного метода для GPS приведены в табл. 6 [14].

Погрешности местоопределения зависят не только от ошибок определения навигационного параметра, но и от расположения спутников и потребителей в пространстве. Для учета влияния этого фактора на определение координат потребителя и временной поправки введены соответствующие разновидности геометрического фактора.

Таблица 6. Значения погрешностей абсолютного метода

Источники и виды погрешностей	При использовании P-кода, м	При использовании C/A-кода, м
Неточность прогноза эфемерид	2,0	2,0
Возмущения орбиты и немодулируемые уходы шкалы времени (ШВ)	3,0	3,0
Задержка сигнала в ионосфере	2,3	3,5
Задержка сигнала в тропосфере	0,4	0,4
Шумы приемника	0,2	1,5
Многолучевость распространения	1,2	1,2
Прочие источники	0,15	0,6
Эквивалентные СКП измерения дальностей	4,5	5,4

Для интегральной оценки выбора того или иного созвездия космических аппаратов (спутников) используется геометрический фактор GDOP (Geometrie Dilution Of Precision – снижение точности вследствие геометрического фактора)

$$\text{GDOP} = \sqrt{\frac{\delta_x^2 + \delta_y^2 + \delta_z^2}{\delta_R^2} + \frac{\delta_{\Delta t_s}^2}{\delta_{\Delta t_{\Pi}}^2}}, \quad (36)$$

где δ_R – среднеквадратическая ошибка дальности;

$\delta_x, \delta_y, \delta_z$ – среднеквадратические ошибки составляющих координат местоположения;

$\delta_{\Delta t_s}$ – среднеквадратическая ошибка определения поправки бортовой шкалы времени;

$\delta_{\Delta t_{\Pi}}$ – среднеквадратическая ошибка шкалы времени потребителя.

Анализ GDOP показывает, что этот коэффициент принимает наименьшее значение при оптимальном выборе созвездия навигационных спутников. Такому алгоритму выбора для получения максимальной точности определения координат удовлетворяет расположение, при котором один из спутников находится в зените, а три других располагаются как можно ближе к горизонту, образуя равносторонний треугольник, как показано на рис. 32.

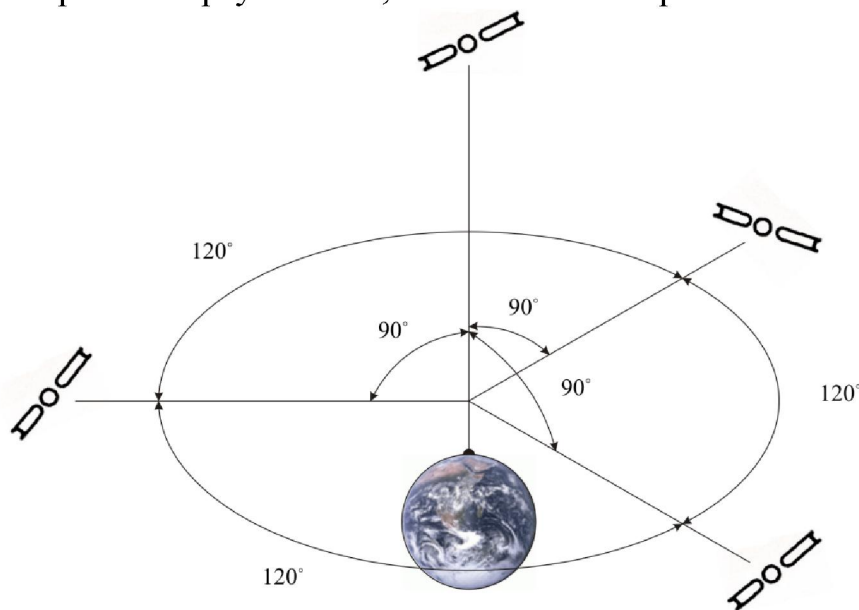


Рис. 32. Оптимальное расположение спутников для получения высшей точности определения координат

В практических навигационных измерениях максимально допустимым геометрическим фактором является значение менее семи ($\text{GDOP} < 7$), оптимальное значение GDOP примерно равно 3.

5.2. Погрешности дифференциального метода

Применение дифференциального метода позволяет в значительной мере уменьшить влияние некоторых источников погрешностей. Фактически

систематические составляющие погрешностей (за неточность прогноза эфемерид, возмущения орбиты и немодулируемые уходы шкалы времени) исключаются, а случайные составляющие погрешностей снижаются по сравнению со стандартным методом.

Значения погрешностей метода приведены в табл. 7 [14].

Таблица 7. Значения погрешностей дифференциального метода

Источники и виды погрешностей	При использовании Р-кода, м	При использовании С/А-кода, м
Задержка сигнала в ионосфере	0,10	0,10
Задержка сигнала в тропосфере	-0,10	0,10
Шумы приемника	0,25	1,50
Многолучевость распространения	1,20	1,20
Прочие источники	0,15	0,60
Эквивалентные СКП измерения дальности	2,00	1,20

5.3. Анализ погрешностей фазового дифференциального метода

Точность линейных измерений в фазовом дифференциальном режиме оценивается по формуле

$$M_D = a + b \cdot D, \quad (37)$$

где a, b – эмпирические величины;

D – расстояние между пунктами;

На основе теоретического анализа фазовых соотношений, включая условия прохождения радиоволн, в фазовом дифференциальном режиме получена формула оценки точности линейных измерений в следующем виде [18]:

$$m_D^2 = \left\{ \frac{V^2}{(2\pi f)^2} (m_\phi^2 + m_{\phi_{ш}}^2) + m_A^2 + m_{мп}^2 + \left[\left(\frac{m_c}{c} \right)^2 + \left(\frac{m_f}{f} \right)^2 + \left(\frac{m_n}{n} \right)^2 + \left(\frac{m_o}{H} \right)^2 \right] \cdot D^2 \right\} \cdot (\text{GDOP})^2,$$

(38)

где GDOP – геометрический фактор;

V – скорость распространения ЭМВ;

m_ϕ – инструментальная погрешность измерения разности фаз;

$m_{\phi_{ш}}$ – погрешность измерения разности фаз, вызванная воздействием шумов;

m_A – остаточная погрешность фазовой неоднородности антенн;

$m_{мп}$ – погрешность, обусловленная многопутностью радиоволн;

m_c – погрешность определения скорости света в вакууме;

m_f – погрешность определения частоты;

m_n – погрешность определения показателя преломления;

m_0 – погрешность определения элементов орбиты;

H – высота спутника.

Погрешности измерений, обусловленные различными факторами, могут быть оценены в следующих пределах.

Инструментальная погрешность измерения разностей фаз определяется в пределах 1 % фазового цикла, т. е. составляет $3,6^\circ$.

Погрешность измерения разности фаз, вызванная воздействием шумов, определяется по зависимости

$$M_{\Phi_{Ш}} = \left[\frac{P_{Ш}}{P_C} \cdot \frac{\Delta F}{\Delta f} \right]^{1/2} \cdot \rho^\circ, \quad (39)$$

где ΔF – полоса пропускания частот фазометра, имеющая значение 1 Гц;

Δf – полоса пропускания частот, поступающих на вход фазометра (оценивается в 50 Гц);

$P_C / P_{Ш}$ – отношение мощностей полезного сигнала к мощности шума (в приемниках GPS или ГЛОНАСС) определяется в диапазоне от 26 до 40 дБ;

$$\rho^\circ \approx 57,8^\circ.$$

С учетом вышеприведенных значений параметров, шумовая составляющая разности фаз имеет величину $0,26^\circ$.

Погрешность, обусловленная несовпадением фазовых факторов электромагнитных волн, поступающих на антенну приемника (фазовая неоднородность антенны), составляет, по разным источникам, ± 2 мм [19].

Относительная погрешность определения скорости света в вакууме M_C / c имеет значение $4 \cdot 10^{-9}$.

Показатель преломления атмосферы при распространении электромагнитных волн GPS/ГЛОНАСС зависит, в основном, от параметров ионосферы и тропосферы. По данным [19], влияние тропосферы при фазовых измерениях оценивается относительной погрешностью

$$\frac{m_n}{n} = 0,2 \cdot 10^{-6}.$$

Влияние ионосферы снижается при фазовых измерениях на двух несущих частотах. Относительная погрешность за влияние ионосферы доведена до значения [20]

$$\frac{m_n}{n} = 1 \cdot 10^{-8}.$$

В целом остаточное влияние возмущений в ионосфере может быть сведено к $1 \cdot 10^{-7}$ при условии выбора соответствующей методики [21].

В приемной аппаратуре опорные генераторы конструируются по схеме с кварцевой стабилизацией частот. Погрешность формирования частот составляет

$$\frac{m_f}{f} = 1 \cdot 10^{-6}.$$

Погрешности определения элементов орбит спутников (эфемеридные погрешности), спроецированные в эквивалентные погрешности наземных дистанций, по [20] оценены значением

$$\frac{M_O}{H} = 5 \cdot 10^{-8}.$$

С учетом вышеприведенных погрешностей, без учета влияния многопутности, точность линейных измерений определяется соотношением

$$M_D = 3 \text{ мм} + 1 \cdot 10^{-6} D.$$

Ошибка из-за многопутности в приемниках должна рассматриваться как соответствующий вклад в измерение фазы или псевдодальности от отраженных сигналов [18, 22, 23].

Многопутность трудно охарактеризовать в целом, поскольку ее амплитуда и фаза зависят от многих параметров, хотя часть из них достаточно постоянна. Это дает возможность наблюдать многопутность, повторяющуюся ежедневно, в соответствии с повторяемостью орбит СРНС. В общем, любой объект около антенны приемника, поверхность которого является гладкой для радиоволн с длиной 19 или 24 см, будет действовать как источник многопутности. Это и здания, и деревья, и поверхность Земли. Земная поверхность является сильным источником многопутности, и, если Земля рассматривается как некоторая ровная поверхность, то разность между фазами сигнала спутника и отраженного сигнала определяется как

$$\Delta\Phi = 2h_a \sin \gamma,$$

где h_a – высота антенны в длинах волн;

γ – зенитный угол спутника.

В экстремальных случаях приемник может временно делать захват отраженного сигнала, и этим может объясняться одиночный срыв цикла, который бывает в определенных обстоятельствах у некоторых приемников.

Радиоволны, поступающие в антенну приемника от навигационного спутника, делятся на два типа: прямые волны E_P , поступающие в антенну приемника непосредственно от НИСЗ; отраженные волны от земной поверхности E_{RG} и окружающих объектов E_{RO} . Путь поступления этих волн в антенну показан на рис. 33.

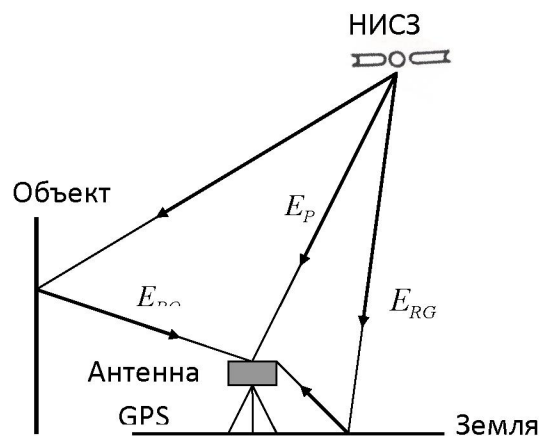


Рис. 33. Пути прохождения прямой E_P и отраженных E_R волн к антенне приемника

Электрическое поле прямой волны от НИСЗ определяется соотношением

$$E_P = E_O \cos(\omega t + \varphi), \quad (40)$$

где E_O – амплитуда электромагнитной волны (ЭМВ), поступающая в приемник;

$\omega = 2\pi f_1$ – круговая частота несущего сигнала;

t – время;

φ – измеряемая фаза.

В общем виде отраженный сигнал E_R будет представлять собой сумму сигналов, отраженных от окружающих предметов E_{RO} и земной поверхности E_{RG} , что позволяет записать их в следующем виде:

$$E_R = E_{RO} + E_{RG}.$$

Отраженные волны являются суммой некоторого числа волн n , отраженных от различных объектов и точек земной поверхности, окружающих антенну. Поскольку эти волны имеют одинаковые частоты, но различные амплитуды и фазы, то результирующее поле отраженных волн при малом коэффициенте отражения $K = 0,1-0,4$ (этот коэффициент характеризует степень ослабления сигнала при отражении) опишется уравнением

$$E_R = \sum K_i \cdot E_O \cdot \cos(\omega t + \varphi_i), \quad (41)$$

где K_i – коэффициент отражения i -го луча;

φ_i – фаза i -го луча.

Известно, что сумма гармонических сигналов с одинаковыми частотами и различными амплитудами и фазами дает результирующий гармонический сигнал, который можно выразить формулой

$$E_R = \langle K \rangle E_O \cos(\omega t + \langle \varphi \rangle), \quad (42)$$

где $\langle K \rangle$ – модуль векторной суммы коэффициентов отражения радиоволн;

$\langle \varphi \rangle$ – результирующая фаза отраженных волн.

Векторная интерпретация уравнений (41) и (42) показана на рис. 34.

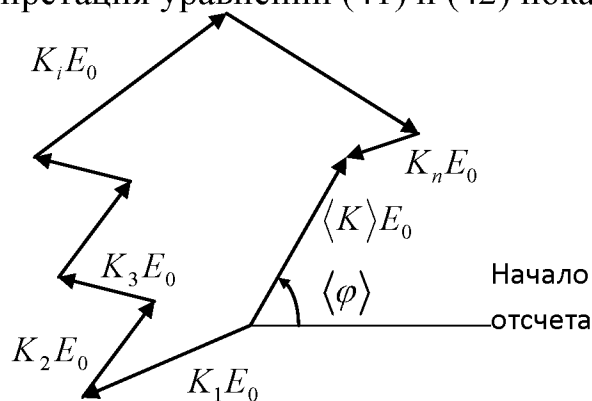


Рис. 34. Векторная сумма отраженных волн

Сумма прямой и отраженных волн в антенне приемника даст результирующее поле E , которое можно представить в виде векторной суммы

$$E = E_P + E_R = E_S \cos(\omega t + \varphi + \delta\varphi), \quad (43)$$

где E_S – результирующая амплитуда суммы прямой и отраженной волн; $\delta\varphi$ – искажение фазы, вызванное многопутностью волн.

Угол между векторами E_P и E_R через $\Delta\varphi$ имеет вид

$$\Delta\varphi = \varphi - \langle \varphi \rangle.$$

Поскольку отражение радиоволн происходит от точек, случайно распределенных в пространстве, и значение $\langle \varphi \rangle$ распределено равномерно в диапазоне от 0 до 2π , следовательно, и разность фаз $\Delta\varphi$ между векторами E_P и E_R подчиняется такому же распределению. Векторная диаграмма прямой и отраженных волн, когда влияние многопутности максимально, представлена на рис. 35. Максимальному искажению $\Delta\varphi$ соответствуют значения разности фаз $\Delta\varphi$, равные 90 и 270° , а минимальные искажения $\delta\varphi$ будут при величинах $\Delta\varphi$, равных 0 и 180° . Для максимального значения $\delta\varphi$ справедлива формула

$$\operatorname{tg}\delta\varphi = \frac{\langle K \rangle E_0}{E_0} = \langle K \rangle,$$

или для $\langle K \rangle \ll 1$ получим

$$\delta\varphi = \langle K \rangle. \quad (44)$$

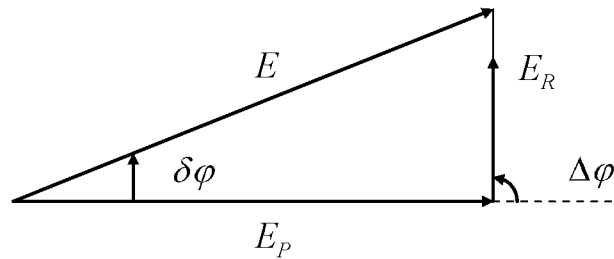


Рис. 35. Векторная диаграмма

Соответствующее значение погрешности измерения расстояния δD , вызванное влиянием многопутности, можно определить по формуле

$$\delta D = \frac{\lambda}{2\pi} \delta\varphi. \quad (45)$$

В свою очередь, значение угла $\Delta\varphi$, изменяющего величину $\delta\varphi$, зависит от разности хода ΔD между прямой волной E_p и результирующей отраженной волной E_R и вычисляется по формуле

$$\Delta\varphi = \frac{2\pi}{\lambda} \Delta D,$$

где λ – длина волны колебания с частотой f_1 , на которой выполняются измерения разности фаз φ .

Связь между $\delta\varphi$ и $\Delta\varphi$ определяется уравнением

$$\delta\varphi = \langle K \rangle \sin(\Delta\varphi) = \langle K \rangle \sin\left(\frac{2\pi}{\lambda} \Delta D\right).$$

Тогда окончательная формула для оценки влияния многопутности примет вид

$$\delta D = \frac{\lambda}{2\pi} \delta\varphi = \frac{\lambda}{2\pi} \langle K \rangle \sin\left(\frac{2\pi}{\lambda} \Delta D\right). \quad (46)$$

Формула (46) показывает, что если изменять разность хода ΔD между прямой и отраженной волной в пределах длины волны λ и выполнять измерения, то погрешность, вследствие многопутности, будет изменяться по закону, близкому к синусоидальному. Среднее значение из полученных результатов будет в значительной степени свободно от влияния многопутности.

Влияние многопутности эффективно осредняется на больших интервалах времени. Для коротких периодов времени (до 20–30 минут, в зависимости от высоты антенны и скорости изменения угла высоты) многопутность не осредняется до нуля, и это может серьезно влиять на результаты кинематических и быстростатических съемок, где время наблюдений не превышает нескольких минут. В таких случаях могут иметь место ошибки в десятки миллиметров. Согласно [8] влияние многопутности может достигать 10 см. Трудности в обеспечении точного соотношения фазового центра с геометрическим центром не позволяют быть истинно универсальным

миллиметровым средством измерения даже на коротких расстояниях, несмотря на высокую точность разрешения измерений фазы несущей. Для уменьшения изменений фазы и проблемы фазового центра изготовители обычно рекомендуют использовать антенны одного типа, согласованно ориентированные в одном направлении. Некоторые из погрешностей антенны зависят от специфики применения, например, кинематика в воздухе (на самолете) с опорным приемником на Земле. Здесь очень желателен одинаковый фазовый отклик, т. е. сферическая диаграмма направленности. Она входит в конфликт с необходимостью делать антенну «слепой» для малых высот с целью уменьшения ее чувствительности к многопутности сигналов.

Как следует из исследований, представленных в работах [18, 23], уменьшение влияния многопутности может быть достигнуто изменением высоты антенны. Предлагается изменять высоту антенны приемника через равные интервалы (минимально четыре) и выполнять измерения, например, через $\lambda/4$ (4,7 см). Полученный результат будет, в значительной мере, свободен от влияния многопутности.

6. ГРУППОВАЯ СКОРОСТЬ ПРИ ПРОХОЖДЕНИИ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ВОЛН В ИОНОСФЕРЕ

6.1. Влияние ионосферы на распространение электромагнитных волн

Ионосфера – слой атмосферы, находящийся на высоте от 60 до 1 500 км. Ионосфера характеризуется высокой концентрацией свободных ионов и электронов, неравномерно распределенных по всему ее слою. Основным параметром ионосферы, определяющим ее ионизированность, является электронная плотность, т. е. число электронов в единице объема ($\text{эл}/\text{м}^3$), или электронная концентрация, т. е. число электронов в единице площади ($\text{эл}/\text{м}^2$).

По этим показателям ионосфера подразделяется на слои D, E, F [30].

Слой D располагается на высоте от 60 до 80 км от поверхности Земли и определяется электронной плотностью 10^3 – 10^4 $\text{эл}/\text{м}^3$. По исследованиям, слой D преимущественно появляется в дневное время суток, в ночные часы ионизирующее влияние слоя D исчезает.

Слой E находится на высотах от 100 до 120 км и характеризуется электронной плотностью $1,5 \cdot 10^5$ $\text{эл}/\text{м}^3$. Основной ионизирующий фактор слоя – ультрафиолетовое излучение Солнца.

Слой F, располагающийся на высотах от 250 до 400 км, является наиболее электронно насыщенным. Электронная плотность этого слоя в дневное время суток меняется от $6 \cdot 10^5$ $\text{эл}/\text{м}^3$ до $2 \cdot 10^6$ $\text{эл}/\text{м}^3$, в ночное время концентрация снижается до $2,5 \cdot 10^5$ $\text{эл}/\text{м}^3$. Слой F снижается в дневные часы до высот 220–240 км, а в ночное время удаляется от Земли на 300–340 км. В течение часа электронная плотность слоя F существенно отличается от среднего значения в условиях спокойного состояния ионосферы. Ионизация слоя F зависит от географической широты и долготы, что объясняется не только влиянием ультрафиолетового излучения Солнца, но и влиянием магнитного поля Земли.

На последующем удалении от Земли 500–1 500 км в ионосфере происходит резкое снижение электронной плотности от 10^4 до 10^3 $\text{эл}/\text{м}^3$.

Слоистая структура ионосферы нарушается нерегулярными явлениями:

- ионосферно-магнитными бурями;
- внезапными вспышками поглощения.

Ионосферно-магнитные бури вызываются вспышками на Солнце, извергающими потоки заряженных частиц. При этом явлении электронная плотность слоя F с увеличением его высоты уменьшается. Ионосферно-магнитные бури вносят искажения при преломлении и отражении электрических волн.

Внезапные вспышки поглощения вызваны изменением ультрафиолетового излучения Солнца. Это явление увеличивает ионизацию слоя D, поглощает короткие радиоволны, т. е. прерывает передачу радиоволн на минуты или часы.

Спорадический слой E_s – это скопление ионизированного газа с высокой электронной плотностью, перемещающегося со скоростью 150–250 км/час в каком-либо направлении внутри ионосферы. Слой E_s появляется чаще в летние месяцы года с неопределенной продолжительностью существования.

При распространении радиоволн в ионосфере электрические заряды (ионы и электроны) вступают во взаимодействие с электрическими векторами электромагнитной волны. По этой причине изменяется скорость движения волны. Взаимодействие зарядов с электрическим вектором волны, зависит от ее частоты, т. е. от длины волны, поэтому ионосфера является диспергирующей средой.

В диспергирующей среде различают фазовую и групповую скорости распространения радиоволн.

Фазовая скорость электромагнитных волн определяется зависимостью [11, 30]

$$V_p = c \left(1 + \frac{40,4 N_e}{f^2}\right), \quad (47)$$

где c – скорость электромагнитных волн в вакууме;

N_e – электромагнитная плотность ионосферы вдоль пути распространения радиоволны;

f – частота радиоволны.

Под фазовой скоростью понимают скорость переноса идеальной монохроматической волны на временном интервале от минус бесконечности до плюс бесконечности. Следует отметить, что в природе таких волн не существует, а любые реальные волны нестабильны по частоте, т. е. являются случайными и ограничены полосой частот. Таким образом, фазовая скорость может лишь приближенно характеризовать скорость переноса реального сигнала.

Групповая скорость электромагнитной волны определяется соотношением

$$V_g = c \left(1 - \frac{40,4 N_e}{f^2}\right). \quad (48)$$

При применении СРНС (GPS, ГЛОНАСС, Galileo) измерения выполняются фазовыми (измерение сдвига фаз несущей) или кодовыми (измерение времени запаздывания С/А- и Р-кода) методами.

При кодовых измерениях, где регистрируется время запаздывания модулирующих параметров, т. е. энергетических составляющих, применяется групповая скорость, как скорость переноса энергии электромагнитной волны.

Непостоянство электромагнитной плотности, временные изменения ионизации оказывают систематические и случайные искажения при фазовых измерениях СРНС. Неоднородное состояние диэлектрической проницаемости, особенно слоя F, приводит к рассеянию радиоволн, ухудшающему отношение «сигнал/шум», флуктуациям амплитуд и фаз радиосигналов.

Среднее значение диэлектрической проницаемости характеризуется выражением

$$(\varepsilon - 1) = \frac{e^2}{m_e \varepsilon_0 \omega^2} N_e, \quad (49)$$

где $N_{\text{Э}}$ – электронная плотность слоя;

e – заряд электрона;

$m_{\text{Э}}$ – масса электрона;

ε_0 – диэлектрическая постоянная;

ω – круговая частота радиоволны.

Случайные изменения диэлектрической проницаемости $\Delta\varepsilon$ описываются выражением

$$\Delta\varepsilon = \frac{e^2}{m_{\text{Э}} \varepsilon_0 \omega^2} \Delta N_{\text{Э}}, \quad (50)$$

где $\Delta N_{\text{Э}}$ – флуктуация электронной плотности $N_{\text{Э}}$.

Таким образом, из соотношений (49) и (50) следует, что изменение диэлектрической проницаемости слоя F вызывается непостоянством электронной плотности $N_{\text{Э}}$, т. е. можно принять, что

$$\frac{\Delta\varepsilon}{(\varepsilon^{-1})} \approx \frac{\Delta N_{\text{Э}}}{N_{\text{Э}}}. \quad (51)$$

Процесс изменений электронной плотности $N_{\text{Э}}$ в дневное время суток характеризуется значениями $(4-9)10^5$ эл/м³, в ночных условиях процесс пульсаций снижается и составляет $(2-4)10^5$ эл/м³ [30]. Случайные искажения электронной плотности вызывают быстрые и медленные флуктуации фаз и амплитуд.

При быстрых флуктуациях амплитуд, период которых составляет около 1 с, распределение фаз равномерно на интервале от 0 до 2π . При указанных условиях плотность вероятности волны, прошедшей через слой F на приемник, имеет распределение, подчиняющееся закону Рэлея, который описывается выражением:

$$W(a) = ae^{-a^2/2}, \quad (52)$$

где a – нормированная амплитуда помехи.

С учетом выражения (51), по формуле, приведенной в работе [30], получается

$$a = \left(\frac{P_{\text{ш}}}{P_c} \right)^{1/2} = \frac{\Delta N_{\text{Э}}}{N_{\text{Э}}} = 0,5 - 1,0.$$

Таким образом, пульсации электронных плотностей слоя F приводят к случайным и систематическим искажениям при измерениях на несущих сигналах в приемниках. Для расчета погрешностей используется формула [31]:

$$m_D = \lambda \cdot \left(\frac{P_{\text{ш}} \Delta F}{2P_c \Delta f} \right)^{1/2}, \quad (53)$$

где $\lambda = 19,2$ см – длина волны несущих сигналов;

Δf – ширина полосы пропускания цепи слежения приемника;

$$\frac{P_c}{P_{Ш}} \approx 1;$$

$\Delta F = \frac{1}{T}$ – полоса пропускания интегрирующего звена фазометра;

T – время наблюдения.

Расчеты показывают, что при записи одного отсчета в приемнике погрешность измерений составляет около 13,4 см. Для снижения влияния этого источника погрешности необходимо увеличение продолжительности наблюдений. В режиме работы «быстрая статика» за время наблюдений около 2 мин, погрешности из-за рассеяний и замираний имеют значения около 1,2 см. При увеличении продолжительности измерений в режиме «статика» воздействие быстрых флуктуаций уменьшается до значения 2 мм.

Эффективным методом снижения влияния быстрых флуктуации в режимах «быстрая статика» может служить прием спутниковых сигналов на две (четыре) антенны, разнесенные в направлении, перпендикулярном определяемой линии, на дистанции 13–15 м.

6.2. Учет влияния групповой скорости на результаты GPS-измерений

В существующих методах обработки GPS-измерений учет влияния ионосферы на результаты измерений расстояний между GPS-спутниками и двухчастотными приемниками осуществляется дисперсионными методами путем одновременных кодовых и фазовых измерений на несущих частотах f_1 и f_2 . При этом считается, что при выполнении кодовых измерений радиоволны распространяются с групповой скоростью v_g , а для обработки фазовых измерений расстояний на несущих волнах с частотами $f_1 = 1\,575,42$ МГц и $f_2 = 1\,227,60$ МГц используется фазовая скорость v_p [11].

Формулы групповой и фазовой скорости имеют вид: $V_g = c/n_g$ и $V_p = c/n_p$, где c – скорость света в вакууме, а n_g и n_p – соответственно групповой и фазовый показатели преломления. В современной литературе показатели преломления n_g и n_p этих волн определяются известными уравнениями:

$$n_g = 1 + \frac{40,4 \cdot N_e}{f^2}; \quad (54)$$

$$n_p = 1 - \frac{40,4 \cdot N_e}{f^2}, \quad (55)$$

где f – частота, Гц;

N_e – плотность электронов в ионосфере.

Из уравнения (8.10) следует, что фазовая скорость превышает скорость света в вакууме, и это явление получило название фазового опережения.

В работе [32] показано, что в диспергирующих средах фазовой скорости не существует как для оптических волн в тропосфере, так и для радиоволн в околосредней ионосфере. В задании предстоит выполнить экспериментальную проверку этих положений на основе обработки реальных двухчастотных фазовых GPS-измерений для несущих частот f_1 и f_2 с относительной стабильностью порядка 10^{-13} – 10^{-14} .

Кодовые измерения расстояний в GPS выполняются на частоте модуляции $F_p = 10,23$ МГц с использованием несущих частот $f_1 = 1\,575,42$ МГц и $f_2 = 1\,227,60$ МГц. Результаты кодовых измерений расстояний на частотах f_1 и f_2 обозначены символами P_1 и P_2 . Модулированные кодами радиоволны в ионосфере распространяются с групповыми скоростями. Для фазовых измерений расстояний L_1 и L_2 используются сигналы несущих частот f_1 и f_2 . По результатам сравнений кодовых P_1, P_2 и фазовых L_1, L_2 измерений расстояний определяется, с какой скоростью распространяются в ионосфере несущие радиоволны на частотах f_1 и f_2 (т. е. фазовой или групповой).

Результаты одновременных измерений дальностей в ионосфере для кодовых P_1, P_2 и фазовых L_1, L_2 наблюдений на частотах f_1 и f_2 можно представить в виде двух пар уравнений

$$\left. \begin{aligned} P_1 &= P + \frac{A_K}{f_1^2} = P + \Delta P_1 \\ P_2 &= P + \frac{A_K}{f_2^2} = P + \Delta P_2 \end{aligned} \right\} \quad \text{И} \quad (56)$$

$$\left. \begin{aligned} L_1 &= L + \frac{A_P}{f_1^2} = L + \Delta L_1 \\ L_2 &= L + \frac{A_P}{f_2^2} = L + \Delta L_2 \end{aligned} \right\},$$

где P_1, P_2 – расстояния, полученные при кодовых измерениях;

L_1, L_2 – расстояния, полученные при фазовых измерениях;

$\Delta P_1, \Delta P_2$ – поправки в кодовые измерения;

$\Delta L_1, \Delta L_2$ – поправки в фазовые измерения;

A_p, A_K – параметры, зависящие от состояния атмосферы;

$A_p = A_K = 40,3 \cdot \text{TEC}^*$ – параметры, характеризующие состояние ионосферы на момент измерений для кодовых и фазовых измерений.

* TEC (Total Electron Content) – интегральная концентрация.

Параметры ТЕС позволяют оценить полное число свободных электронов в ионосфере на пути S радиоволны от GPS-спутника до приемника и определяются по формуле

$$\text{TEC} = \int_S N_e(s) ds,$$

где $N_e(s)$ – переменная плотность электронов вдоль пути распространения радиоволны.

В свою очередь, коэффициенты A_K и A_P можно определить экспериментально из соответствующих пар кодовых или фазовых измерений известным способом с помощью уравнений:

$$A_K = \frac{(P_2 - P_1) \cdot (f_1^2 \cdot f_2^2)}{(f_1^2 - f_2^2)};$$

$$A_P = \frac{(L_2 - L_1) \cdot (f_1^2 \cdot f_2^2)}{(f_1^2 - f_2^2)}.$$

Тогда по найденным значениям A_K и A_P можно вычислить поправки в измеренные дальности [32]:

$$\Delta P_1 = \frac{A_K}{f_1^2} = \frac{(P_2 - P_1) \cdot f_2^2}{(f_1^2 - f_2^2)}; \quad \Delta P_2 = \frac{A_K}{f_2^2} = \frac{(P_2 - P_1) \cdot f_1^2}{(f_1^2 - f_2^2)};$$

$$\Delta L_1 = \frac{A_P}{f_1^2} = \frac{(L_2 - L_1) \cdot f_2^2}{(f_1^2 - f_2^2)}; \quad \Delta L_2 = \frac{A_P}{f_2^2} = \frac{(L_2 - L_1) \cdot f_1^2}{(f_1^2 - f_2^2)}.$$

Для используемых в GPS частот f_1 и f_2 значения отношений определяются величинами

$$\frac{f_1^2}{(f_1^2 - f_2^2)} = 2,545\,727\,78; \quad \frac{f_2^2}{(f_1^2 - f_2^2)} = 1,545\,727\,78.$$

Из уравнений (56) и (57) определить расстояния P и L до спутника, исправленные за показатель преломления ионосферы.

Для анализа авторами использованы результаты реальных измерений (прил. 3), взятые из протоколов наблюдений, выполненных по Международной программе в Новосибирске GPS-приемником фирмы Торсон [32]. Пример расчетов для одного из вариантов протокола наблюдений приведен в табл. 8, 9, 10. Расстояния P_1, P_2 и L_1, L_2 внесены в табл. 8. Для получения результатов при фазовых измерениях L_1, L_2 , умножаются числа фазовых циклов N_1 и N_2 на длины волн в вакууме $\lambda_1 = c/f_1$ и $\lambda_2 = c/f_2$, соответствующие частотам f_1 и f_2 , по формулам

$$L_1 = N_1 \cdot \lambda_1; \quad L_2 = N_2 \cdot \lambda_2, \quad (58)$$

где c – скорость света в вакууме ($c = 299\,792\,456,2$ м/с).

Таблица 8. Исходные данные

Параметры Номер варианта	Дата и время (по Грин- вичу)	Номер спут- ника	Кодовые измерения, м		Фазовые измерения, м	
			P_1	P_2	L_1	L_2
1	25.07.09 13 ч 08 мин	G 15	23 237 001,686	23 237 004,303	23 237 002,978	23 237 006,591

Первоначально рассматривается *гипотеза 1* в предположении, что фазовые измерения дальностей выполняются с помощью радиоволн, распространяющихся в ионосфере с групповыми скоростями. В этом случае, расчетные формулы для определений, исправленных за ионосферу расстояний P и L , представляются в виде:

$$\left. \begin{array}{l} P' = P_1 - \Delta P_1 \\ - \text{ на частоте } f_1 \\ L' = L_1 - \Delta L_1 \end{array} \right\} \text{ и } \left. \begin{array}{l} P'' = P_2 - \Delta P_2 \\ - \text{ на частоте } f_2. \\ L'' = L_2 - \Delta L_2 \end{array} \right\}$$

Результаты расчетов поправок представляются в виде табл. 9.

Таблица 9. Расчеты поправок

Параметры Номер спутника	ΔP , м	ΔL , м	ΔP_1 , м	ΔP_2 , м	ΔL_1 , м	ΔL_2 , м
G 15	2,617	3,613	4,045	6,662	5,585	9,198

Для *гипотезы 2* выполняются расчеты в предположении, что измерения длин L_1 и L_2 выполняются с фазовой скоростью. Тогда в результаты измерений следует ввести те же поправки, что и для групповых скоростей, но с обратными знаками. Таким образом, расчетные формулы приобретут вид:

$$\begin{array}{l} L' = L_1 + \Delta L_1 - \text{ на частоте } f_1; \\ L'' = L_2 + \Delta L_2 - \text{ на частоте } f_2. \end{array}$$

Сводная ведомость исправленных расстояний для групповой и фазовой скоростей представляется в виде табл. 10.

Таблица 10. Исправленные расстояния

Номер спутника	Кодовые измерения расстояний P , м	Фазовые измерения длин L , м			
		L Групповая скорость (гипотеза 1)		L Фазовая скорость (гипотеза 2)	
G15	P Групповая скорость $P' = P''$	L'	L''	L'	L''
G15	23 236 997,641	23 236 997,393	23 236 997,393	23 237 008,563	23 237 015,789

Анализ расчетов показывает, что из данных табл. 8 для расстояний с использованием группового показателя преломления (гипотеза 1) между кодовыми P и фазовыми измерениями L расхождение составляет около 0,3 м. Это различие объясняется тем, что на частотах $f_1 = 1\,575,42$ МГц и $f_2 = 1\,227,60$ МГц фазовые измерения дистанций L_1, L_2 по точности оцениваются инструментальной погрешностью до одного сантиметра. Частота, на которой выполняются кодовые измерения $f_p = 10,23$ МГц, на два порядка ниже, чем любая из частот для фазовых измерений, следовательно, погрешность измерения расстояний на частоте f_p на два порядка хуже и может оцениваться долями метра. Таким образом, выполненные расчеты показывают хорошее согласие результатов кодовых и фазовых измерений при использовании групповой скорости.

Использование фазовой скорости, согласно гипотезе 2, приводит к отклонению кодовых измерений P от точных фазовых измерений L' на частоте f_1 примерно на 10 м, а расстояний L'' на частоте f_2 – уже около 20 м. Следовательно, применение фазовой скорости в ионосфере значительно искажает измеренные расстояния и может служить источником дополнительных погрешностей GPS-измерений.

Выполненные расчеты показали, что использование в настоящее время фазовой скорости в ионосфере для обработки GPS-измерений негативно влияет на результаты определения абсолютных координат и, в меньшей степени, ухудшает относительные измерения. Для одновременных измерений при вычислении относительных приращений координат эти погрешности носят систематический характер и, в основном, взаимно компенсируются.

Выводы:

- использование только групповой скорости для обработки фазовых GPS-измерений позволит повысить точность определения координат и расстояний, выполненных GPS-приемниками;

- результаты расчетов показывают, что в средах с аномальной дисперсией не нарушается основное положение теории относительности о том, что скорость переноса амплитуды, мощности и энергии волн не превышает скорости света в вакууме.

7. МЕТРОЛОГИЧЕСКАЯ АТТЕСТАЦИЯ ГЛОНАСС/GPS-АППАРАТУРЫ

Метрологическая аттестация приборов проводится с целью выявления систематических и случайных погрешностей и оценки их значений. Применительно к спутниковым радионавигационным системам аттестации подлежат дальномерные погрешности аппаратуры.

Дальномерные погрешности вносятся всеми сегментами аппаратуры СРНС:

- контрольно-измерительными комплексами;
- оборотованием навигационного спутника;
- аппаратурой потребителя.

Контрольно-измерительными комплексами определяется эталон времени для всей совокупности спутников ГЛОНАСС или NAVSTAR. В качестве эталона временной шкалы используются водородные генераторы (квантовые стандарты частоты). Случайный уход частоты от номинала составляет $5 \cdot 10^{-14}$.

В спутниковых созвездиях ГЛОНАСС и GPS систематические и случайные погрешности образуются при формировании временных шкал и эфемерид.

В бортовых хронизаторах (преимущественно цезиевых стандартах частоты) стабильность частот, т. е. временных шкал поддерживается на уровне $5 \cdot 10^{-13}$. Однако, кроме случайной погрешности в течение суток наблюдается систематический уход временных шкал от номинала. Для цезиевого генератора он составляет 25 нс. Поэтому систематический сдвиг шкал бортового хронизатора не должен выходить за пределы 10 нс для GPS и 20 нс для ГЛОНАСС. Это достигается с учетом разовой связи со спутником в течение суток. Компенсация ухода временной шкалы от номинала достигается подбором математических полиномов, учитывающих изменение частоты, индивидуальное для каждого спутника.

Электрические задержки в электронном блоке спутника (участок электрической цепи от стандарта частоты до фазового центра передающей антенны) содержат систематические и случайные составляющие. Систематическая часть задержки является индивидуальной для каждого спутника, она проверяется и выявляется при калибровке аппаратуры спутника при изготовлении и передаче служебной информации. Случайная составляющая не превышает величины 3 нс.

Эфемеридные погрешности спутника могут быть спроецированы в эквивалентные погрешности наземных расстояний. С учетом среднеквадратической эфемеридной ошибки в 1 м [3] погрешность в наземной трассе оценивается по известной зависимости [20]

$$\frac{m_H}{H} = 5 \cdot 10^{-8},$$

где m_H – эфемеридная погрешность (1 м);

H – средняя высота спутника над земной поверхностью (определяется значением $2 \cdot 10^7$).

В целом, применительно к потребителю, контрольно-измерительный комплекс и оборудование навигационного спутника вносят ошибки, определяемые величиной $5 \cdot 10^{-8}$.

Метрологическая аттестация аппаратуры потребителя (приемника) проводится на основе поверочных схем, которые устанавливают порядок передачи единиц измерений от государственного эталона к рабочим средствам измерений. Поверочные схемы устанавливают «многоступенчатую передачу поверительной физической величины от исходного государственного эталона до рабочего средства измерения» [4, с. 99]. Пример такой поверочной схемы приведен на рис. 36.

Основным элементом структуры поверочных оценок являются прямые измерения линейных базисов в диапазоне от 24 м до 10 км аппаратурой потребителя.

На дистанциях свыше 10 км практикуются непосредственные сличения с контрольными измерениями, выполненными светодальномерами. Но по точностным параметрам приемники СРНС и светодальномеры оцениваются одинаковыми значениями на этих дистанциях, и решение задач метрологической аттестации становится проблематичным.

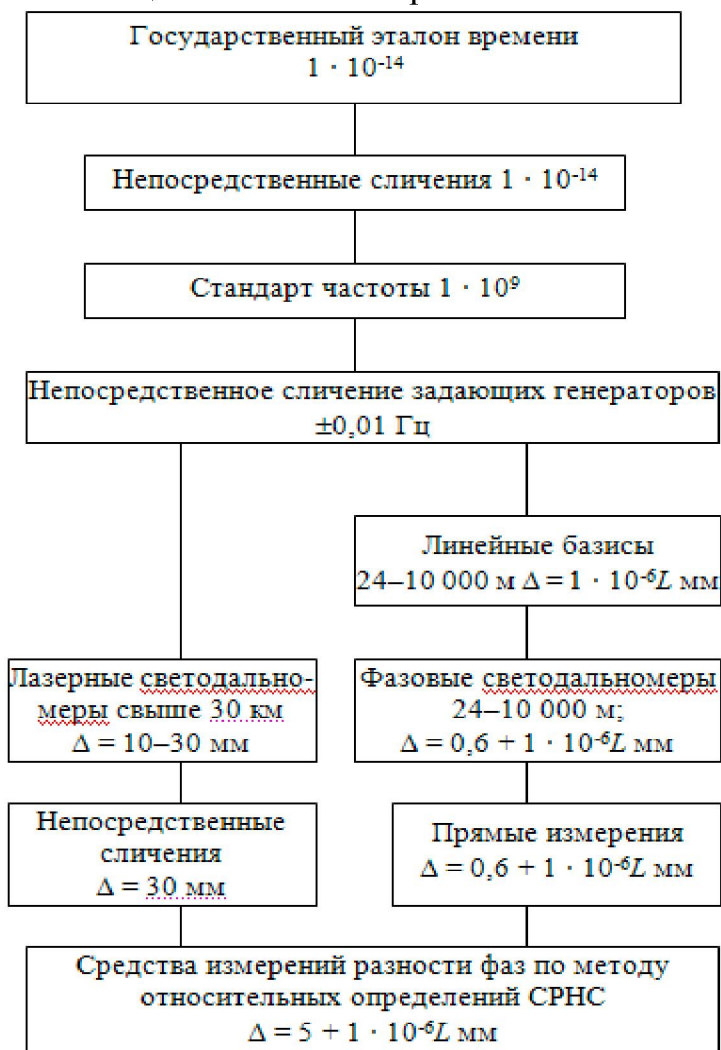


Рис. 36. Поверочная схема аппаратуры пользователя

Дополнительными факторами, оказывающими негативные влияния на метрологическую аттестацию, являются [12, 20]:

- нестабильность кварцевых генераторов приемников СРНС, оцениваемая величиной $1 \cdot 10^{-6}f$;
- несинхронность спутниковых частот, возникающая из-за доплеровского смещения, что составляет $1 \cdot 10^{-6}f$;
- несферичность фазового фронта антенн.

При метрологической аттестации приемников СРНС, измеряющих дистанции от 100 до 500 км и выше, в качестве эталонных используются измерения, выполненные по методу радиоинтерферометрии сверхбольших длин (РСБД). Принципы реализации таких измерений приведены в прил. 4.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Успешное развитие современных спутниковых радионавигационных систем (GPS, ГЛОНАСС, Galileo) определяет перспективные направления в формировании информационных технологий.

Совершенствование конструирования космической аппаратуры позволит решить проблемы долговечности спутников на орбитах, повышать автоматизацию управления с наземных контрольно-измерительных комплексов, обеспечить прохождение радиосигналов в любых погодных условиях.

Следует ожидать появления новых функциональных возможностей, новых идей и потребностей при создании портативных спутниковых приемников.

В частности, возможно дальнейшее решение задач автомобильной безопасности – отслеживание координат автомобилей, скорости их передвижения, передача информации о движении автомобилей через сотовую связь на посты контроля.

Спутниковая аппаратура способна отслеживать и оптимизировать движение поездов с применением автоматического торможения при наличии опасности.

Практически спутниковая навигация позволит решать чрезвычайно сложные задачи регулирования и выведения летательных аппаратов на взлетно-посадочных полосах, где следует обеспечивать дециметровые точности в любых погодных условиях.

Спутниковые системы позволяют решить навигационные задачи при прохождении судов в морях и океанах, а в дальнейшем – обеспечить непрерывное отслеживание маршрутов всех судов, находящихся в плавании.

Следует ожидать активного внедрения спутниковой аппаратуры в сельскохозяйственное производство, где будет решена задача не только координатного обеспечения полей, но и отслеживания мониторинга растений.

Активное внедрение спутниковой навигации в сетевую коррекцию наземными механизмами позволит решать задачи роботизации производства, особенно при управлении машинами в горнорудном производстве.

Разрабатываются портативные приемники сотовой связи с встроенными навигационными операциями определения местоположения, маркировки объектов, направлений передвижения.

Портативные приемники в цифровом исполнении, встроенные в цифровые фотокамеры, позволят получать на изображении точные координаты того места, где был выполнен этот снимок.

Миллиметровые и субмиллиметровые точности, достигаемые приемниками геодезического назначения, позволяют решать фундаментальные научные задачи, в том числе, в науках о Земле.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1. ПРИНЦИПЫ РАБОТЫ РЕГИСТРА

Регистр – устройство, предназначенное для ввода (записи), хранения и выдачи (считывания) цифрового кода (двоичного кода). Основным элементом регистра – двоичная ячейка памяти.

Выделяют две категории регистров: параллельный и последовательный. Если запись разрядов в регистре проводится одновременно, то регистр – параллельный.

Более экономичным является последовательный регистр, в котором осуществляется последовательная запись цифрового кода.

Регистры конструктивно выполняются на D -триггерах, т. е. триггерах, работающих в ждущем режиме. На рис. П.1.1 показана схема трехразрядного регистра, а на рис. П.1.2 приведены временные диаграммы входа и выхода сигналов на разрядах регистра [26].

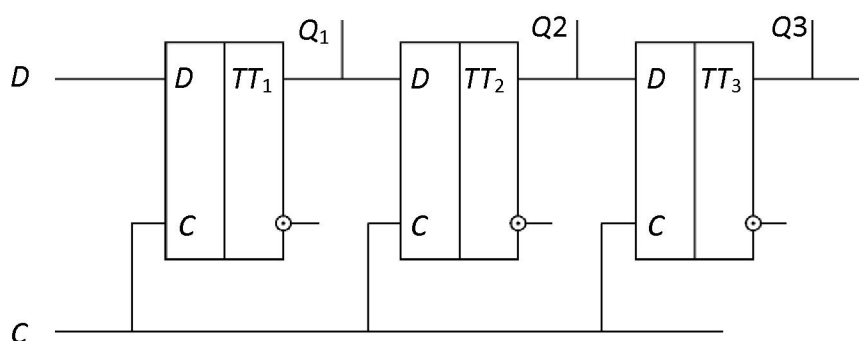


Рис. П.1.1. Функциональная схема регистра: D – информационный вход; C – вход тактовых импульсов; Q_i – состояние записи информации

Тактовые импульсы поступают на вход C одновременно на все D -триггеры. Записываемый цифровой код поступает на вход D первого триггера и при совпадении во времени с тактовым импульсом, происходит срабатывание триггера TT_1 . На выходе TT_1 (на графике Q_1) формируется единичный импульс, срез которого совпадает во времени со следующим тактовым импульсом C . Цепь тактовых импульсов C подключена ко всем триггерам регистра, поэтому появление импульса на Q_1 вызывает срабатывание триггера TT_2 при подаче тактового импульса. Таким образом, происходит заполнение всех разрядов регистра.

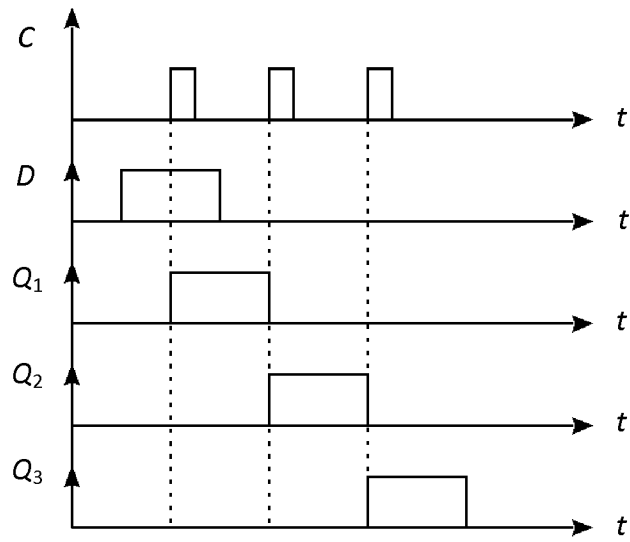


Рис. П.1.2. Временные диаграммы работы регистра

ПРИЛОЖЕНИЕ 2. СПУТНИКОВЫЕ ЛАЗЕРНЫЕ ДАЛЬНОМЕРЫ

Спутниковые лазерные дальномеры применяются в кванто-оптических станциях для коррекции местоположения орбит. Для этих целей спутники оснащены панелями трипель-призменных отражателей.

Расстояния определяются импульсным методом с использованием формулы

$$D = \frac{V \cdot \tau}{2}, \quad (\text{П.2.1})$$

где V – скорость распространения лазерного излучения в атмосфере;
 τ – время распространения излучения до спутника и обратно.

Работа спутникового дальномера основывается на функциональной схеме, обобщенный вид которой представлен на рис. П.2.1.

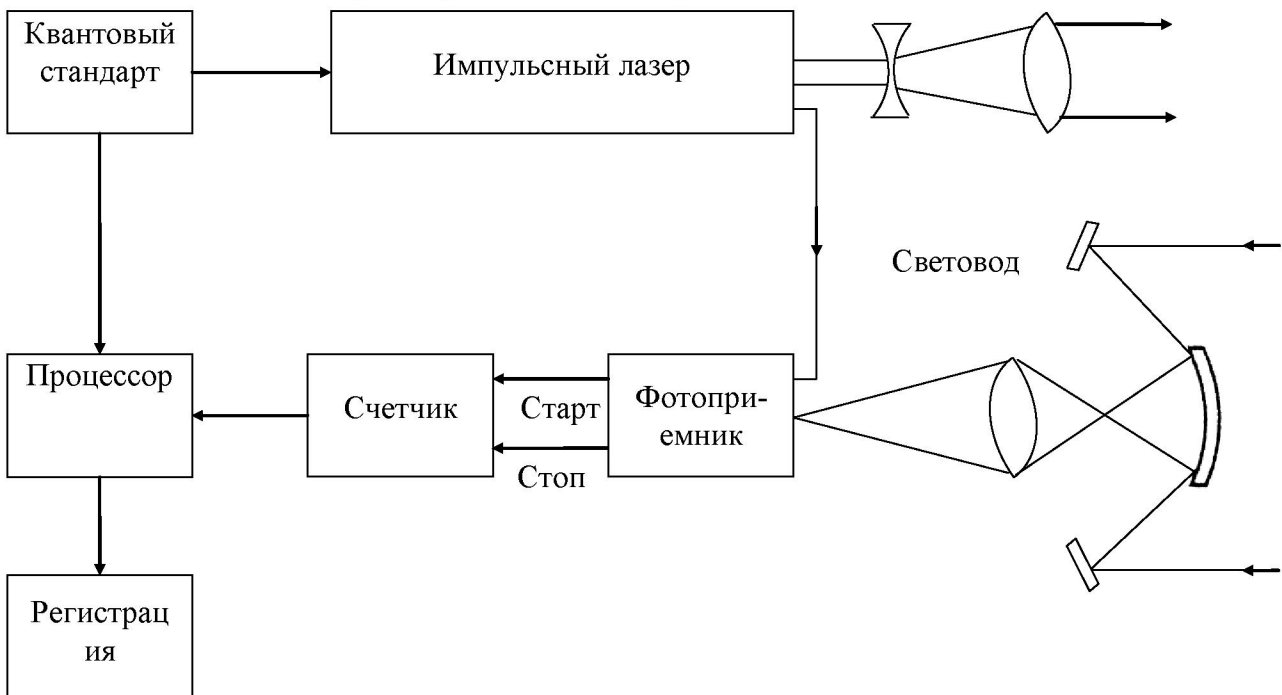


Рис. П.2.1. Принцип действия лазерного импульсного дальномера с атомным стандартом частот

Импульс света, излучаемый лазером, с помощью передающей оптической системы направляется на спутниковый отражатель. Небольшая часть мощности излучаемого импульса по световоду направляется на фотоэлектронный умножитель (ФЭУ). Этот световой пучок, преобразованный в электрический ток, с выхода ФЭУ поступает на электронный счетчик, где формируется сигнал, запускающий начало счета временного интервала (сигнал «Пуск»).

Световой импульс, отраженный от спутника, фокусируется приемной оптической системой на фотокатод ФЭУ. Из этого сигнала формируется электронный импульс, прекращающий работу счетчика (сигнал «Стоп»).

Квантовый стандарт частот (КСЧ) регулирует время излучения светового импульса лазером, а также формирует счетные импульсы для фиксации временного интервала счета. Информация со счетчика поступает на процессор,

который по временному интервалу, полученному на счетчике, с учетом скорости распространения электромагнитных волн определяет расстояние между станцией и спутником.

Системы спутниковых лазерных дальномеров являются сложными конструкциями, оформленными в виде лазерных стационарных станций.

В дальномере предусмотрена автоматизированная система слежения за смещением спутника по орбите, управляемая процессором. Система обеспечивает постоянство местонахождения изображения отражателя в поле зрения объектива.

Развитие спутниковой лазерной дальнометрии проводилось в несколько этапов. Благодаря этому значительно повысилась мощность излучения светового потока, проведено сжатие светового импульса, разработана методика излучения серий импульсов с отчетом временного интервала по средне-взвешенному состоянию принятого сигнала.

Параметрические характеристики дальномеров:

- мощность излучения светового импульса – $1 \cdot 10^9$ Вт;
- длительность одиночного импульса – $0,1 \cdot 10^{-9}$ с;
- число импульсов в серии излучения – от 40 до 100;
- период следования импульсов в серии – $1 \cdot 10^{-8}$ с;
- частота следования серии импульсов – 4 Гц;
- длины волн излучаемых световых импульсов – 7,6; 0,53 мкм;
- диаметры отражательных призм – от 4,7 до 9 см;
- число отражательных призм, установленных на спутниках, – от 40 до 100.

Погрешность измерения расстояния «станция – спутник» определяется значением порядка 10 см.

Лазерные спутниковые дальномеры, построенные по спецтехнологии, были применены для измерения расстояний до Луны (США и СССР).

Световой пучок направлялся на отражатель, установленный на Луне. Три отражателя были установлены космонавтами США, два из них содержали по 100 трипель-призм диаметрами 4,7 см, а третий отражатель был смонтирован из 300 призм таких же диаметров.

Космическим агентством СССР с помощью луноходов были установлены два отражателя с количеством трипельпризм по 14 в каждом. Отражатели были разработаны по совместному проекту «СССР – Франция» (диаметры призм 9 см).

Расстояние до Луны было измерено в процессе многократных экспериментов. Результаты измерений оцениваются погрешностями в пределах 15 см.

Задачами, решаемыми при измерении расстояний до Луны, были:

- исследование движения полюсов Земли;
- установление закономерностей вращения Земли;
- исследование фигуры Луны.

**ПРИЛОЖЕНИЕ 3. РЕЗУЛЬТАТЫ РЕАЛЬНО ИЗМЕРЕННЫХ
РАССТОЯНИЙ «НАБЛЮДАТЕЛЬ – СПУТНИК»**

Номер вари- анта	Спутники	P_1 , м	P_2 , м	N_1 , фаз. циклы	N_2 , фаз. циклы
Data 23.06.2009 Time 13 h 7 m 40 s					
1	G7	23002144,959	23002148,544	120877091,206	94189954,94745
2	G8	20528026,350	20528030,176	107875509,742	84058858,64146
3	G11	21836730,043	21836732,884	114752796,243	89417781,68546
4	G15	23240706,150	23240708,801	122130733,182	95166823,54145
5	G17	23167802,867	23167806,046	121747628,257	94868295,72145
6	G19	23187006,156	23187008,616	121848546,277	94946934,04245
7	G28	20938476,157	20938478,441	110032439,195	85739580,01546
Data 23.06.2009 Time 13 h 7 m 50 s					
8	G7	23009107,300	23009110,497	120913677,728	94218463,93145
9	G8	20530938,417	20530942,192	107890812,648	84070782,98946
10	G11	21833796,543	21833799,309	114737380,873	89405769,72246
11	G15	23240514,192	23240516,896	122129725,484	95166038,33245
12	G17	23161598,729	23161602,098	121715028,206	94842893,11545
13	G19	23193269,857	23193272,176	121881462,697	94972583,21345
14	G28	20936448,083	20936450,303	110021781,151	85731275,05446
Data 23.06.2009 Time 13 h 8 m 0 s					
15	G7	23016065,618	23016068,843	120950243,456	94246956,66945
16	G8	20533853,762	20533857,288	107906131,997	84082720,10846
17	G11	21830865,527	21830868,120	114721977,822	89393767,32246
18	G15	23240326,020	23240328,817	122128736,804	95165267,90945
19	G17	23155390,470	23155394,148	121682404,566	94817472,08345
20	G19	23199529,769	23199531,802	121914358,462	94998216,23645
21	G28	20934417,749	20934419,655	110011110,919	85722960,55846
Data 23.06.2009 Time 13 h 8 m 10 s					
22	G7	23023019,490	23023022,798	120986786,042	94275431,41945
23	G8	20536771,640	20536775,444	107921465,422	84094668,24446
24	G11	21827936,105	21827939,081	114706584,810	89381772,79446
25	G15	23240141,037	23240144,058	122127764,795	95164510,51945
26	G17	23149177,246	23149181,356	121649755,193	94792031,05445
27	G19	23205784,996	23205787,547	121947231,221	95023831,37945
28	G28	20932384,327	20932386,769	110000426,279	85714634,88446

ПРИЛОЖЕНИЕ 4. РАДИОИНТЕРФЕРОМЕТРИЯ СВЕРХДЛИННЫХ БАЗ

Радиоинтерферометрия сверхдлинных баз (РСДБ) применяется для измерения базисных линий протяженностью в сотни километров. Способ основывается на измерении сдвигов фаз радиоизлучения квазаров в пунктах, расположенных в конечных точках измеренной прямой.

Квазары – активные ядра далеких Галактик, имеющие незначительные угловые размеры и излучающие высокостабильные колебания в диапазоне длин волн от 6 до 67 см.

Процедура измерения расстояний реализуется по схеме, приведенной на рис. П.4.1.

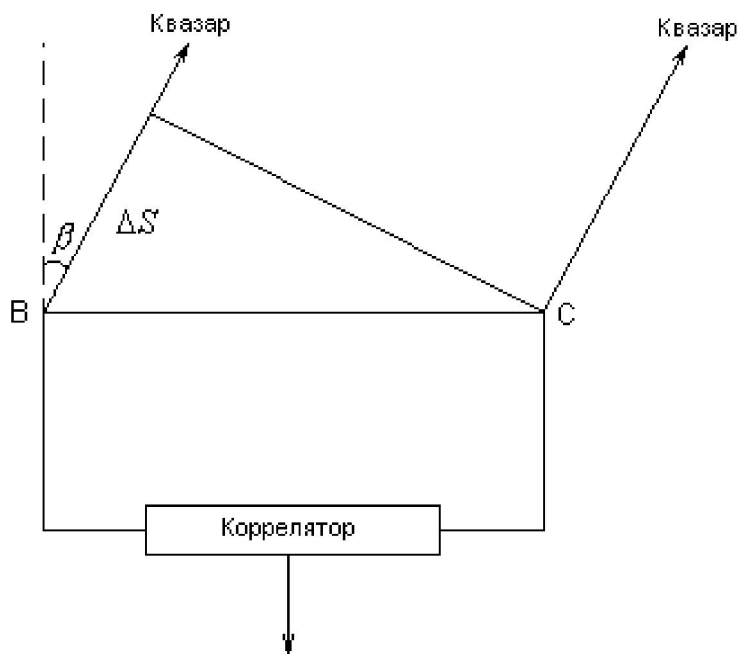


Рис. П.4.1. Схема измерения: В, С – пункты; ΔS – смещение; β – угол направления

В пунктах В и С устанавливаются большие радиотелескопы, записывающие принятые от квазара сигналы и подвергающие их корреляционной обработке, которая определяется выражением

$$R(t, \tau) = \frac{1}{T} \int_0^T A \cos 2\pi ft \cdot A \cos(2\pi ft - \Delta\varphi) dt, \quad (\text{П.4.1})$$

где A – амплитуда колебания, принятого радиотелескопом;

f – частота радиоизлучения квазара;

$\tau = [0, T]$ – временной интервал регистрации излучения;

$\Delta\varphi$ – сдвиг фазы радиоизлучения квазара в пункте А относительно фазы излучения, поступившего в пункт В.

В корреляторе регистрируется функция вида

$$R = A^2 \cos \Delta\varphi. \quad (\text{П.4.2})$$

В связи с удаленностью квазаров, радиоизлучения, поступающие в пункты В и С, следует рассматривать как параллельно направленные. В связи с этим $\Delta\varphi$ определяется выражением

$$\Delta\varphi = \frac{2\pi}{\lambda} \Delta S, \quad (\text{П.4.3})$$

где λ – длина волны электромагнитных колебаний, излучаемых квазаром;
 ΔS – запаздывание в линейной мере сигнала, поступающее в пункт С относительно сигнала, приходящего в пункт В.

Искомое расстояние D определяется зависимостью

$$D = \frac{\Delta S}{\sin \beta}, \quad (\text{П.4.4})$$

где β – угол направления на квазар.

С учетом (П.4.3) определяемое расстояние D определяется соотношением

$$D = \frac{\Delta\varphi}{2\pi} \cdot \lambda \cdot \frac{1}{\sin \beta}. \quad (\text{П.4.5})$$

Параметры λ и β измеряются радиотелескопами. Упрощенная функциональная схема радиотелескопа представлена на рис. П.4.2.

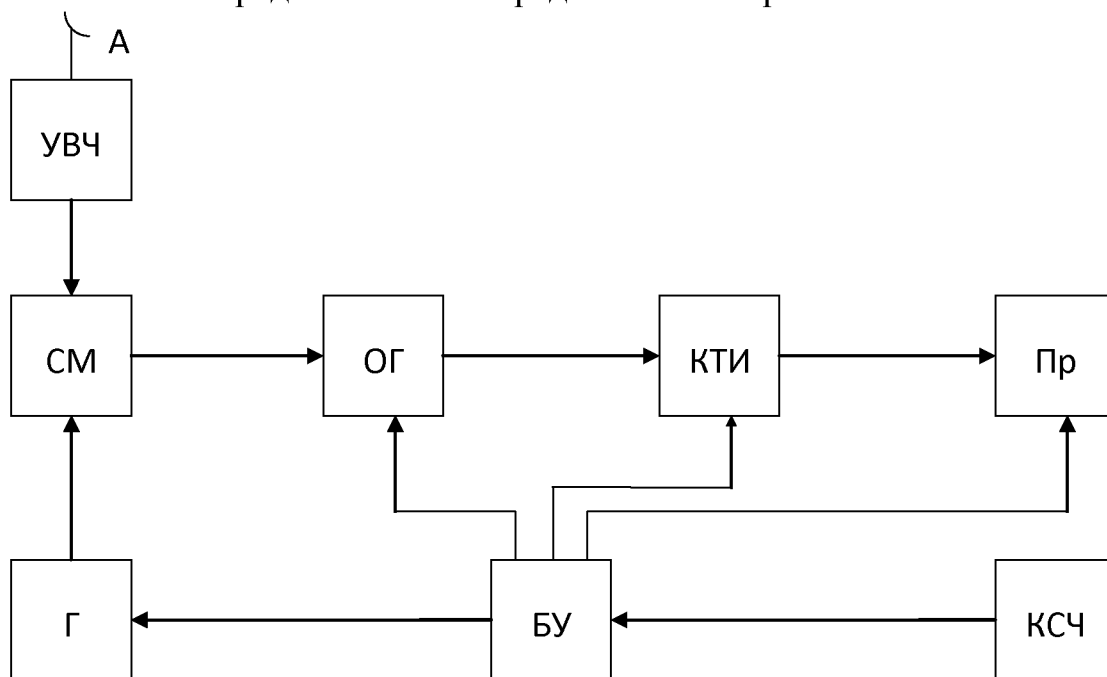


Рис. П.4.2. Функциональная схема радиотелескопа: А – антенна; УВЧ – усилитель высокой частоты; Г – гетеродин; БУ – блок управления; ОГ – ограничитель по уровню сигнала; КТИ – квантователь тактовых импульсов; Пр – процессор; КСЧ – квантовый стандарт частоты

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Лаурилла, С. Электронные измерения и навигация [Текст] / С. Лаурилла. – М.: Недра, 1981. – 48 с.
2. Камен, Х. Электронные способы измерений в геодезии [Текст] / Х. Камен. – М.: Недра, 1987. – С. 220–233.
3. Яценков, В.С. Основы спутниковой навигации [Текст] / В.С. Яценков. – М.: Горячая линия – Телеком, 2005. – 272 с.
4. Прихода, А.Г. GPS-технология геодезического обеспечения геолого-разведочных работ [Текст] / А.Г. Прихода, А.П. Лапко, Г.И. Мальцев, И.А. Бунцев. – Новосибирск: СНИИГГиМС, 2008. – 273 с.
5. Шебанов, А.А. Синхронизация мер времени и частоты по сигналам спутниковых радионавигационных систем [Текст] / А.А. Шебанов, В.С. Рабкин, В.И. Горбунов. – М.: Издательство стандартов, 1992. – 285 с.
6. Генике, А.А. Глобальная спутниковая система определения местоположения GPS и ее применение в геодезии [Текст] / А.А. Генике, Г.Г. Побединский. – М.: Картгеоцентр-Геодезиздат, 1998. – 217 с.
7. Квантовая электроника [Текст]; под ред. С.А. Ахманова, М.Е. Жаботинского и др. – М.: Советская энциклопедия, 1969. – С. 41–59.
8. Bauer, M. Vermessung and ortung mit Sateliten [Текст] / M. Bauer. – Michmann, 1992. – 263 с.
9. Синякин, А.К. Принципы работы глобальных систем местоположения (GPS) [Текст] / А.К. Синякин. – Новосибирск: СГГА, 1996. – С. 56.
10. Мищенко, И.Н. Глобальная навигационная система NAVSRAR [Текст] / И.Н. Мищенко, А.И. Волынкин // Зарубежная радиоэлектроника. – 1989. – № 8. – С. 19–58.
11. Дементьев, В.Е. Современная геодезическая техника и ее применение [Текст] / В.Е. Дементьев. – М.: Академический проект, 2008. – С. 237–309.
12. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС [Текст]; под ред. В.Н. Харлова, И. Петрова, В.А. Болдина. – М.: ИПРЖ, 1998. – 396 с.
13. Котяшкин, С.И. Определение ионосферной задержки сигналов в одночастотной аппаратуре потребителей спутниковой системы навигации NAVSTAR [Текст] / С.И. Котяшкин // Зарубежная радиоэлектроника. – 1989. – № 5. – С. 85–95.
14. Антонович, К.М. Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии. Т. 2. [Текст] / К.М. Антонович. – М.: ФГУП «Картогеоцентр», 2006. – 360 с.
15. Шебшаевич, В.С. Дифференциальный режим сетевой спутниковой радионавигационной системы [Текст] / В.С. Шебшаевич, М.Н. Григорьев // Зарубежная радиоэлектроника. – 1989. – № 1. – С. 5–32.
16. Gross, P.A. A Review of GPS go Held in Ottawa in September 1990 [Текст] / P.A. Gross // Survey Review. – 1991. – Т. 31. – S. 239.

17. Манин, А.П. Методы и средства относительных определений в системе NAVSTAR [Текст] / А.П. Манин, Л.М. Романов // Зарубежная радиоэлектроника. – 1989. – № 1. – С. 33–45.
18. Синякин, А.К. Анализ погрешностей GPS-приемников в дифференциальном режиме [Текст] / А.К. Синякин, А.В. Кошелев // Вестник СГГА. – Вып. 2. – Новосибирск: СГГА, 1997. – С. 52–56.
19. Антонович, К.М. Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии. Т. 1 [Текст] / К.М. Антонович – М.: ФГУП «Картогеоцентр», 2006. – 334 с.
20. Синякин, А.К. Проблемы метрологической аттестации GPS-аппаратуры [Текст] / А.К. Синякин, А.В. Кошелев // Сб. материалов III Междунар. науч. конгресса «ГЕО-Сибирь-2007», т. 6. – Новосибирск: СГГА, 2007. – С. 130–132.
21. Синякин, А.К. Влияние возмущенной ионосферы на точность GPS-измерений [Текст] / А.К. Синякин, А.В. Кошелев // Вестник СГГА. – Вып. 2. – Новосибирск: СГГА, 1997. – С. 56–58.
22. Синякин, А.К. Исследование влияния многопутности распространения сигнала на точность определения местоположения навигационным прибором GARMIN 12 XL [Текст] / А.К. Синякин, А.М. Ерошенко, А.А. Воронин // Вестник СГГА. – Вып. 6. – Новосибирск: СГГА, 2001 – С. 32–37.
23. Лесных, И.В. Исследование влияния многопутности на результаты GPS-измерений [Текст] / И.В. Лесных, В.А. Середович, А.К. Синякин, А.В. Кошелев // Спутниковые системы связи и навигации. Т. 1. – Красноярск: КГТУ, 1997. – С. 120–124.
24. Цифровые радионавигационные устройства [Текст] под ред. В.Б. Смолова. – М.: Советское радио, 1980. – С. 151–155.
25. Радиопередающие устройства [Текст]; под ред. М.В. Благовещенского, Г.Н. Уткина. – М.: Радио и связь, 1982. – С. 354–356.
26. Игумнов, Д.В. Основы микроэлектроники [Текст] / Д.В. Игумнов, Г.В. Королев, И.С. Громов. – М.: Высшая школа, 1991. – С. 225–227.
27. Поддубная, М.С. Навигационное сообщение в спутниковой системе NAVSTAR [Текст] / М.С. Поддубная, В.В. Панкратов, А.Ю. Силина // Зарубежная радиоэлектроника. – 1991. – № 4. – С. 22–42.
28. Бетин, Б.М. Радиопередающие устройства [Текст] / Б.М. Бетин. – М.: Высшая школа, 1972. – С. 261–265.
29. Синякин, А.К. Об особенностях спектров сигналов ГЛОНАСС [Текст] / А.К. Синякин, А.В. Кошелев // Сб. материалов IV Междунар. науч. конгресса «ГЕО-Сибирь-2008», т. 1, ч. 1. – Новосибирск: СГГА, 2008. – С. 259–261.
30. Грудинская, Г.П. Распространение радиоволн [Текст] / Г.П. Грудинская. – М.: Высшая школа, 1975. – 280 с.
31. Синякин, А.К. О выборе отношения сигнал/шум в оптико-электронных дальномерах [Текст] / А.К. Синякин // Межвуз. сб. «Оптика и оптико-электронные приборы». – Новосибирск: НИИГАиК, 1989. – С. 146–149.
32. Кошелев, А.В. Методические аспекты определения скорости распространения волны в современных разделах физики [Текст] / А.В. Кошелев

// Сб. материалов V Междунар. науч. конгресса «ГЕО-Сибирь-2009». – Новосибирск: СГГА, 2009. – С. 239–247.