В. С. Яценков

ОСНОВЫ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ

Системы GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС

Москва
Горячая линия - Телеком
2005

УДК 621.396.9
ББК 32.884.1
Я92

Рецензент: *доктор техн. наук, профессор В. М. Терентьев*

Яценков В. С.

Я92 Основы спутниковой навигации. Системы GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС. – М: Горячая линия–Телеком, 2005. – 272 с.: ил.

ISBN 5-93517-218-6.

Систематизирована информация о спутниковых навигационных системах GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС. Изложена история разработки и создания систем, рассмотрены основные принципы их работы. Приведены характеристики и структура навигационных сигналов, данные о технических возможностях и параметрах действующих систем, даны определения основных понятий и терминов, перечислены наиболее познавательные ресурсы сети Интернет.

Для разработчиков и пользователей навигационных систем различного уровня подготовки, от любителей, эксплуатирующих приемники GPS в быту, до специалистов, использующих навигационные средства в повседневной работе. Может быть полезна студентам радиотехнических специальностей и аспирантам.

ББК 32.884.1

Адрес издательства в Интернет www.techbook.ru
e-mail: radios_hl@mtu-net.ru

Справочное издание

Яценков Валерий Станиславович

ОСНОВЫ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ
СИСТЕМЫ GPS NAVSTAR И ГЛОНАСС

Редактор А. Е. Павлов
Корректор В. П. Петрова
Художник Л. Г. Летинов
Подготовка оригинал-макета Ю. Н. Рысина

Лицензия ЛР № 071825 от 16.03.99 г.
Подписано к печати 02.08.2004. Формат 60×88 1/16.
Усл. печ. л. 17. Изд. № 218. Тираж 3000 экз. (1-й завод 2000 экз.).

ISBN 5-93517-218-6

© В. С. Яценков, 2005
© Оформление издательства
«Горячая линия–Телеком», 2005

ВВЕДЕНИЕ

На сегодняшний день в мире существует несколько навигационных систем, использующих искусственные спутники Земли, но предлагающими действительно глобальный сервис позиционирования практически в любом месте нашей планеты являются лишь две: российская ГЛОНАСС и американская NAVSTAR. Именно к ним принято относить популярное сокращение GPS (Global Positioning System).

Давайте взглянем на них с точки зрения обывателя, не искушенного в тонкостях технологии, но имеющего желание (и возможности) применять практические блага этой технологии в быту. Будем откровенны: большинство российских граждан представляют себе GPS исключительно по портативным приемникам или автомобильным системам навигации. Можно предположить, что и за рубежом ситуация аналогична – не стоит преувеличивать уровень технической культуры зарубежного потребителя, зачастую он ниже, чем у российского. В результате у рядового потребителя к бытовым приемникам GPS сложилось отношение как к забаве для состоятельных людей, либо как к специфическому хобби.

Отчасти причиной этого является недостаточная популяризация технологии GPS в нашей стране. Если научная сторона вопроса освещается на должном уровне, в монографиях и сборниках научных работ, то изложение информации, интересной и понятной массовому потребителю, происходит в недостаточном объеме. При подготовке материала книги мы постарались частично восполнить этот пробел. В ряде случаев мы были вынуждены пойти на сознательные упрощения и сокращения, указывая читателю на первоисточники для более глубокого изучения вопроса.

Поскольку эта книга в основном адресована студентам, инженерам, и рядовым потребителям, желающим больше узнать о GPS, давайте обсудим, является ли ваш абонентский терминал дорогой игрушкой для взрослых, или это действительно полезный прибор. Впрочем, он хорош и как чрезвычайно интересное хобби, но об этом чуть позже.

Начнем с того, что в эпиграф многих книг и статей, посвященных спутниковому позиционированию, вынесены примерно следующие слова: "Пользователь системы GPS не должен забывать, что его терминал является лишь *вспомогательным прибором*. Никакая из

существующих автоматических систем не освобождает его от необходимости знать основы и владеть навыками традиционной навигации".

В течение многих веков путешественники нуждались в методах определения своего местоположения на суше и на море. На суше можно было с удовлетворительной точностью ориентироваться по приметам ландшафта, используя компас, карту и отмечая пройденный путь. Чем подробнее карта, тем точнее удается определить свое положение на местности. Туристу или охотнику в большинстве случаев достаточно знать, как выйти на околицу деревни или к дороге федерального значения. Более подробно он ориентируется по визуальным признакам и на этом уровне ему совершенно не требуется точное знание геодезических координат.

Но стоит лишь немного усложнить ситуацию, как становится очевидной потребность в точных координатах. Например, при поисково-спасательных работах априорное знание координат может значительно сократить время поисков и спасти жизнь пострадавшим. Многие хорошо экипированные группы и отдельные путешественники имеют с собой аварийные радиомаяки. Координаты некоторых радиомаяков вычисляют, пеленгуя их со спутников. Точность этого метода во многих реальных ситуациях, к сожалению, недостаточно велика. GPS-маячки нового типа в случае опасности автоматически передают на спутник свои координаты. Но чтобы автоматически передать координаты, их сначала надо автоматически определить, не так ли? Поэтому такой маячок содержит в себе портативный приемник сигналов GPS. Очевидно, что это уже не дорогая игрушка, а эффективное средство спасения.

Далее, поисковая группа может двинуться на поиски, ориентируясь исключительно по карте. Любая карта, являясь условным изображением реальной местности, во-первых, должна быть *точно привязана* к системе координат "широта/долгота". Во-вторых, любая карта имеет определенные погрешности в изображении и привязке. У поисковой группы может просто не оказаться достаточно точной карты местности (это вовсе не редкость даже сейчас, особенно в горных районах) и реальная зона поисков при наложении всех погрешностей может "размыться" на несколько километров. Пилоты военной авиации имеют при себе аварийные маячки с автоматическим определением координат. Например, пресс-служба ВВС США неоднократно с гордостью подчеркивала, что для спасения пилотов, катапультировавшихся во время военных действий, поисковым группам для обнаружения пилотов требовалось ровно

столько времени, сколько необходимо, чтобы добраться до конкретно заданной точки.

Привязку карты можно выполнять традиционными способами, при помощи угломерных методов, для чего требуются точные часы и прибор, замеряющий в данный момент времени положение Солнца на небосводе. Такой метод требует достаточно громоздкого оборудования, кропотливой работы, специальных навыков и дает точность, недостаточную для множества современных применений. Теперь для геодезических целей существует специальное оборудование на базе дифференциальных подсистем GPS, позволяющее позиционировать контрольные точки с точностью до долей сантиметра. Причем автоматически измеряются не только координаты на земной поверхности (долгота/широта) но и высота над уровнем моря.

Геодезическое оборудование, конечно, не относится к персональным бытовым приборам, но, так или иначе, имеет к нам отношение. Рано или поздно большинство из нас либо поедет по дороге, у которой практически отсутствуют вертикальные отклонения полотна, либо воспользуется высокоточной картой, либо по мобильному телефону со встроенной GPS вызовет аварийную службу на проселочную дорогу и будет уверен, что его там найдут, причем максимально быстро.

Если на суше GPS действительно воспринимается, как дополнительное устройство, то в открытом море система спутникового позиционирования почти незаменима. Для современного яхтсмена терминал GPS – основное средство навигации. Наверняка читатели знают о том, что яхты всех знаменитых путешественников оборудованы автоматическими устройствами, позволяющими не просто поддерживать заданный курс, а двигаться по заданному маршруту. В принципе, задача поддержания постоянного курса давно решена при помощи компасов и гироскопов, но когда речь идет о маршруте, нужно постоянно знать не только курс, но и пройденное расстояние. А как его *автоматически* измерять, находясь на воде? Только при помощи GPS. Впрочем, достаточно часто можно было слышать и о том, что система спутниковой навигации отказала во время шторма и штурман был вынужден, как и много веков назад, прокладывать курс по компасу и звездам.

Те, кому доводилось использовать или видеть систему навигации для автомобилистов, пожалуй, согласятся, что сама по себе система навигации, способная показывать движущуюся красную точку на карте, имеет не столь уж большую ценность для рядового автолюбителя. Хорошая автомобильная система навигации пред-

ставляет собой развитый информационный комплекс, в котором привязка объекта к координатам играет едва ли не вспомогательную роль. В самом деле, часто ли автолюбителю необходимо знать долготу и широту своего местоположения? Ему гораздо интереснее знать, далеко ли до заправки, есть ли там рядом ресторан и гостиница. Поэтому современные автомобильные навигаторы используют компакт-диски, на которых кроме набора карт записана самая разнообразная информация справочного и рекламного свойства, вплоть до фотографий внешнего вида зданий, чтобы облегчить автомобилисту ориентацию в незнакомом городе. Сокращенно этот сервис называется IIS – Integrated Information System. Да, пока комплексные автомобильные системы GPS+IIS стоят весьма дорого, обычно от $1200 до $3000. Но такова судьба всех новинок, в предстоящем снижении цен и повышении доступности можно не сомневаться.

Надеюсь, сказанного выше достаточно, чтобы убедиться, что первоначальное впечатление о бытовом сегменте GPS, как о наборе дорогих, но малопрактичных игрушек, проистекает только из недостатка обзорной информации и неготовности самого обывателя сполна использовать все возможности GPS. Остается лишь добавить, что напрасно, наверное, многие технические обозреватели и журналисты помещают информацию о бытовых GPS-устройствах в раздел "Gadgets" *(забавные безделушки – англ).*

С точки зрения массового потребителя, система спутникового позиционирования совершила относительно "тихое" вторжение в нашу повседневную жизнь. Результаты этого вторжения далеко не так очевидны и понятны массовому потребителю, как, например, в случае с изобретением и распространением телефонной связи, телевидения или Интернет. Тем не менее, аббревиатура GPS все чаще слышна в обиходе, а соответствующее оборудование наконец-то в достаточном ассортименте и по доступной цене можно приобрести и в России.

Необходимо с самого начала внести ясность в базовую терминологию. Начнем с того, что к сожалению, фактическим "законодателем стандартов" в спутниковом позиционировании, и особенно его бытовом сегменте, стали Соединенные Штаты. Речь идет о широко распространенном потребительском оборудовании, которое во всем мире ассоциируется, прежде всего, с принадлежащей США навигационной системой NAVSTAR. Причина этого, скорее, не в национальном научном потенциале, а в том, что Соединенные Штаты смогли регулярно инвестировать в свою программу сотни

миллионов долларов, именно в тот период, когда Советский Союз переживал тяжелейшие времена застоя и последующего распада. Ведь спутниковое позиционирование – это, прежде всего, космическая программа, влекущая за собой множество сопутствующих исследований и разработок, требующих гигантских капиталовложений. Исторически сложилось так, что запустив первый спутник и являясь признанным мировым лидером в освоении космоса, наша страна до сих пор испытывает проблемы с построением собственной системы спутниковой навигации.

Завершенность национальной системы определяется не только количеством спутников на орбите, но и наличием развитой индустрии потребительского оборудования. Навигационное оборудование российского производства покрывает весьма малую часть мирового рынка. Между тем, по прогнозам Министерства торговли США, объем продаж на мировом рынке навигационных систем в 2003 г. превысит 16 миллиардов долларов. Очевидно, что фактический монополист на рынке потребительских услуг мирового масштаба объективно приобретает дополнительные рычаги политического влияния.

Сокращение GPS впервые возникло в США и означает Global Positioning System – Система Глобального Позиционирования. Строго говоря, это сокращение обобщенное, оно не является именем собственным ни одной из существующих систем. Американская система глобального спутникового позиционирования в процессе развития несколько раз меняла свое название и сейчас называется NAVSTAR. Это сокращение в *официальных* американских источниках расшифровывается как Navigation system with timing and ranging, навигационная система с определением времени и дальности. Иногда можно встретить и другой, не совсем корректный вариант: Navigation satellite timing and ranging, измерение времени и дальности посредством навигационного спутника.

Российская навигационная система имеет сокращенное название ГЛОНАСС (GLONASS) – Глобальная навигационная спутниковая система, или на английском языке Global Navigation Satellite System. Таким образом, на сегодняшний день существует две системы глобального позиционирования, NAVSTAR и ГЛОНАСС, и было бы более правильным американскую систему называть NAVSTAR GPS, а российскую GLONASS GPS. Но по упомянутым выше историко-экономическим причинам, в мировой практике сокращение GPS стало подразумевать под собой не только систему глобального позиционирования вообще, но и конкретно NAVSTAR. А когда за рубежом хотят упомянуть ГЛОНАСС, то часто делают

оговорку "Russian GPS" или "GLONASS GPS". Аналогично, в российской практике, даже среди узких специалистов, принято отечественную систему называть ГЛОНАСС, а американскую просто GPS. Например, "Модуль частотно-временной синхронизации по сигналам ГЛОНАСС/GPS".

Теперь, когда мы разобрались с сокращениями, задумаемся о том, почему система глобального позиционирования стоит того, чтобы инвестировать в нее огромные средства государственного бюджета. Проблема навигации стояла перед человечеством с древнейших времен. По сути, человек разумный всегда задавал себе два вопроса: "Где я?" и "Куда я должен двигаться?". Первый вопрос – это позиционирование на местности, второй – прокладка курса, не важно, сухопутного или морского. Все вместе это уже навигация. Простейшая навигация состояла в ориентировании на местности по визуальным ориентирам (река, гора, овраг, рисунок береговой линии). Затем человек научился ориентироваться по солнцу и звездам. Умение позиционировать себя на местности в древние времена имело гигантское значение для народа в целом. Только те народы, которые научились ориентироваться в открытом море по компасу, солнцу и звездам, могли посылать свои торговые и военные корабли через моря и океаны.

Новая эпоха предъявляет новые требования. Военным и гражданским пользователям нужна принципиально новая точность. Сейчас невозможно представить себе гигантский океанский лайнер, курс которого штурман прокладывает по солнцу, звездам и компасу.

Но наиболее очевидно проблема точного позиционирования вырисовывается, если вспомнить о чрезвычайно интенсивном воздушном движении в небе большинства стран. Как часто мы слышим о том, что самолет в тумане врезался в скалу или отклонился от курса и упал в море! Вблизи крупных городов даже незначительное отклонение от курса может стоить жизни сотням людей. Причем, в случае с авиацией, позиционирования в двух измерениях "широта-долгота" уже недостаточно. Требуется точное позиционирование по высоте, а его не мог предоставить ни один из традиционных методов навигации. Радиолокационные и лазерные высотомеры успешно измеряют расстояние от самолета до земной поверхности в конкретной точке его траектории, но это очень мало помогает *взаимно* соотнести положение двух или более самолетов в воздушном пространстве. Например, два самолета летят встречными курсами, но высотомер одного из них измеряет в данный момент расстояние до впадины, а второго до холма на земной поверхности. Получаются

два разных значения *относительной* высоты, тогда как *абсолютная* высота может совпадать. Но как измерить абсолютную высоту? В какой-то мере эту проблему удавалось решить, сочетая показания радиовысотомера, барометрического высотомера и карты местности. Но для современных условий результирующая точность таких измерений уже слишком мала и небезопасна.

Наивно было бы полагать, что только гражданские потребности послужили толчком для создания GPS. Системы глобального позиционирования и в США, и в России создавались, прежде всего, для военных целей. В 1960...1970-е гг. гонка вооружений была в самом разгаре и военные остро нуждались в высокоточной системе позиционирования, действующей в любом месте земного шара и круглосуточно доступной для любого военного объекта. Военные доктрины развитых стран к этому моменту претерпели существенные изменения. Появилось ядерное оружие, имеющее огромную разрушительную мощь, были созданы эффективные носители, способные доставить его в любой регион. Стало очевидно, что при задействовании столь мощного вооружения война просто не может быть долгой, и победит тот, кто первый и с максимальной точностью нанесет дистанционные удары по инфраструктуре противника. Первым требованием военных было создание системы точного наведения ракет и бомбардировщиков на цель. Кроме этого, военно-морской флот остро нуждался в эффективной и надежной системе навигации для ракетонесущих подводных лодок. С одной стороны, необходимо обеспечить позиционирование самой субмарины, желательно без частых всплытий, а с другой стороны, организовать наведение на цель имеющихся на борту баллистических ракет.

Следующим, после военных, крупнейшим потребителем услуг точного позиционирования являются государственные картографические службы.

Так почему же для навигационных целей используется именно спутниковая система? Во-первых, истинную глобальность навигационного сервиса может обеспечить только использование спутников, любая другая система заведомо будет иметь локальный характер. Наземные станции можно разместить только на территории своей страны или дружественных стран, морские просторы в этом случае вообще не поддаются полному охвату. Во-вторых, использование станций, находящихся на земной поверхности, не позволяет с необходимой точностью определять высоту объекта. Кроме того, использование спутников, излучающих сверхвысокочастотный сигнал, позволяет сделать пользовательское оборудование по-

настоящему мобильным. Мобильность повышается также за счет того, что максимально возможная функциональная нагрузка вынесена на спутники и наземные станции управления, а мобильное приемное устройство должно произвести лишь окончательную обработку заранее подготовленной информации.

Каждый спутник, входящий в состав GPS, излучает радиосигнал определенного рода. Любое пользовательское устройство GPS, гражданское или военное, прежде всего, является приемником этих радиосигналов. Именно поэтому возникло устойчивое бытовое словосочетание "приемник GPS". Но сигналы недостаточно принять со спутников, необходимо произвести измерение их параметров, извлечь заложенную в них информацию и произвести довольно сложные вычисления. Полученную информацию чаще всего необходимо отобразить в виде, понятном человеку. Устройство, которое проделывает все эти операции, называют пользовательским терминалом (или приемоиндикатором) GPS, тогда как просто приемник GPS обычно является лишь модулем более сложного устройства или комплексной системы. Но традиционно, в быту, мобильные терминалы GPS называют просто приемниками, и мы тоже будем придерживаться этой терминологии, исключая некоторые особые случаи.

Как это часто случается, потребности стимулируют появление новых возможностей, а новые возможности, в свою очередь порождают новые идеи и потребности. Так, например, с появлением портативных приемников GPS возникла идея создания принципиально новой автомобильной системы безопасности. Такая система способна точно отслеживать координаты автомобиля и передавать их на пост контроля, используя обычную сотовую связь. Появилась возможность принципиально перестроить систему управления движением поездов, размещая на них приемники GPS. Новая система способна не только точно отслеживать и оптимизировать движение поездов, но и автоматически включать режим экстренного торможения при опасном сближении составов.

Более того, в настоящее время GPS используется даже для решения такой чрезвычайно критичной задачи, как автоматическое выведение летательных аппаратов на посадочную глиссаду и далее до точки касания со взлетно-посадочной полосой. Разумеется, в этом случае к системе предъявляются особо жесткие требования и применяются специальные функциональные дополнения. Например, дополняющим компонентом может быть точно позиционированный наземный передатчик, имитирующий сигнал спутника (псевдолит).

За рубежом отсутствие необоснованных бюрократических преград и ценовая доступность бытовых приемников GPS сделали оборудование спутникового позиционирования обязательным элементом оснащения туристов, охотников, рыбаков – иными словами, всех, кто вынужден путешествовать вдали от дома.

Зарубежные автомобилестроительные фирмы встраивают оборудование GPS в некоторые модели автомобилей в качестве штатного оборудования. Пока это лишь дорогие модели, но наблюдается тенденция к комплектации терминалами GPS и моделей среднего ценового диапазона. Можно не сомневаться, что рано или поздно приемник GPS станет обязательным компонентом любого автомобиля.

Эти факты лишний раз доказывают, что в ближайшем будущем системы спутниковой навигации будут все больше влиять на качество нашей повседневной жизни, а информация об их устройстве и возможностях имеет большую познавательную ценность для читателей, интересующихся достижениями современной науки.

Глава 1

ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ РАДИОНАВИГАЦИИ

После изобретения радио и разработки конструкций направленных антенн, были предприняты вполне очевидные попытки применить для целей навигации радиомаяки, работающие за пределами оптической видимости. Кроме морской навигации, радиомаяки стали широко применяться (и применяются до сих пор) в авиации для прокладки и коррекции курса летательных аппаратов. Как правило, они работают в диапазоне средних волн, а для приема сигнала используется комбинированная рамочная антенна с узкой диаграммой направленности. Существуют маяки УКВ-диапазона. Различают авиационные радиомаяки дальнего и ближнего привода. Радиомаяки позволяют скорректировать показания бортового магнитного компаса и частично заменить или продублировать его. Точность работы бортового радиокомпаса позволяет пилотам гарантированно выйти на такое расстояние к аэродрому, при котором возможна дальнейшая визуальная ориентация в пространстве, например, по местности (малая авиация) или огням взлетно-посадочной полосы.

Анализируя работу радионавигационных систем, основанных на радиомаяках, можно обнаружить, что традиционные радиокомпасы, решая с приемлемой точностью задачу *курсоуказания,* не позволяют решить задачу точного позиционирования на местности, т.е. определения долготы и широты объекта.

В качестве примера рассмотрим простейшую схему, изображенную на рис. 1.1. Пусть у нас имеются два береговых передатчика, А и В, и расположенный на корабле приемник О. Передатчики излучают сигнал равномерно во все стороны. Антенна корабельного приемника имеет направленное действие, т.е. когда она определенным образом повернута в сторону передатчика, амплитуда принимаемого сигнала многократно возрастает. Теоретически, если мы идеально точно определили направления на передатчики, имеющие заранее известные координаты, то мы соответственно точно определили свое местоположение на единственно возможном пересечении азимутов в точке О.

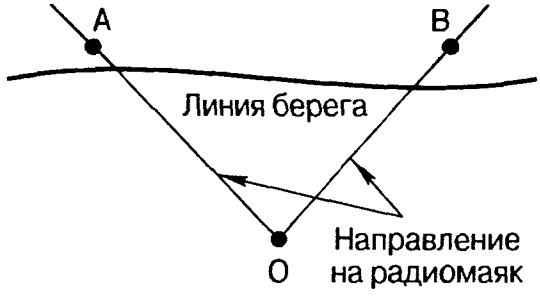

Рис. 1.1. Определение местоположения по двум радиомаякам

Расстояние до передатчиков многократно превышает длину волны, поэтому мы рассматриваем передатчики как точечные излучатели.

Проблема в том, что не существует антенн с идеальной диаграммой направленности, и чем острее направленность антенны, тем сложнее ее конструкция. Кроме того, если мы хотим, чтобы система позиционирования действовала за пределами оптической видимости, мы должны использовать достаточно длинные радиоволны, способные огибать горизонт. Но чем больше длина волны, тем большие физические размеры должна иметь идеальная направленная антенна. Поэтому точность действия направленной антенны ограничена ее разумными конструктивными размерами.

Погрешность определения азимута на радиомаяк, представленную в виде некого угла φ (рис. 1.2,*а*), путем простейших геометрических преобразований можно условно спроецировать во встречный угол φ' с вершиной в позиции радиомаяка (рис. 1.2,*б*).

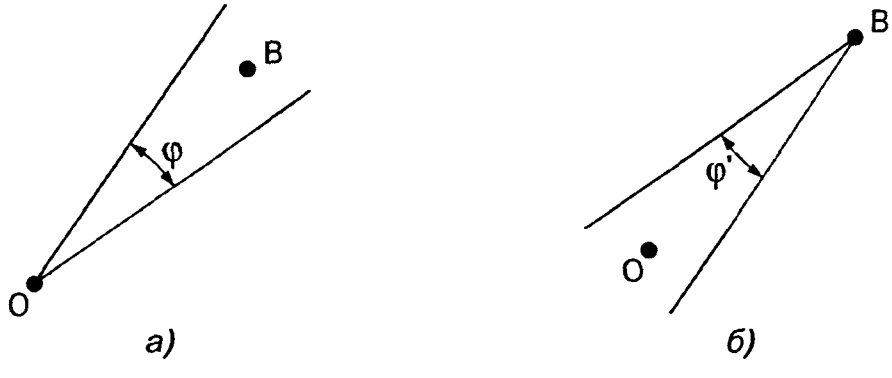

Рис. 1.2. Погрешность определения направления на радиомаяк (*а*) и обратный угол погрешности определения направления (*б*)

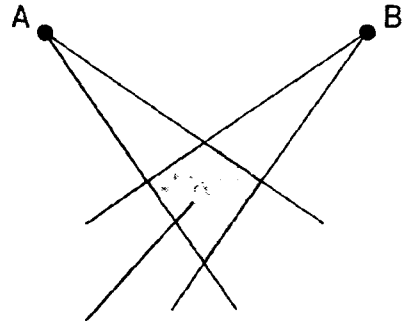

Рис. 1.3. Влияние угловых погрешностей ориентации антенны

Очевидно, что с учетом погрешности определения азимутов, вместо точных координат мы получаем некую область *вероятного* местонахождения, как показано на рис. 1.3.

На расстояниях до радиомаяков, исчисляемых сотнями километров, погрешности измерения азимута в доли градуса проецируются в погрешности измерения местоположения, исчисляемые сотнями метров. На протяженных воздушных трассах погрешность позиционирования летательного аппарата достигает нескольких километров по величине бокового отклонения от трассы [1].

В стационарных условиях можно заметно сузить область вероятного местонахождения, принимая за основу такой угол ориентации антенны, который является средним между двумя крайними достоверными положениями. Однако на практике, в условиях нестабильно движущегося объекта, каким может являться небольшое судно, выбрать правильные направления чрезвычайно сложно, поскольку требуется гироскопирование всего приемного антенного узла. Подобные механические системы весьма дороги и ненадежны.

Кроме этого, в случае с двумя передатчиками А и В, если они расположены на одной линии с приемной антенной, возникает абсолютная невозможность определения местоположения. Наличие третьего радиопередатчика устраняет проблему неоднозначности, но лишь незначительно повышает точность местоопределения.

Следовательно, для успешного решения задачи местоопределения необходимо измерять дальности, т.е. расстояния между приемником и передатчиками. Зная лишь дальности до трех передатчиков, расположенных в одной плоскости с приемником, можно однозначно решить задачу местоопределения, как это схематически показано на рис. 1.4.

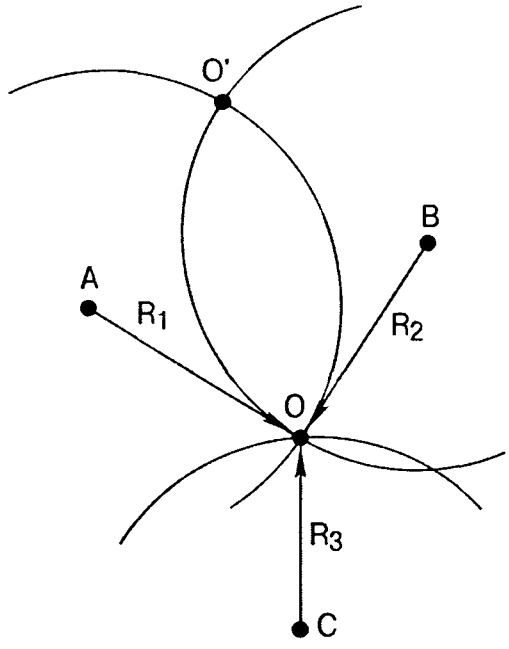

Рис. 1.4. Определение координат объекта по трем дальностям

Координаты объекта (точка О) являются координатами точки пересечения воображаемых окружностей с радиусами R_1, R_2 и R_3, равными дальностям. Третий передатчик необходим для устранения возможной неоднозначности, возникающей при пересечении двух окружностей (точки О и О'). Очевидно, что в случае с измерением дальностей направленность действия приемной антенны не влияет на точность позиционирования. Но решающее значение приобретает точность синхронизации шкал времени передатчиков и приемника и величина погрешности, возникающей при измерении времени распространения сигнала.

Появление в 1960-х годах чрезвычайно точных атомных часов позволило существенно снизить погрешности дальномерного метода, до уровня, достаточного для широкого применения его на практике.

Практическим воплощением дальномерного метода в США является морская навигационная система LORAN (Long Range Aid to Navigation – Навигационное оборудование дальнего радиуса действия), имеющая чрезвычайно большое значение в истории развития GPS, поскольку в ней впервые было использовано определение времени прохождения сигнала от передатчика до приемника, получившее дальнейшее развитие в системах спутниковой навигации. Значение скорости распространения радиосигнала давно известно науке, поэтому, измерив с достаточной точностью время распространения радиосигнала, можно легко вычислить точное расстояние до передатчика. Передатчик излучает

сигнал непрерывно, а время распространения сигнала вычисляется по набегу фазы за время прохождения радиоволнами расстояния до приемника. Поскольку относительный набег фазы прямо пропорционален времени прохождения сигнала, по разности фаз между внутренним опорным сигналом приемника и принимаемым сигналом вычисляется расстояние до передатчика.

1.1. Развитие радионавигации в США

Как это происходило и происходит с множеством высоких технологий, сначала GPS разрабатывалась как сугубо военная система, и на деньги выделенные из государственного бюджета США на нужды Министерства обороны. Военные нуждались, с одной стороны, в средствах наведения высокоточного оружия дальнего радиуса действия, и, с другой стороны, в универсальной системе навигации, доступной для массового применения в армии. Вполне очевидным решением было объединение этих двух задач в одну – создание системы точного позиционирования. Начиная с 1960-х годов Министерство обороны США начало развивать идею создания глобальной, всепогодной, непрерывно доступной, очень точной системы навигации и позиционирования.

В случае с GPS Министерство обороны США попыталось проявить редкостную дальновидность в плане последующей экономии денег. Было очевидно, что система, обладающая подобными характеристиками, имеет обширные перспективы для гражданского применения. Поэтому с самого начала от разработчиков было затребовано, чтобы оконечное (пользовательское) оборудование было доступно самым разнообразным пользователям, но при условии, что военные смогут по своему желанию и в любой момент ограничивать его функциональность, вплоть до полного блокирования. Подразумевалось также, что распространением пользовательского оборудования будет управлять Министерство обороны США, частично компенсируя свои расходы. Известно, что в итоге получилось не совсем так: разработкой, производством и продажей пользовательского оборудования занимаются многие независимые коммерческие организации, а реальная величина затрат многократно превысила первоначальные расчеты. Но, в любом случае, Соединенные Штаты не прогадали. Образно выражаясь, практически весь цивилизованный мир проглотил гигантскую наживку на крючке, который всегда можно подсечь. Вот эффектный пример: стоит правительству США полностью закрыть доступ к сервису GPS для гражданских пользователей, как во всем мире будет частично затрудне-

на, а в отдельных случаях и полностью парализована работа сетей мобильной связи. Дело в том, что для синхронизации сетей связи дешевле и проще всего использовать сигнал точного времени со спутников GPS или ГЛОНАСС, но реально в мире заметно шире распространено оборудование стандарта GPS NAVSTAR. Понимание этой проблемы привело к тому, что сейчас все большее число пользовательских приемников имеет возможность работы в двух системах.

Когда основные требования к системе были определены, Военно-морские и Военно-воздушные Силы США приступили к разработке концепции использования в целях навигации и позиционирования радиосигналов, излучаемых со спутников. Безусловно, толчком к такому пути развития послужил запуск Советским Союзом первого искусственного спутника в 1957 г. Соединенные Штаты напряженно следили за полетом советских спутников, принимая сигнал бортового передатчика на наземных пунктах с заранее известными координатами. Были изучены параметры прохождения сигнала через толщу земной атмосферы и возникающий при движении спутника по орбите доплеровский сдвиг частоты. Исследования APL (Applied Physics Laboratory, лаборатории прикладной физики) показали, что по доплеровскому сдвигу можно вычислить полную орбиту спутника. Доктор Фрэнк МакКлар (Frank T.McClure) из APL указал, что наоборот, если известна полная орбита спутника, то по доплеровскому сдвигу можно вычислить точное положение спутника на орбите. Возник интерес к обратной задаче: расчет координат приемника на основании принятых со спутника сигналов.

Военно-морские силы финансировали две программы, ставшие предшественниками GPS: Transit и Timation. Система Transit стала первой действующей спутниковой навигационной системой. Разработанная в 1964 г. в лаборатории прикладной физики имени Джона Гопкинса под руководством доктора Ричарда Кершнера, система Transit состояла из 7 низкоорбитальных спутников, которые излучали очень стабильные радиосигналы. Несколько наземных станций слежения контролировали и корректировали параметры орбиты. Пользователи системы Transit определяли свои координаты на земной поверхности, измеряя доплеровский сдвиг частоты от каждого спутника.

Изначально разработанная Военно-морскими силами для управления подводными лодками с баллистическими ракетами Polaris на борту и иными военными объектами, находящимися на поверхности океана, в 1967 г. система Transit стала доступна для гра-

жданских пользователей. Она была очень быстро приспособлена для навигации больших коммерческих судов и небольших частных катеров и яхт. Причем число гражданских пользователей быстро превысило число военных. Несмотря на то, что система Transit обеспечивала основные потребности в навигации судов, она имела много недостатков: низкое быстродействие, потребность в длительном наблюдении спутников, возможность позиционировать только стационарные или медленно движущиеся объекты, определение только двухмерных координат, отсутствие непрерывной доступности (время, когда ни один из спутников не был виден, измерялось часами), необходимость самостоятельного внесения пользователем коррективов для движущихся объектов – все это сделало невозможным применение системы в авиации и иных быстро движущихся объектах. Не последнюю роль сыграла и невозможность избирательно ограничивать доступ к системе. Тем не менее, заложенные в Transit новые технологии были очень важны для последующего развития GPS. Так, например, в GPS используется алгоритм предсказания спутников, впервые разработанный для Transit.

Второй предшественник GPS, Timation, был разработан в NRL (Naval Research Laboratory, Военно-морская исследовательская лаборатория) под руководством Роджера Истона. Программа исследований стартовала в 1964 г. и включала в себя запуск двух искусственных спутников, несущих на борту разработанные ранее сверхстабильные часы, передачу со спутника прецизионных сигналов точного времени и определение двухмерных координат приемника. Основная идея состояла в использовании синхронизированных передатчиков, излучающих закодированный сигнал. Измеряя задержку прохождения сигнала от спутников, имеющих заранее известные координаты, можно вычислить расстояние до спутников и рассчитать на основании этого координаты приемника. Таким образом, был заложен и экспериментально опробован базовый принцип работы GPS.

Первый спутник, системы Timation запущенный в 1967 г., нес на борту сверхстабильные кварцевые часы, последующие модели использовали атомный стандарт частоты (рубидиевый и цезиевый). Атомные часы позволили значительно улучшить предсказание орбит спутников и существенно увеличить промежуток между корректировками спутниковых часов с наземного пункта управления. Эти передовые разработки космического стандарта времени явились важнейшим вкладом в создание GPS. Фактически, последние два спутника системы Timation являлись действующими прототипами спутников GPS.

Тем временем, Военно-воздушные силы США работали над аналогичной технологической программой, впоследствии названной "Система 621В". Она предоставляла возможность трехмерной (широта, долгота и высота) навигации с непрерывным доступом. В 1972 г. была продемонстрирована работа системы, использующей новый метод разделения сигналов спутников – кодовое разделение на основе псевдослучайного, шумоподобного сигнала. В этом варианте все спутники излучают на одной несущей частоте, которая модулируется сверхдлинным псевдослучайным кодом (ПСК), индивидуальным для каждого спутника. Спектр такого сигнала весьма похож на спектр случайного шума с распределением по Гауссу, отчего сигнал и получил название шумоподобного.

Использование псевдослучайного кода позволяет значительно увеличить помехоустойчивость и передавать в сигнале информацию о положении спутников (эфемериды) и метки точного времени. Также при использовании псевдослучайного кодирования легко решается проблема ограничения доступа. В простейшем случае, коды могут быть как открытыми для общего пользования, так и секретными. Гражданским пользователям доступны только открытые коды, поэтому достаточно по команде с наземного пункта управления внести преднамеренные погрешности в информацию, передаваемую открытыми кодами, как работоспособным останется только военное оборудование, а гражданские приемники перестанут функционировать с приемлемой точностью.

Для испытания технологии ПСК американские ВВС произвели серию экспериментов на испытательном полигоне Белая Пустыня в Нью-Мехико. Для имитации спутников использовались передатчики, размещенные на воздушных шарах и самолетах. Экспериментальное оборудование позиционировало самолет с точностью до сотых долей мили. Одновременно была сформулирована концепция глобальной системы из 16 спутников на геостационарных орбитах, чьи проекции на земную поверхность образовывали четыре овальных кластера, вытянутых на 30 градусов севернее и южнее экватора. Эта особая геометрия допускала последовательное развитие системы, поскольку для демонстрации реальной работоспособности было достаточно четырех спутников. Следовательно, один полный кластер из четырех спутников обеспечивал 24-часовое покрытие определенного географического региона (например, Северной или Южной Америки).

Тем не менее, вплоть до 1973 г. не было заметного сдвига в разработке полномасштабной "Системы 621В". Частично причиной этого явилась поддержка со стороны ВВС дополнительных разра-

боток по спутниковой навигации, основанных на нескольких параллельных инициативах от различных организаций. Начиная с 1960-х, ВМФ США, ВВС США и сухопутные силы независимо друг от друга работали над радионавигационной системой, обеспечивающей всепогодное 24-часовое покрытие, и с точностью, достаточной для военного применения соответствующими службами. Лаборатория прикладной физики разработала техническое обеспечение для системы Transit и собиралась усовершенствовать систему, тогда как Военно-морская исследовательская лаборатория энергично расширяла систему Timation; сухопутные силы предлагали использовать собственную систему, названную SECOR (Sequential Correlation of Range, последовательное вычисление дальностей). Возникшая ситуация начала беспокоить Министерство обороны США, поскольку различные стратегии построения системы были опробованы на практике и пришло время для построения единой концепции. Для координации усилий всех исследовательских групп, разрабатывающих различные навигационные системы, Министерство обороны США основало трехсторонний объединенный комитет, названный NAVSEG (Navigation Satellite Executive Group). В течение последующих нескольких лет комитет окончательно определил, какой должна быть система спутниковой навигации – количество спутников, высоту орбит, коды сигналов, метод модуляции – и сколько все это будет стоить.

Наконец, в апреле 1973 г., Военно-воздушные силы были утверждены, как ведущий разработчик, объединяющий различные концепции построения систем спутниковой навигации в единую всеобъемлющую систему военного назначения, известную, как DNSS (Defense Navigation Satellite System, оборонительная система спутниковой навигации). Новая система должна была разрабатываться в Объединенном Центре разработок ВВС в партнерстве со всеми заинтересованными военными службами. Взаимодействием между различными службами с целью разработки концепции DNSS руководил полковник ВВС Брэд Паркинсон, программный директор Объединенного Центра.

К сентябрю 1973 г. была создана компромиссная система, вобравшая в себя все лучшие опции от прежних программ ВВС и ВМФ. Структура сигнала и частоты были заимствованы от "Системы 621В". Орбиты спутников основывались на структуре, предложенной для системы Timation, но с большей высотой, обеспечивающей 12-часовой период обращения вместо 8-часового. Обе системы предполагали использование атомных часов на спутниках,

но только ВВС проверили эту идею на практике. Система, построенная по сформулированной концепции, теперь известна, как система глобального позиционирования NAVSTAR. В декабре 1973 г. Министерство обороны США утвердило и профинансировало первый этап разработки NAVSTAR GPS (планом работ было предусмотрено три этапа).

Опробование основной идеи GPS (1974-1979)

Первый этап подразумевал экспериментальное подтверждение пригодности общей концепции спутниковой навигационной системы, демонстрацию заложенного в нее потенциала и конкретизацию дальнейшего плана работ. Во второй этап включались полномасштабные инженерные разработки, в третий – производство и развертывание сегментов GPS. Исходная программа оценивалась приблизительно в 100 миллионов долларов и подразумевала изготовление четырех спутников, запуск ракет-носителей, три типа оконечного оборудования, средства управления спутниками и всестороннюю программу испытаний.

Самые первые спутники NAVSTAR на самом деле были двумя переделанными спутниками системы Timation, созданными в Военно-морской исследовательской лаборатории. Известные ныне, как технологические навигационные спутники №1 и №2, они несли на борту атомные часы, первые из когда-либо запущенных в космос. Несмотря на то, что эти экспериментальные спутники функционировали лишь в течение короткого периода времени между запусками в 1974 и 1977 гг., они позволили опробовать метод измерения дальности с использованием широкополосного радиосигнала и прецизионных меток времени, получаемых от орбитальных атомных часов. В качестве первого атомного стандарта использовался рубидиевый стандарт, затем более точные цезиевый и водородный.

Несколько позже были запущены и протестированы спутники GPS, известные, как "Блок 1". Эта серия спутников поддерживала выполнение большинства программ для испытания системы. Между 1978 и 1985 гг. одиннадцать спутников, построенных компанией Rockwell International, были выведены на орбиту носителем Atlas-F, один спутник был утрачен из-за аварии при запуске. Остальные постепенно утратили пригодность из-за ухудшения точности атомных часов или поломки системы контроля высоты. Тем не менее, многие из спутников первого блока прослужили значительно дольше, чем подразумевавшиеся при разработке три года – в некоторых случаях более десяти лет.

Круговые орбиты спутников последовательно увеличивались с 925 км до 13000 км, а затем достигли окончательной величины в 20145 км. Также последовательно менялась несущая частота передатчиков: сначала 400 МГц, затем 1227 МГц, и позднее достигла современного значения 1575 МГц.

Незадолго перед началом запусков "Блока 1" военные предусмотрели двойное назначение спутников GPS. В дополнение к имеющемуся оборудованию позиционирования и точного времени, спутники могли нести на борту датчики ядерного взрыва (NUDET, nuclear detonation), предназначенные для обнаружения фактов испытания ядерного оружия, выявления ядерной атаки и оценки масштабов разрушений. Система могла быть также использована для контроля за соблюдением Договора о запрещении испытаний ядерного оружия, заключенного между США и СССР в 1963 г. Впервые датчики ядерного взрыва были размещены на шести спутниках GPS, запущенных 26 апреля 1980 г. Для контроля за соблюдением запрета испытаний ВВС США и Комиссия по атомной энергии (предшественник Министерства атомной энергетики) совместно разработали серию спутников радиационного контроля, названных Vela. Датчики ядерного взрыва были также размещены практически на всех спутниках, запускаемых Министерством обороны, включая спутники NAVSTAR. Датчики, размещенные на первых спутниках GPS, не отличались от датчиков системы Vela. Впоследствии были разработаны датчики нового типа. Система обнаружения ядерных взрывов играет важную роль в контроле за выполнением Договора о нераспространении ядерного оружия от 1968 г. Министерство обороны США планирует и впредь размещать на спутниках GPS оборудование ядерного обнаружения.

Размещение датчиков ядерного взрыва непосредственно на спутниках GPS удобно еще и тем, что в случае ведения военных действий позволяет передавать первичную информацию о ядерном взрыве не только на центральную станцию слежения, но и напрямую на оконечные терминалы военных. Безусловно, это позволяет быстро принимать не только стратегические решения на уровне головного командования, но и тактические решения на местах.

Испытания пользовательского оборудования GPS начались в марте 1977 г., еще до того, как необходимые спутники были выведены на орбиту. Система наземных радиопередатчиков с питанием от солнечных батарей была размещена на крыше одного из исследовательских центров в Аризоне для симуляции сигнала от спутников GPS. Эти передатчики, названные псевдолитами (как производное от термина pseudo satellite), излучали сигнал, по структуре

идентичный сигналу спутников GPS. И хотя сигналы, приходящие от наземных передатчиков, отличаются от сигнала из космоса, они позволяли приблизительно имитировать геометрию расположения спутников. Тем временем четыре спутника были выведены на орбиту и исследовательская группа принялась испытывать различные типы пользовательских терминалов, размещенных на самолетах, кораблях, грузовиках и армейских джипах. Испытывался даже носимый человеком приемник GPS. В то время он представлял собой ранец весом около 12 килограммов.

Обобщенная структура GPS состоит из трех сегментов: космического сегмента (спутники), пользовательского сегмента (приемники) и сегмента управления. Третий сегмент GPS – прототип наземного центра управления – был размещен в Ванденберге, штат Калифорния в описанный выше период времени. Когда все базовые компоненты системы были введены в строй, Объединенный Центр объявил о переходе к следующему этапу работ – полномасштабным инженерным разработкам GPS. Это случилось в августе 1979 г.

Развитие GPS (1980 – 1989)

Этот период отмечен попытками сохранить устойчивое развитие GPS, сопровождавшееся несколькими существенными спадами.

Первый спад случился в 1979 г., когда по решению Комитета по обороне планируемый бюджет программы на период с 1981 по 1986 гг. был урезан на 500 миллионов долларов (приблизительно 30 процентов). В результате программа развития GPS была реструктурирована и ее рамки заметно сужены. Окончательное созвездие второго поколения спутников, именуемое "Блок 2", было сокращено с 24 до 18 (плюс три спутника, подготовленных в качестве аварийного орбитального запаса). Были ограничены требования к весу, энергетике, ядерной и лазерной устойчивости спутников. Также было решено временно ограничиться двумерным позиционированием на плоскости.

Хотя финансирование GPS было отчасти нестабильным в течение предыдущих этапов программы, до поры до времени она развивалась ровно, благодаря поддержке различных служб, принимавших участие в работах. Поскольку GPS это вспомогательная система, не являющаяся самостоятельным вооружением, и развивалась она "с нуля", не имея собственной долгой истории, прежние представления о стоимости разработок, как признавались сами военные, базировались на традиционных представлениях о стоимости разработки новых самолетов или танков. Открывшаяся на вто-

ром этапе бездонная пропасть грядущих материальных затрат шокировала даже американское правительство, обычно никогда не жалевшее денег на нужды военных. Сложившаяся ситуация побудила Объединенный Центр как можно скорее превратить возможности системы в нечто осязаемое, иначе говоря, "продать возможности" системы тем, кто в них реально мог бы нуждаться. Наиболее очевидным результатом на тот момент было увеличение точности бомбометания. Но этого было мало.

Как это ни покажется на первый взгляд странным, но система удобная и нужная всем военным (и гражданским) подразделениям, оказалась без должной поддержки. Законченная система GPS решала проблемы самых разных ведомств, но требовала при этом столь больших капиталовложений, что все заинтересованные ведомства заняли выжидательную позицию, ожидая, пока кто-то другой профинансирует большую часть работ. В результате программа построения GPS оказалась в сложном положении. Например, с 1980 по 1982 гг. результат выполненных работ был нулевым. Работы были продолжены лишь благодаря прямой поддержке Комитета по обороне, заинтересованного в выживании программы.

Следующий спад система GPS перенесла в результате широко известной катастрофы корабля-носителя "Шаттл" в 1986 году. Поскольку планировалось, что именно этот многоразовый корабль будет выводить на орбиту спутники GPS, катастрофа привела к задержке на 24 месяца запуска второго поколения спутников. Еще до появления носителя "Шаттл" планировалось выводить спутники на орбиту при помощи ракет-носителей "Атлас" и "Дельта", но в 1979 г. Объединенный Центр был уведомлен о решении Министерства обороны использовать для нужд ВВС принципиально новый носитель челночного типа. После аварии Объединенный Центр был вынужден вернуться к запускам спутников "Блок 2" при помощи носителя "Дельта".

Первый спутник второго блока был выведен на орбиту с мыса Канаверал в феврале 1989 г. и приступил к работе в апреле. Затем были запущены еще 23 спутника. Так же как и спутники первого блока, они были изготовлены компанией Rockwell International. Спутники второго блока отличались от спутников первого блока формой, весом и включали в себя изменения в конструкции, направленные на увеличение секретности и целостности. Под увеличением секретности понимались: возможность запрета высокоточного сервиса для неавторизованных пользователей, предотвращение навязывания (обманного ввода информации в приемник), сни-

жение чувствительности приемника к помехам. Под целостностью подразумевается способность системы GPS своевременно сигнализировать о невозможности обеспечения навигации.

Спутники второго блока, запущенные после 1989 г. имели увеличенный срок работы без контакта с наземным пунктом управления, вплоть до 180 дней. Группа таких спутников получила название "Блок 2А". Прежние спутники нуждались во взаимодействии с сегментом управления каждые три с половиной дня.

Одновременно с развитием спутникового сегмента, развивались наземный сегмент управления и пользовательский сегмент. Сегмент управления был перенесен на авиабазу Фэлкон, штат Колорадо. Система была полностью протестирована и продемонстрировала успешное взаимодействие между наземными пунктами управления, спутниками и оконечным оборудованием пользователя.

Современное военное применение GPS

В 1980-х годах GPS играла вторичную роль в реальных военных операциях, проводимых Вооруженными силами США. Например, ВМФ США использовали GPS для определения расположения минных полей в Персидском заливе в 1987 – 1988 гг., а ВВС США применяли GPS во время вторжения в Панаму в декабре 1989 года для устранения неточностей в имеющихся картах.

Кризис в Персидском заливе, случившийся в 1990 – 1991гг., стал для GPS первым полномасштабным боевым испытанием, разрешившим все сомнения в полезности системы NAVSTAR. По словам военных, во время операции "Буря в пустыне" система GPS совершила революцию в технологии проведения боевых действий на земле и в воздухе и стала одним из двух устройств, без которых не стать победителем в современной войне (под вторым устройством подразумевалась аппаратура ночного видения).

Для большинства пользователей GPS из числа задействованных во время операции "Буря в пустыне", система навигации была незаменимым техническим средством ведения боевых действий в пустыне. Спутники GPS позволили силам антииракской коалиции маневрировать, определяться на местности и вести огонь с беспрецедентной точностью 24 часа в сутки и в тяжелейших условиях – частые песчаные бури, отсутствие мощеных дорог, растительного покрова и других заметных ориентиров на местности.

Следует заметить, что не только GPS помогла военным успешно провести операцию "Буря в пустыне", но и сама эта операция стала

крупнейшим испытательным полигоном для законченной системы GPS. Специально к началу операции "Буря в пустыне" было запущено несколько спутников второго блока и шестнадцать спутников системы были переориентированы на своих орбитах так, чтобы обеспечить максимальное покрытие зоны боевых действий. Не осталось практически ни одного рода войск и разновидности боевой техники, где бы ни испытали в действии приемники GPS. Их использовали для прицельного бомбометания и корректировки артиллерийского огня, позиционирования мобильных отрядов и управления поисково-спасательными группами. Приемники GPS были установлены практически на все самолеты и вертолеты, более 10 000 портативных терминалов раздали солдатам. Конечно, во время "Бури в пустыне" испытывались и иные виды новой боевой техники, но ни одна боевая система до этого момента не испытывалась столь масштабно.

После войны в Персидском заливе Соединенные Штаты несколько раз использовали GPS в различных военных и миротворческих операциях. Например, в 1993 г. GPS использовалась для авиационной доставки продовольствия и гуманитарных грузов в Сомали. Стандартных высокоточных карт для многих районов этой страны просто не существует, поэтому использовалась привязка к заранее определенным наземным пунктам с точно известными координатами. Высадка американских войск на Гаити в 1994 г. также сопровождалась интенсивным использованием GPS. К сожалению, хоть сама по себе система надежна и точна, это не избавляет от отказов сопутствующей техники и человеческих ошибок. Кстати, известно, что во время операции "Буря в пустыне" только 10% боевой техники использовали GPS в качестве системы точного наведения, тогда как во время боевых действий в Косово GPS использовалась для этой цели в 95% случаев.

Как бы там ни было, но ошибки, допущенные во время проведения предыдущих операций, были учтены военными, и во время проведения антитеррористической операции в Афганистане явных ошибок, связанных с применением GPS отмечено не было. Напротив, ошибки случались во время визуального целенаведения. Сочетание высокоточной спутниковой съемки и ракет со сверхточным наведением позволило без особых проблем разгромить большинство прочных укрытий, сооруженных в горных тоннелях, пещерах и ущельях. Боеголовки ракет включали в себя комплекс из системы интеллектуального оптического наведения и GPS, в режиме реального времени вычисляющую трехмерные координаты ракеты.

Когда работа над рукописью этой книги была практически завершена, началась военная операция в Ираке. Что наиболее заметно изменилось в военном применении технологии GPS со времени проведения операции "Буря в пустыне"? Если прежде речь о GPS велась только в контексте использования этой системы американскими войсками, то теперь, еще до начала операции, представители американской разведки публично заявили о том, что "Ирак может планировать нападение на американские города при помощи беспилотных самолетов, оснащенных системой глобального позиционирования" (Fox News). С технической точки зрения подобная акция вполне осуществима, если не Ираком, то любой другой достаточно развитой страной. Разумеется, необходимо делать поправку на пропагандистский характер подобных высказываний и учитывать наличие сил противовоздушной обороны у атакуемой стороны.

Тем не менее, весьма показателен сам факт официального признания угрозы для национальной безопасности США со стороны агрессора, нестандартно использующего технологию, изначально предназначенную для военных нужд самих США. Можно полагать, что истинное беспокойство у аналитиков МО США вызывает возможность "нештатного" использования технологии GPS такими технологически развитыми странами, как Россия или Китай.

Вторым интересным моментом явилась крайне негативная реакция США на якобы имевшие место поставки в Ирак российского спецоборудования для подавления сигналов GPS. Вопрос достоверности этих сведений лежит вне нашей компетенции, но сегодня общеизвестным является тот факт, что во время вторжения в Ирак войска коалиции столкнулись с интенсивным электронным противодействием системам GPS, особенно на первом этапе вторжения. Как отмечает ряд военных аналитиков, этим объясняется необоснованная на первый взгляд длительная задержка с переходом границы, внешне бессмысленные ракетные удары по пустынной местности и многочисленные таинственные рейды десантных групп. Войскам коалиции пришлось едва ли не поштучно разыскивать и уничтожать точки подавления GPS прежде чем начать массовое применение "умного" оружия.

Кстати, высокоточное оружие заметно "поумнело" со времени первой иракской кампании. Так, если раньше от момента определения точных координат вражеской пусковой установки при помощи спутника-шпиона до закладки этих координат в "умную" бомбу проходило около 10 минут, то теперь этот интервал сокращен почти в три раза, а закладка окончательных координат для GPS-наведения

может происходить по широкополосному радиоканалу уже после того, как бомба сброшена.

Завершая тему современного военного применения GPS, следует отметить, что она, как и множество современных сложных (и чрезвычайно дорогих) технологий оказалась уязвимой для "несимметричного ответа". Так, например, в России как минимум два предприятия – Новгородское ПО "Квант" и Брянский электромеханический завод выпускают комплексы электронного противодействия, подавляющие в том числе и сигналы всех существующих навигационных систем. Непосредственно перед началом операции в Ираке российские разработчики объявили о создании мобильных устройств, полностью блокирующих работу GPS в радиусе нескольких километров от танка или другой боевой машины. Как следствие, уже сейчас можно встретить предположения, что GPS ожидает участь сети ARPANET/Internet, превратившейся из военной системы в привычную часть гражданского быта.

Сегодняшнее состояние NAVSTAR GPS

Запуск в марте 1994 г. 24-го спутника второго блока завершил формирование созвездия GPS. К этому времени на орбите еще оставался один спутник первого блока, который прослужил на 11 лет дольше расчетного срока. Еще до запуска последнего спутника было официально объявлено, что система поддерживает 100-метровую (стандартную) точность позиционирования для гражданских пользователей всего мира. Также было заявлено, что Министерство обороны США обязуется за 48 ч уведомлять гражданских пользователей о плановом отключении сервиса стандартного позиционирования и уведомлять так скоро, как это возможно, об аварийных ситуациях в системе.

Начиная с 1996 г., на орбиту начали выводить спутники нового типа, "Блок 2R", изготовленные компанией "Martin Marietta", принадлежащей аэрокосмическому отделению концерна "General Electric". Эти спутники имеют расширенные возможности, включая систему автономной навигации AUTONAV. В случае невозможности контакта с наземной станцией управления, автоматически включается система AUTONAV, позволяющая спутнику автономно функционировать без потери точности как минимум 180 дней.

На момент написания этой книги на орбите находилось 29 спутников NAVSTAR GPS, включая резервные. Для сравнения можно сказать, что в этот момент российская система ГЛОНАСС состояла всего из десяти неравномерно распределенных по орбитам спутников.

Во время разработки первоначальной концепции GPS считалось, что точности в 100 метров будет достаточно для гражданских применений. При испытаниях в конце 1970-х годов выяснилось, что коды стандартной точности позволяют достичь значительно лучших результатов. Реальная точность позиционирования в то время находилась в пределах 20...30 м. Для обеспечения преимущества военных в использовании GPS, было решено ввести преднамеренное ограничение точности для гражданских пользователей (режим избирательного доступа). Во-первых, вводились преднамеренные ошибки в передаваемые спутниками навигационные данные, во-вторых, намеренно занижалась точность эталонных сигналов времени, доступных гражданским пользователям. Разумеется, военным, в отличие от гражданских пользователей, всегда были доступны точные навигационные данные.

Применение GPS в гражданской практике очень бурно расширялось, и вскоре стандартная 100-метровая точность (SPS, Standard Positioning Service) перестала удовлетворять гражданских пользователей. Такой точности подчас было недостаточно даже для навигации небольшой частной яхты, не говоря уже о таких серьезных приложениях, как гражданская авиация.

Первоначально,. в соответствии с Директивой правительства США, предполагалось, что режим избирательного доступа будет отключен в 2006 г. Однако задолго до этого срока мировое сообщество пользователей GPS стало выказывать активное недовольство принудительным ограничением точности. У крупнейших американских производителей навигационных систем возникли трудности с расширением рынков сбыта и они, со своей стороны, также начали давить на американское правительство. Наконец, 1 мая 2000 г. президент США сделал заявление о том, что в полночь с 1 на 2 мая Соединенные Штаты отключают принудительное ограничение точности. Это позволило в десять раз увеличить точность позиционирования для гражданских пользователей. Заявление президента США, выглядящее эффектным жестом доброй воли, совпало с участившимися слухами о том, что "заинтересованные стороны" уже научились обходить ограничение доступа и использовать GPS с боевой точностью.

Президент сделал оговорку, что США оставляют за собой право вновь включить избирательный доступ в случае возникновения угрозы национальной безопасности. Можно предположить, что за время, пока ограничение точности будет отключено, алгоритм ограничения изменится так, чтобы потенциальному противнику пришлось "взламывать" его заново. Впрочем, пока предпосылки для повторного введения ограничения точности не просматриваются. Даже прове-

дение боевых действий в Ираке не привело к этому. Гражданские пользователи имели лишь временные неудобства, связанные с техническими мероприятиями при подготовке орбитальной группировки к боевым действиям.

Эволюция гражданского применения GPS

К сожалению, история официального применения GPS в гражданской практике начинается с печального эпизода. 16 сентября 1983 г. советские истребители сбили над территорией СССР самолет, принадлежащий Корейским авиалиниям и выполняющий рейс 007.

До сих пор нет единого объяснения причинам этого инцидента. Советский Союз заявил, что это провокация американских военных, которые использовали вторжение гражданского самолета на советскую территорию для слежения за работой системы противовоздушной обороны. Американская сторона, напротив, утверждала и продолжает утверждать, что самолет сбился с курса из-за неисправности бортового навигационного оборудования. Скорее всего, истина где-то посередине, и самолет действительно сбился с курса, а самолеты-шпионы, регулярно совершавшие тогда полеты вдоль советских границ, сполна использовали предоставившуюся возможность.

Как бы то ни было, но сразу после этого инцидента президент Рейган заявил, что система глобального позиционирования, принадлежащая Соединенным Штатам, будет сделана доступной для международного гражданского использования сразу же, как только станет полностью работоспособной. На десятой Конференции по аэронавигации, состоявшейся 5 сентября 1991 г. было объявлено, что начиная с 1993 г. система глобального позиционирования будет доступна на уровне стандартной точности, как бесплатная, непрерывная и всемирная, как минимум ближайшие 10 лет. Впоследствии этот срок распространили, по словам правительственных чиновников, "на все обозримое будущее". Как уже было сказано ранее, в 2000 г. был отменен режим избирательного доступа, после чего точность позиционирования гражданских объектов выросла в десять раз.

Внутри Соединенных Штатов гражданское использование GPS началось значительно раньше. Первым из рынков, который был поддержан правительством, стала геодезия. Еще в середине 1980-х годов приемники GPS стали применяться для государственной геодезической съемки. Несмотря на то, что спутников было мало и

сервис был не всегда доступен, это не мешало проведению геодезических измерений, которые не требовали навигации в режиме реального времени. Задачи, которые требовали недель и месяцев при традиционной геодезии, с применением GPS решались за несколько дней. Взрыв спроса на рынке профессионального геодезического оборудования и связанная с ним возможность заработать огромные деньги, привлекли внимание крупных корпораций к разработке все новых приложений для гражданского применения GPS.

Следующим, вполне логичным шагом, стало применение GPS в авиации. Для этого в 1992 г. был разработан стандарт TSO C129 (Technical Standard Order C129), в котором описывались требования к приемникам. Широко известная ныне компания Trimble Navigation первой прошла процедуру сертификации на соответствие стандарту C129 и в 1995 г. подписала с компанией Honeywell договор о совместных разработках оборудования GPS для коммерческого, космического и военного применения.

Правительственный контроль за экспортом оборудования GPS существенно снижал рынок сбыта. Вплоть до 1991 г. большая часть пользовательского оборудования GPS продавалась по индивидуальным лицензиям, выдаваемым Бюро по экспортным операциям. Начиная с 1 сентября 1991 г. ограничения были существенно пересмотрены и гражданское оборудование GPS, включая навигационные приемники, телекоммуникационное оборудование и приемные модули было допущено к свободному экспорту. Военные приемники, специальные антенны, шифрующие/дешифрующие блоки и некоторые другие устройства по прежнему запрещены для экспорта.

По иронии судьбы, война в Персидском заливе значительно способствовала развитию гражданского рынка оборудования GPS. Военная доктрина США к этому моменту уже была переориентирована на ведение высокотехнологичных боевых действий. В идеале, каждое механизированное боевое средство и каждый солдат должны были бы иметь приемник GPS. Но когда началась операция "Буря в пустыне", оказалось, что у Министерства обороны США чрезвычайно мало приемников GPS военного назначения. Правительство было вынуждено срочно приобрести тысячи гражданских приемников, инвестируя в компании-производители миллионы долларов. Большинство приемников было приобретено у компаний Trimble Navigation (10 000 приемников) и Magellan Systems (3 000). В результате более 90 процентов приемников GPS, использованных в операции, были гражданского назначения. Чтобы обеспечить необходимую

точность в военных условиях, правительству пришлось отключить режим избирательного доступа и обычные гражданские пользователи всего мира смогли в это время впервые испробовать достоинства точного позиционирования.

Военные и гражданские пользователи, по сути, предъявляют к носимым приемникам GPS одни и те же требования: малый вес, низкая цена, надежность, простота в обращении. Поэтому не удивительно, что навигационное оборудование военного и коммерческого назначения в США производят одни и те же фирмы, и схемотехника приемников не имеет принципиальных отличий. Что касается управления системой и стратегического планирования развития, то в последнее время баланс влияния сместился от Министерства обороны к Министерству транспорта, которое курирует гражданские аспекты применения GPS.

1.2. Развитие радионавигации в СССР и России

Если в США, как признают американские авторы [11], реальным толчком к развитию радионавигации послужил запуск первого советского спутника, то в СССР научное обоснование использования ИСЗ для целей радионавигации родилось еще до его запуска. Ведущая роль в создании основных теоретических положений спутниковой навигации принадлежит научному коллективу Ленинградской военно-воздушной инженерной академии (ЛВВИА) им. А.Ф. Можайского под руководством профессора В.С. Шебшаевича [2].

С точки зрения максимальной познавательности для читателя, представляется наилучшим решением процитировать слова опытных ученых, посвятивших многие годы развитию этой области науки и техники.

Академик М.Ф. Решетнев, имя которого ныне носит Красноярское НПО ПМ, так описывал основные этапы создания отечественной навигационной спутниковой системы [3]:

«Полномасштабные работы по созданию отечественной навигационной спутниковой системы были развернуты в середине 60-х годов, а 27 ноября 1967 г. был выведен на орбиту первый навигационный отечественный спутник ("Космос-192"). Спутник и ракета-носитель были разработаны и изготовлены Красноярским Научно-производственным объединением прикладной механики.

Навигационный спутник обеспечивал непрерывное в течение всего времени активного существования излучение радионавигационного сигнала на частотах 150 и 400 Мгц. Среднеквадратическая

погрешность местоопределения по этому спутнику составляла 250 ... 300 м.

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

В ходе испытаний было установлено, что основной вклад в погрешность навигационных определений вносят погрешности передаваемых спутниками собственных эфемерид, которые определяются и закладываются на спутники средствами наземного комплекса управления. Поэтому наряду с совершенствованием бортовых систем спутника и корабельной приемоиндикаторной аппаратуры, разработчиками системы серьезное внимание было уделено вопросам повышения точности определения и прогнозирования параметров орбит навигационных спутников.

Была отработана специальная схема проведения измерений параметров орбит средствами наземно-комплексного управления, разработаны методики прогнозирования, учитывающие все гармоники в разложении геопотенциала.

Большой вклад в повышение точности эфемерид навигационных спутников внесли результаты работ по программе геодезических и геофизических Исследований с помощью специальных геодезических спутников "Космос-842" и "Космос-911", которые были выведены на навигационные орбиты. Это позволило уточнить координаты измерительных средств и вычислить коэффициенты согласующей модели геопотенциала. предназначенной специально для определения и прогнозирования параметров навигационных орбит. В результате точность передаваемых в составе навигационного сигнала собственных эфемерид была повышена практически на порядок и составляет в настоящее время на интервале суточного прогноза величину 70 ... 80 м, а среднеквадратическая погрешность определения морскими судами своего местоположения уменьшилась до 80 ... 100 м.

Для оснащения широкого класса морских потребителей разработаны и серийно изготавливаются комплектации приеме индикаторной аппаратуры "Шхуна" и "Челн", Последняя имеет возможность работы и по спутникам американской радионавигационной

системы "Транзит".

В дальнейшем спутники системы "Цикада" были дооборудованы приемной измерительной аппаратурой обнаружения терпящих бедствие объектов, которые оснащаются специальными радиобуями, излучающими сигналы бедствия на частотах 121 и 406 Мгц, Эти сигналы принимаются спутниками системы "Цикада" и ретранслируются на специальные наземные станции, где производится вычисление точных координат аварийных объектов (судов, самолетов и др.).

Дооснащенные аппаратурой обнаружения терпящих бедствие спутники 'Цикада" образуют систему "Коспас". Совместно с американо-франко-канадской системой "Сарсат" они образуют единую службу поиска и спасения, на счету которой уже несколько тысяч спасенных жизней.

Успешная эксплуатация низкоорбитальных спутниковых навигационных систем морскими потребителями привлекла широкое внимание к спутниковой навигации. Возникла необходимость создания универсальной навигационной системы, удовлетворяющей требованиям всех потенциальных потребителей: авиации, морского флота, наземных транспортных средств и космических кораблей.

Выполнить требования всех указанных классов потребителей низкоорбитальные системы в силу принципов, заложенных в основу их построения, не могли. Перспективная спутниковая навигационная система должна обеспечивать потребителю в любой момент времени возможность определять три пространственные координаты, вектор скорости и точное время. Для получения потребителей трех пространственных координат беззапросным методом требуется проведение измерений навигационного параметра не менее, чем до четырех спутников, при этом одновременно с тремя координатами местоположения потребитель определяет и расхождение собственных часов относительно шкалы времени спутниковой системы.

Исходя из принципа навигационных определений, выбрана структура спутниковой системы, которая обеспечивает одновременную в любой момент времени радиовидимость потребителем, находящимся в любой точке Земли, не менее четырех спутников, при минимальном общем их количестве в системе. Это обстоятельство ограничило высоту орбиты навигационных спутников 20 тыс. км (дальнейшее увеличение высоты не ведет к расширению зоны радиообзора, а, следовательно, и к уменьшению необходимого количества спутников в системе). Для гарантированной видимости потребителем не менее четырех спутников, их количество в системе должно составлять 18, однако оно было увеличено до 24-х с целью

повышения точности определения собственных координат и скорости потребителя путем предоставления ему возможности выбора из числа видимых спутников четверки, обеспечивающей наивысшую точность.

Одной из центральных проблем создания спутниковой системы, обеспечивающей беззапросные навигационные определения одновременно по нескольких спутникам, является проблема взаимной синхронизации спутниковых шкал времени с точностью до миллиардных долей секунды (наносекунд), поскольку рассинхронизация излучаемых спутниками навигационных сигналов в 10 нс вызывает дополнительную погрешность в определении местоположения потребителя до 10 ... 15 м.

Решение задачи высокоточной синхронизации бортовых шкал времени потребовало установки на спутниках высокостабильных бортовых независимых стандартов частоты с относительной нестабильностью $1 \cdot 10^{-13}$ и наземного водородного стандарта с относительной нестабильностью $1 \cdot 10^{-14}$, а также создания наземных средств сличения шкал с погрешностью 3 ... 5 нс.

С помощью этих средств и специального математического обеспечения производится определение расхождений бортовых шкал времени с наземной шкалой и их прогнозирование для каждого спутника системы. Результаты прогноза в виде поправок к спутниковым часам относительно наземных закладываются на соответствующие спутники и передаются ими в составе цифровой информации навигационного сигнала. Потребителями, таким образом, устанавливается единая шкала времени. Расхождение этой шкалы с наземной шкалой времени системы не превышает 15 ... 20 нс.

Второй проблемой создания высокоорбитальной навигационной системы является высокоточное определение и прогнозирование параметров орбит навигационных спутников. Достижение необходимой точности эфемерид навигационных спутников потребовало проведения большого объема работ но учету факторов второго порядка малости, таких как световое давление, неравномерность вращения Земли и движение ее полюсов, а также исключение действия на спутник в полете реактивных сил, вызванных негерметичностью двигательных установок и газоотделением материалов покрытий.

Для экспериментального определения параметров геопотенциала на орбиты навигационных спутников были запущены два пассивных ИСЗ "Эталон" ("Космос-1989'" и "Космос-2024"), предназначенных для измерения параметров их движения высокоточными квантово-оптическими измерительными средствами. Благодаря

этим работам достигнутая в настоящее время точность эфемерид навигационных спутников при прогнозе на 30 ч составляет: вдоль орбиты – 20 м; по бинормали к орбите – 10 м; по высоте 5 м (СКО). Летные испытания высокоорбитальной отечественной навигационной системы, получившей название ГЛОНАСС, были начаты в октябре 1982г. запуском спутника "Космос-1413"...»

Вот что пишет во введении к [2] Ю.А.Соловьев:

«... Научные основы низкоорбитальных СРНС были существенно развиты в процессе выполнения исследований по теме "Спутник" (1958 – 1959 гг.), которые осуществляли ЛВВИА им. А.Ф. Можайского, Институт теоретической астрономии АН СССР, Институт электромеханики АН СССР, два морских НИИ и Горьковский НИРФИ. Работы проводились с участием крупных специалистов по аналитической механике (чл.-корр. АН СССР А.И. Лурье) и расчетам орбит (проф. П.Е. Эльясберг). В коллективах этих организаций по проблеме активно работали Ю.В. Батраков, Е.Д. Голиков, В.П. Заколодяжный, Э.А. Жижемский, М.М. Кобрин, А.А. Колосов, Л.И. Кузнецов. В.Ф. Проскурин, А.Н. Радченко, Н.К. Сергеев, Б.А. Смольников, Е.Ф. Суворов, В.А. Фуфаев, Г.И. Черепанов, Е.П. Чуров. В.И. Юницкий и др. Основное внимание при этом уделялось вопросам повышения точности навигационных определений, обеспечения глобальности, круглосуточности применения и независимости от погодных условий.

Проведенные работы позволили перейти в 1963 г. к опытно-конструкторским работам над первой отечественной низкоорбитальной системой, получившей в дальнейшем название "Цикада".

В создании этой системы приняли участие: Научно-производственное объединение прикладной механики (НПО ПМ) – головная организация по системе в целом и по разработке навигационных спутников (НС); Российский научно-исследовательский институт космического приборостроения (РНИИ КП) – головная организация по радиотехническому комплексу системы, разработке бортовой космической и наземной радиотехнической аппаратуры, а также бортовой аппаратуры морских судов; Российский институт радионавигации и времени (РИРВ) – разработчик бортовой космической аппаратуры синхронизации и навигационной аппаратуры ряда типов морских судов, а также другие предприятия космической, радиотехнической и судостроительной отраслей промышленности СССР.

Спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС запатентована в Соединенных Штатах Америки...»

И далее в [2] Ю.А.Соловьев продолжает:

«...В 1995 г. было завершено развертывание СРНС ГЛОНАСС до ее штатного состава (24 НС). В настоящее время предпринимаются большие усилия по поддержанию группировки.

Разработаны самолетная аппаратура АСН-16, СНС-85, АСН-21, наземная аппаратура АСН-15 (РИРВ), морская аппаратура "Шкипер" и "Репер" (РНИИ КП) и др.

Работы по созданию спутниковых радионавигационных систем осуществлялись помимо НПО ПМ (руководители работ М.Ф. Решетнев, А.Г. Козлов, Г.М. Чернявский, В.Ф. Черемисин) коллективами РНИИ КП (руководители работ Л.И. Гусев, М.И. Борисенко, Н.Е. Иванов, В.А. Салищев), РИРВ (руководители работ П.П. Дмитриев, А.Ф. Смирновский, ГО, Г. Гужва, А.Г. Геворкян, Ю.М. Устинов, С.Н. Клюшников, И.В. Кудрявцев, Г.С. Цеханович, Б.В. Шебшаевич, В.Ю. Кутков) при активном участии руководителей и специалистов министерства общего машиностроения (ныне Российское космическое агентство) Ю.П. Коптева, Ю.Г. Милова и Ю.В. Медведкова, научно-исследовательскими учреждениями министерств обороны, гражданской авиации, морского флота, Управления по геодезии и картографии и др.

Основным заказчиком и ответственным за испытания и управление системами являются Военно-космические силы РФ.

Механизм государственного контроля и координации работ по СРНС ГЛОНАСС осуществляется на межведомственной основе Координационным Советом, созданным в соответствии с Постановлением Правительства РФ № 237 от 7 марта 1995 г. Рабочим органом Координационного совета определен научно-технический центр "Интернавигация".

В соответствии с Постановлением Правительства РФ № 237 от 7 марта 1995 г. основными направлениями дальнейших работ являются:

модернизация СРНС ГЛОНАСС на основе модернизированного спутника ГЛОНАСС-М с повышенным гарантийным сроком службы (пять лет и более вместо трех и настоящее время) и более высокими техническими характеристиками, что позволит повысить надежность и точность системы в целом;

внедрение технологии спутниковой навигации в отечественную экономику, науку и технику, а также создание нового поколения навигационной аппаратуры потребителей, станций дифференциальных поправок и контроля целостности;

разработка и реализация концепции российской широкозонной

дифференциальной подсистемы на базе инфраструктуры Военно-космических сил и ее взаимодействия с ведомственными региональными и локальными дифференциальными подсистемами, находящимися как на территории России, так и за рубежом;

развитие сотрудничества с различными международными и зарубежными организациями и фирмами в области расширения использования возможностей навигационной системы ГЛОНАСС для широкого круга потребителей;

решение вопросов, связанных с использованием совместных навигационных полей систем ГЛОНАСС и GPS в интересах широкого круга потребителей мирового сообщества: поиск единых подходов к предоставлению услуг мировому сообществу со стороны космических навигационных систем;

согласование опорных систем координат и системных шкал времени; выработка мер по недопущению использовании возможностей космических навигационных систем в интересах террористических режимов и группировок.

Работы в указанных направлениях ведутся в соответствии с требованиями, выдвигаемыми различными потребителями (воздушными, морскими и речными судами, наземными и космическими средствами, топогеодезическими, землеустроительными и другими службами)...»

Глава 2

ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

2.1. Обобщенная структура спутниковой навигационной системы

Спутниковые навигационные системы GPS и ГЛОНАСС создавались исходя из определенных требований, соответствующих их прямому назначению. Подразумевалась их глобальность; независимость от метеорологических условий, рельефа местности, степени подвижности объекта; непрерывность работы и круглосуточная доступность; помехозащищенность; компактность аппаратуры потребителя и др.

Гражданские применения СНС, развившиеся уже после разработки концепции систем ГЛОНАСС и GPS, особенно такие, как управление гражданским воздушным движением, навигацией судов, спасательные работы, предъявляют к СНС повышенные требования в плане *доступности*, *целостности* и *непрерывности обслуживания*. Дадим определения этим важным терминам:

• *доступность (готовность)* – степень вероятности работоспособности СНС перед ее применением и в процессе применения;

• *целостность* – степень вероятности выявления отказа системы в течение заданного времени или быстрее;

• *непрерывность обслуживания* – степень вероятности сохранения непрерывной работоспособности системы на заданном промежутке времени.

Под заданным промежутком времени, как правило, подразумевается отрезок времени, наиболее важный с практической точки зрения, например, время захода авиалайнера на посадку. В настоящее время среди гражданских применений наиболее критичным к работоспособности СНС является управление воздушным движением, включая навигационное обеспечение воздушных судов. Требования к доступности зависят от этапов полета и интенсивности воздушного движения [2]. Доступность при маршрутном полете

должна быть не хуже 0,999 ... 0,99999; при полете в зоне аэродрома и некатегорированном заходе на посадку не хуже 0,99999. Требования к целостности достигают, согласно требованиям ИКАО, значения 0,9999999995 при допустимом времени предупреждения не более 1 с. Приведенные данные показывают, насколько велики требования, предъявляемые к надежности СНС потребителями.

В СНС GPS и ГЛОНАСС высокие эксплуатационные характеристики на структурном уровне достигаются путем совместного функционирования трех основных сегментов:

- космического сегмента;
- сегмента управления;
- сегмента потребителей.

Кроме основных сегментов существует такое функциональное дополнение, как дифференциальная подсистема (DGPS), и ряд вспомогательных элементов: специальные каналы наземной и космической связи, средства вывода спутников на орбиту и т.п.

Основу концепции СНС GPS и ГЛОНАСС составили *независимость* и *беззапросность* навигационных определений. Независимость подразумевает определение искомых навигационных данных непосредственно в аппаратуре потребителя. Это несколько усложняет потребительское оборудование, но при современном уровне развития электроники подобное усложнение уже не имеет значения. Беззапросность системы означает, что все вычисления в аппаратуре потребителя вычисляются только на основе пассивно принятых сигналов от НКА с заранее точно известными орбитальными координатами. В свою очередь, отсутствие необходимости передавать запрос от потребителя к НКА позволяет сделать оборудование потребителя весьма компактным и экономичным.

2.1.1 Космический сегмент

Точность местоопределения и стабильность функционирования СНС в большой степени зависит от взаимного орбитального расположения спутников и параметров их сигналов. Как правило, требуется, чтобы в зоне видимости потребителя находились не менее 3 – 5 НКА. На практике орбитальная структура строится таким образом, что для большинства потребителей постоянно видны более 6 НКА и потребитель имеет возможность выбирать оптимальное созвездие по определенному алгоритму, заложенному в вычислитель приемника. Кроме действующих НКА, завершенная СНС имеет в своем составе несколько резервных спутников, которые могут быть оперативно введены для замены вышедших из строя либо для уве-

личения степени покрытия определенного региона. Действующие НКА могут быть перегруппированы (в ограниченных пределах) по команде с наземной станции управления. Действующие в настоящее время средневысотные орбиты с высотой около 20 000 км позволяют принимать сигналы каждого НКА почти на половине поверхности Земли, что обеспечивает *непрерывность радионавигационного поля* и достаточную избыточность при выборе оптимального созвездия НКА. Системы GPS и ГЛОНАСС часто называют *сетевыми СНС*, поскольку принципиальное значение для их функционирования имеет взаимная синхронизация НКА по орбитальным координатам и параметрам излучаемых сигналов, т.е. объединение группы НКА в сеть.

Основное назначение НКА – формирование и излучение сигналов, необходимых для решения потребителем задачи позиционирования и контроля исправности самого НКА. В состав стандартного НКА входят: радиопередающее оборудование для передачи навигационного сигнала и телеметрической информации; радиоприемное оборудование для приема команд наземного комплекса управления; антенны; бортовая ЭВМ; бортовой эталон времени и частоты; солнечные батареи; аккумуляторные батареи; системы ориентации на орбите и т.д. Современные НКА могут нести сопутствующее оборудование, такое как детекторы для обнаружения наземных ядерных взрывов и элементы систем боевого управления [12].

Излучаемые НКА сигналы содержат дальномерную и служебную составляющие. Дальномерная составляющая используется потребителями непосредственно для определения навигационных параметров – дальности до НКА, вектора скорости потребителя, его пространственной ориентации и т.п. Служебная составляющая содержит информацию о координатах спутников, шкале времени, векторах скоростей НКА, исправности и т.д. В основном служебная информация готовится командно-измерительным комплексом и закладывается в бортовую память НКА во время сеанса связи. И лишь незначительная ее часть формируется бортовой аппаратурой. Процедура переноса служебной информации из командного комплекса в память бортовой ЭВМ часто называется *загрузкой данных*.

Дальномерная составляющая содержит компоненты *стандартной* и *высокой точности*. Стандартная точность измерений доступна всем потребителям, а высокая – только авторизованным, т.е. имеющим разрешение военных контролирующих органов. *Разграничение доступа* достигается путем кодирования сигналов высокой точности.

В условиях военных действий возможны попытки как постановки преднамеренных помех с целью *подавления* сигнала СНС (джаминг, jamming), так и попытки *навязывания* (спуфинг, spoofing), т.е. подмены сигнала и ввода в приемную аппаратуру противника заведомо ложной информации при помощи сторонних передатчиков. Поскольку в литературе весьма редко встречается четкое толкование термина "антиспуфинг" применительно к СНС, следует особо подчеркнуть, что речь идет именно о защите от навязывания. В зарубежной литературе [12] и др. в понятие антиспуфинга зачастую включают и применение помехоустойчивых кодов, так как в условиях радиоэлектронной войны попытки навязывания обычно начинаются с постановки активных помех с целью прервать нормальную работу и дезориентировать противника.

2.1.2. Сегмент управления

Сегмент управления состоит из главной станции, совмещенной с вычислительным центром; группы контрольно-измерительных станций (КИС), связанных с главной станцией и между собой каналами связи; наземного эталона времени и частоты. Контрольно-измерительные станции стараются размещать как можно равномернее по поверхности Земли, сообразуясь с геополитическими факторами и экономической целесообразностью. Координаты КИС (фазового центра антенны) определены в трех измерениях с максимально доступной точностью. При пролете НКА в зоне видимости КИС, она осуществляет наблюдение за спутником, принимает навигационные сигналы, осуществляет первичную обработку информации и производит обмен данными с главной станцией. На главной станции происходит сбор информации от всех КИС, ее математическая обработка и вычисление различных координатных и корректирующих данных, подлежащих загрузке в бортовую ЭВМ НКА.

Данные, подлежащие загрузке, подразделяются на оперативные, обновляемые при каждом сеансе связи, и долговременные. В случае возникновения нештатной ситуации возможно проведение внеплановых сеансов связи и загрузки данных при условии нахождения НКА в зоне видимости одной из КИС.

Наземный эталон времени и частоты имеет более высокую точность, чем бортовые эталоны и предназначен для синхронизации всех процессов, происходящих в СНС и коррекции бортовых эталонов.

Сочетание независимости и беззапросности придает СНС неограниченную пропускную способность – произвольное число потребителей может использовать сигналы СНС в любой момент времени.

2.1.3 Сегмент потребителей

Сегмент потребителей можно условно разбить на три части: военные организации, гражданские организации, частные лица. Независимо от назначения потребительского оборудования, в нем присутствуют *радиочастотный тракт*, в котором происходит прием радиосигналов НКА и их первичная обработка, и *вычислитель*, предназначенный для вторичной обработки сигнала, выделения навигационной информации, реализации алгоритма выбора оптимального созвездия и вычисления пространственных координат и вектора скорости потребителя. Обычно сначала определяются текущие координаты НКА и дальности до них, затем вычисляются географические координаты потребителя. Вектор скорости потребителя вычисляется путем измерения доплеровских сдвигов частоты НКА при известных векторах скорости спутников. Для некритичных транспортных применений вектор скорости может рассчитываться по разности координат в два фиксированных момента времени. Далее, в зависимости от назначения приемника, информация может поступать на устройство отображения, в канал передачи, либо на блок управления внешними исполнительными механизмами.

2.1.4. Определение текущих координат НКА

Несмотря на некоторое сходство с радиомаячными навигационными системами (беззапросность, дальномерный метод), СНС имеют также и существенные отличия. Координаты радиомаяков неизменны и заранее известны, тогда как координаты НКА необходимо постоянно находить. Определение текущих координат НКА, движущихся с большими и непостоянными относительно потребителя скоростями представляет собой сложную техническую и вычислительную задачу.

При существующем подходе к построению СНС максимально возможный объем вычислений стараются перенести на наземный комплекс управления. Контрольно-измерительные станции расположены на ограниченных территориях и не обеспечивают непрерывное наблюдение за НКА. По результатам доступных наблюдений в вычислительном центре главной командной станции вычисляются параметры орбит НКА. Они подвергаются математической обработке по алгоритмам устранения погрешностей. Затем на основании обработанных данных составляется прогноз параметров орбиты в фиксированные (*опорные*) моменты времени вплоть до выработки следующего прогноза.

Спрогнозированные параметры орбиты и их производные называются *эфемеридами*. Во время сеанса связи эфемериды передаются на НКА, а затем в виде *навигационного сообщения*, содержащего эфемериды и соответствующие метки времени – потребителям. Зная предполагаемые параметры орбиты и точные координаты НКА в опорные моменты времени, потребитель может вычислить координаты НКА в произвольный момент времени. Кроме эфемерид в навигационное сообщение закладывается *альманах* – набор сведений о текущем состоянии СНС в целом, включая *загрубленные эфемериды*, применяемые для поиска видимых НКА и выбора оптимального созвездия.

2.2. Общепринятые единицы мер времени

Рассмотрение принципов построения и функционирования спутниковых навигационных систем невозможно без предварительного ознакомления с основными понятиями, относящимися к единицам мер времени. Эти единицы применяются для определения пространственного положения НКА, привязки сигналов НКА к единой шкале времени и т.д.

Принято различать две группы единиц отсчета времени:

- астрономические;
- неастрономические.

Основной астрономической единицей отсчета являются *сутки*, разбитые на 86400 с и равные интервалу времени, за который Земля делает один полный оборот вокруг своей оси относительно некой фиксированной точки отсчета на небесной сфере, для неподвижного наблюдателя, находящегося на поверхности Земли. Характерной особенностью астрономических суток является то, что в зависимости от выбранной точки отсчета (центр видимого диска Солнца, точка весеннего равноденствия и т.д.), сутки имеют *разную длительность* и различаются по названию.

Звездные сутки. Интервал времени, отмеренный между двумя последовательными верхними кульминациями точки весеннего равноденствия, называется *звездными сутками* $T_З$, или, иначе, звездным периодом обращения Земли. Время, измеренное на определенном меридиане, называется *местным временем данного меридиана*. Поэтому, в случае со звездными сутками, говорят о *местном звездном времени меридиана*. Рассмотрим рис. 2.1, представляющий собой вид сверху на северное полушарие небесной сферы, где P_N – Северный полюс [2].

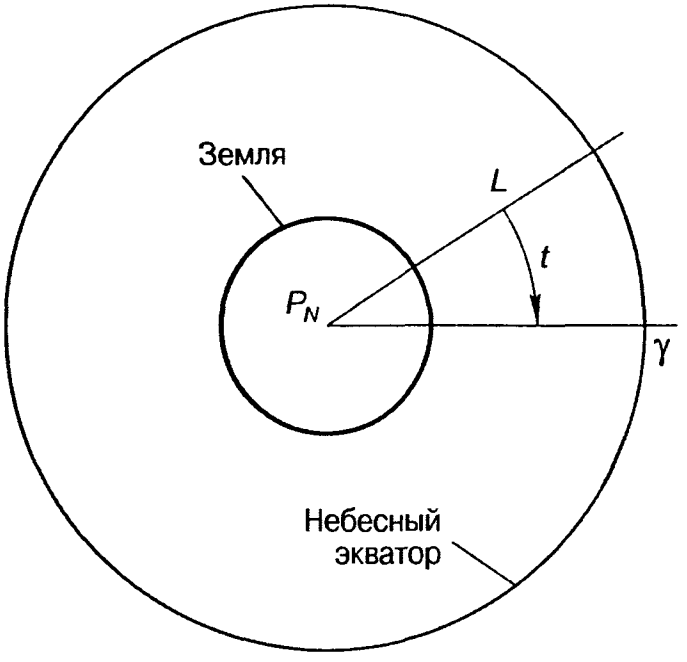

Рис. 2.1. Местное звездное время

Местное звездное время измеряется часовым углом t положения точки весеннего равноденствия γ относительно небесного меридиана L. Под небесным меридианом подразумевается проекция земного меридиана на условную поверхность небесной сферы, поэтому часовой угол аналогичен географической долготе, отсчитывается от часового меридиана наблюдателя по часовой стрелке и измеряется в часах, минутах и секундах. Очевидно, что за один звездный час Земля поворачивается на 15°, и звездное время может быть выражено в угловых значениях.

Известно, что ось вращения Земли совершает медленные периодические движения, состоящие из движения по конусу – *прецессии*, и небольших колебаний – *нутаций*. Прецессия и нутации вносят погрешность в определение звездного времени, поскольку из-за них перемещается точка весеннего равноденствия. Если при расчетах учитывают только прецессию, то получают *среднее звездное время*. Когда совместно с прецессией учтена и нутация, то получается *истинное звездное время* [2]. Звездное время, измеренное на Гринвичском меридиане, называется *гринвичским звездным временем*.

Солнечные сутки. Интервал времени, отсчитанный по нижним кульминациям центра видимого диска Солнца (истинного Солнца) называют *истинными солнечными сутками* $T_и$. Поскольку в течение года продолжительность $T_и$ непостоянна, в повседневной жизни за основную единицу времени принимают *средние солнечные су-*

тки $T_{ср}$, которые отмеряются по нижним кульминациям "среднего Солнца" – воображаемой точки, рассчитанной в предположении ее равномерного движения по орбите. Предполагается, что воображаемое "среднее Солнце" совершает один полный оборот по экватору за такое же время, как и настоящее Солнце по эклиптике и проходит точку весеннего равноденствия одновременно с Солнцем [2]. Значение $T_{ср}$ соответствует значению $T_и$, усредненному за год.

Среднее солнечное время (или *среднее время*) отмеряется от момента нижней кульминации "среднего Солнца" и выражается в долях $T_{ср}$. *Местное среднее время* измеряется часовым углом направления на "среднее Солнце" относительно местного меридиана, плюс 12 ч.

Между звездным и средним временем существует следующее соотношение: 24 ч звездного времени приблизительно равны 23 ч 56 мин 4,091 с среднего времени.

Эфемеридное (предвычисленное) время. Из-за упомянутой выше неравномерности суточного вращения Земли продолжительность звездных и солнечных суток незначительно меняется. Для реализации точных расчетов было введено равномерно текущее время - *эфемеридное время ET*, где единицей измерения времени является *эфемеридная секунда*, рассчитываемая, как 1/86400 доля средней продолжительности суток в определенный день 1900 г. [2].

Неастрономическое время. Очевидно, что использование меры вращения Земли в качестве базиса для всеобщей меры времени сопряжено со множеством неудобств и в ряде случаев порождает значительные погрешности. После того, как в 60-х годах прошлого столетия были созданы атомные стандарты частоты (времени), появилась возможность перейти к неастрономическому базису мерки времени.

В 1967 г., на XIII Генеральной конференции по мерам и весам была принята искусственная единица меры времени, не зависящая от вращения Земли – *атомная секунда*. Атомная секунда равна интервалу времени, в течение которого совершается 9 192 631 770 колебаний, соответствующих резонансной частоте энергетического перехода между уровнями сверхтонкой структуры основного состояния атома цезия-133 при отсутствии внешних воздействий (цезиевый стандарт частоты). В настоящее время атомная секунда принята за единицу времени в системе СИ вместо применявшейся ранее эфемеридной секунды. Шкала международного атомного времени TAI включает в себя осредненные показания нескольких различных атомных эталонов частоты (времени).

2.3. Системы отсчета времени, применяемые в СНС

В перечень систем отсчета времени, используемых в СНС входят как системы, на которых базируется работа активной стороны СНС (сегмент управления и НКА), так и системы, применяемые пассивной стороной - потребителем. Во многих случаях потребителю более интересны параметры времени применительно к местным условиям, поэтому далее мы рассмотрим как всемирные, так и местные системы отсчета времени.

Всемирное время UT (Universal Time). Это время иначе называется гринвичским средним солнечным и содержит год, месяц, число, час, минуту и секунду. Система введена в 1928 г. III Генеральной ассамблеей Международного астрономического союза. Год, месяц и число отсчитываются по Григорианскому календарю, остальные величины – по местному среднему времени t_{UT} на Гринвичском меридиане. Время t_{UT} измеряется по часовому углу среднего Солнца относительно Гринвичского меридиана плюс 12 ч. Так как существует движение полюсов Земли, то происходит изменение положения меридианов, и, в зависимости от того, какие поправки внесены, различают следующие разновидности всемирного времени:

- *UT*0 – всемирное время, получаемое в результате текущих астрономических измерений относительно неуточненного Гринвичского меридиана;
- *UT*1 – всемирное время среднего Гринвичского меридиана с учетом движения полюсов. Это время является основой для измерения времени в повседневной жизни;
- *UT*2 – то же, что и *UT1*, но с сезонными поправками;
- *UT*1*R* – отличается от *UT2* поправками на приливы.

Зная долготу места наблюдателя L, можно легко вычислить местное среднее время из равенства $UT = t - L$, где t – местное среднее время; откуда $t = UT + L$. Восточная долгота L при этом положительна, а западная отрицательна. Аналогично, гринвичское звездное время $S_{гр} = S - L$, где S – местное звездное время; соответственно $S = S_{гр} + L$.

Всемирное координированное время UTC. Это время после введения атомного стандарта частоты (времени) наиболее часто используется в повседневной жизни и измеряется по атомным часам. Именно сигналы UTC передаются по радиовещательным сетям, в составе телевизионного сигнала и выдаются серверами точного времени в Интернет. Показания атомных часов периодически, с периодом от 0,5 до 2,5 с, корректируются на 1 с так, чтобы раз-

ность UT-UTC не превышала 0,9 с. Поскольку в системах спутниковой навигации также применяется атомный стандарт частоты, синхронизируемый со стандартом UTC, при секундной коррекции UTC в системах СНС также производится коррекция и возникает событие "leap second" (секундный скачок). Информация об этом событии передается потребителю в соответствии с интерфейсом конкретной системы. По состоянию на 1 января 1990 г разность TAI-UTC составляла +25 с.

Поясное время ZT. В состав этого времени входят год, месяц и число, которые отсчитываются аналогично всемирному времени, а часы, минуты и секунды как местное среднее время центрального (основного) географического меридиана данного часового пояса $t_п$ по формуле $ZT = UTC + \Delta n$, где Δn – номер часового пояса. Поверхность Земли разделена на 24 часовых пояса, центральные меридианы которых различаются на 15^0. Поясное время впервые введено в ряде стран с1884 г, в России с 1919 г. Поясное время удобно использовать в повседневной жизни, так как не требуется уточнять время при перемещениях вдоль параллели.

Местное декретное время. Отличается от поясного времени ZT на величину декретной поправки $\Delta t_{дк}$, устанавливаемой законодательно. Это время использовалось в СССР до 1981 г, в настоящее время в России действует система летнего времени.

Летнее время. Вычисляется относительно поясного времени, как $t_л = ZT + 2$ ч. Как правило, летнее время вводится с 2 ч ночи последнего воскресенья марта до 3 ч ночи последнего воскресенья сентября. Время, действующее после отмены летнего, называется зимним $t_з$. Оно соответствует существовавшему ранее декретному времени с добавкой $\Delta t_{дк} = 1$ ч, таким образом, $t_з = ZT + 1$ ч.

Юлианский период. С точки зрения вычислений использование перечисленных выше систем отсчета не всегда удобно, так как требует использования как минимум четырех чисел: год, месяц, число и часы с долями. Поэтому на практике применяют систему отсчета, именуемую юлианским периодом, в которой счет текущего времени ведется в днях, равных средним солнечным суткам с десятичными долями. Все дни периода нумеруются по порядку.

Счет юлианских дней JD ведется от полудня 1 января 4713 г. до н.э. до заданного момента времени. Общая длительность юлианского периода составляет 7980 лет, а юлианское столетие содержит 36525 средних солнечных суток. Любой момент времени в этой системе выражается числом, в котором целая часть – число юлианских дней, прошедших до последнего среднего гринвичского по-

лудня, а дробная часть – интервал времени в долях средних солнечных суток T_c, прошедший от этого полудня, до заданного момента времени [2]. Пересчет календарной даты в юлианскую дату производится по формулам или справочным таблицам. Для разных периодов времени определяются различные справочные константы. Расчетная формула имеет обобщенный вид $t_{JD} = A + g_{kl} + n + t_{UT} - 0{,}5$, где A – константа для определенного периода времени; t_{UT} – часы, минуты и секунды всемирного времени на заданный момент, пересчитанные в доли T_c; k, l, n – год, месяц и число по общепринятому календарю; g_{kl} – число, определяемое на начало каждого месяца по справочной таблице.

Для удобства начало отсчета юлианских дней иногда смещают на некоторую величину. Наиболее часто используются следующие начальные моменты:

- Ноль часов всемирного времени 1 января 1900 г. (JD = = 2 415 020,0);
- Полночь 17 ноября 1858 г. (JD = 2 400 000,5) – начало модифицированного юлианского периода, обозначаемого MJD;
- Полдень 1 января 2000 г. (JD = 2 451 545), обозначается как J20-00.

2.4. Шкалы времени СНС и их синхронизация

Спутниковая навигационная система представляет собой комплекс орбитальных объектов, контрольных станций и приемников потребителей, имеющих жесткую привязку по пространственно-временным параметрам. Более того, большинство параметров орбитального движения НКА с точки зрения потребителя выражается через функции от времени. Применение пассивных (беззапросных) дальномерных методов подразумевает взаимную синхронизацию по времени излучения всех НКА. При этом все компоненты СНС должны использовать единую шкалу времени.

Очевидно, что реализовать эти требования в полной мере невозможно, так как для этого потребуется оснастить идентичными высокоточными эталонами частоты (времени) все составляющие системы, включая аппаратуру потребителей. Поэтому на практике применяют три шкалы времени – системную шкалу, бортовую шкалу и шкалу потребителя, перечисленные в порядке снижения доступной точности.

Основной шкалой времени СНС является системная, поскольку она оказывает прямое или косвенное влияние на синхронизацию всех подсистем СНС. Для ее формирования используются наибо-

лее точные квантовые эталоны времени и частоты, расположенные в наземных командно-измерительных станциях и обеспеченные специальными техническими и алгоритмическими решениями.

Бортовая шкала времени формируется квантовым эталоном ("атомными часами") расположенным на борту НКА. К этому эталону привязываются все навигационные сигналы, излучаемые НКА. Бортовые эталоны работают в гораздо более жестких условиях и технически менее обеспечены, поэтому имеют меньшую стабильность, чем системные эталоны. Между бортовой и системной шкалой неизбежно возникает расхождение, которое измеряется и периодически устраняется наземным сегментом управления. Для определения величины ухода бортовой шкалы относительно системной наземный комплекс управления производит сверку шкал. В процессе сверки по принятым наземной станцией навигационным сигналам НКА измеряется значение времени по бортовой шкале на момент начала излучения сигнала $t_{изл}$. В момент начала его приема наземной станцией время по бортовой шкале вычисляется, как [2]

$$t_{БШВ} = t_{изл} + \Delta t_{распр} + \Delta t_{рэ} + \Delta t_{ат} + \Delta t_{апп} \quad ,$$

где $\Delta t_{распр}$ – время распространения от фазового центра передающей антенны НКА до фазового центра приемной антенны измерительной станции; $\Delta t_{рэ}$ – уход бортовой шкалы времени из-за релятивистских эффектов, определяемый с точностью до единиц наносекунд; $\Delta t_{ат}$ – сдвиг бортовой шкалы на величину задержек распространения в атмосфере; $\Delta t_{апп}$ – аппаратурные и метрологические погрешности. Уход бортовой шкалы времени относительно системной определяется, как разность между вычисленным значением $t_{БШВ}$ и эталонным временем системы. Существуют активный (запросный) и пассивный (беззапросный) методы измерения величины дальности до НКА для вычисления параметра $t_{распр}$. Активный метод более прост и позволяет получать более точные результаты, но требует применения дополнительной аппаратуры. В настоящее время система ГЛОНАСС использует активный метод, а GPS – пассивный.

Обычно коррекция бортовой шкалы времени происходит эпизодически, при ее уходе относительно системной шкалы больше допустимого значения. Существует два вида коррекции. В случае обнаружения смещения временных интервалов шкал (разность фаз кодовых последовательностей) производится фазирование бортовой шкалы, позволяющее совместить шкалы с точностью до десятков наносекунд. Совместно с фазированием либо независимо от

него может проводится изменение оцифровки (коррекции кода на целое число секунд).

В настоящее время все СНС управляются с ограниченных территорий и коррекцию бортовых шкал времени удается производить лишь эпизодически. Поэтому применяется прогнозирование ухода бортовой шкалы. По результатам длительных наблюдений за уходом бортовой шкалы составляется математическая модель и вычисляется систематическая составляющая ухода. Предсказание систематической составляющей позволяет загрузить в бортовую память каждого НКА соответствующие частотно-временные поправки, которые затем передаются потребителю в составе эфемеридной информации.

Наиболее нестабильной и смещенной относительно системной шкалы является шкала времени потребителя, которая формируется кварцевым генератором приемника. Шкала времени потребителя корректируется при помощи соответствующей части навигационной информации, принимаемой с НКА. Существует несколько способов синхронизации шкалы времени потребителя. В первом способе информация, принятая потребителем, используется как для расчета текущего ухода бортовой шкалы времени относительно системной, так и для привязки шкалы времени потребителя к системной шкале при нахождении *временной координаты* t'. Этот способ наиболее распространен и обеспечивает точность привязки не менее 1 мкс.

Второй способ основан на том, что потребителю в навигационном сообщении передаются метка времени НКА и частотно-временные поправки. Точность привязки в этом случае ниже и зависит от знания дальности до НКА (т.е. времени распространения сигнала $\Delta t_{распр}$). Третий способ аналогичен второму, но в качестве источника информации используются дальномерные коды.

2.5. Системы координат, применяемые в СНС

Движение НКА, как и любого небесного тела, описывается законами небесной механики и происходит под действием сил инерции и притяжения Земли. Соответственно, движение спутника рассматривается в системе координат с центром, расположенном в центре масс Земли. На рис. 2.2 схематически показаны геоцентрические системы координат, применяемые в СНС [2].

Геоцентрическая инерциальная система координат. Классической системой координат, в которой описывается траекторное движение НКА, является геоцентрическая инерциальная система координат $OX_0Y_0Z_0$. Начало координат расположено в центре масс Земли.

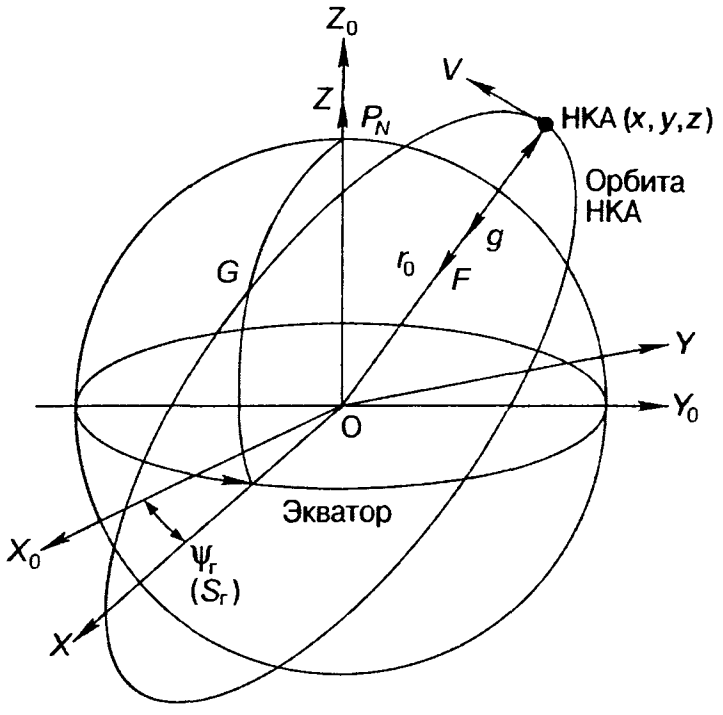

Рис. 2.2. Геоцентрические системы координат

Ось OX_0 лежит в плоскости экватора и направлена в точку весеннего равноденствия (точка Весны или точка Овна, обозначаемая знаком созвездия Овна – γ). Ось OZ_0 направлена вдоль оси вращения Земли в сторону Северного полюса P_N, а ось OY_0 дополняет систему координат до правой.

Геоцентрическая подвижная система координат. Центр геоцентрической подвижной системы координат $OXYZ$ также совпадает с центром масс Земли O, а ось OZ совпадает с осью OZ_0. Ось OX лежит в плоскости экватора и проходит через Гринвичский меридиан. Ось OY дополняет систему до правой. Плоскость OXZ образует на поверхности Земли линию сечения, соответствующую нуль-пункту принятой системы отсчета долгот. В процессе суточного вращения ось OX периодически проходит через точку γ. Интервал между такими последовательными моментами соответствует одним звездным суткам. Солнечные сутки, отсчитываемые по движению Солнца, имеют большую продолжительность из-за движения Земли по орбите.

Угол $\psi_г$ между осями OX и OX_0 соответствует гринвичскому звездному времени и рассчитывается с учетом звездной даты и времени на Гринвичском меридиане:

$$\psi_г = S_г = S_0 + \omega_3 t(1 + \upsilon_3),$$

где $\omega_З = 15\ ^0/ч = 7{,}292115 \cdot 10^5$ рад/ч – угловая скорость вращения Земли; S_0 – гринвичское звездное время (угол между осями OX_0 и OX на момент ноля часов всемирного времени) в заданный день; t – всемирное время заданной даты, на которое рассчитывается угол ψ_r; $\upsilon_З = 0{,}002737909$ – коэффициент связи звездных и солнечных суток.

В свою очередь, гринвичское звездное время S_0 на момент t_0 вычисляется при помощи формулы Ньюкома

$$S_0 = 64_ч 15_{мин} 0{,}54841_c + 8640184{,}812866_c T + 0{,}093104_c T^2 - 6{,}2_c 10^{-6} T^3,$$

где $T = JD0 - 2451545)/36525$ – время, измеренное в долях юлианского столетия и отсчитываемое от момента времени (эпохи) 12 ч всемирного времени $UT1$ на 1 января 2000 г. до момента t_0; JD0 – время t_0, выраженное в юлианских днях.

Наземный сегмент управления формирует информацию о движении НКА в геоцентрической подвижной системе координат, которая затем передается потребителю в навигационном сообщении. После вторичной обработки информации в этой же системе координат определяется положение самого потребителя. Но подавляющее большинство потребителей в повседневном применении интересуют геодезические координаты - широта, долгота и высота.

Геодезическая система координат. Геодезические координаты точки описывают ее расположение относительно поверхности Земли. Физическая модель Земли представляет собой эллипсоид (рис. 2.3) с большой полуосью a, лежащей в экваториальной плоскости, и малой полуосью b.

Геодезическая широта точки U – величина угла B между нормалью к поверхности эллипсоида и плоскостью экватора. *Геодезическая долгота* точки U – величина угла L между плоскостью начального меридиана и плоскостью меридиана, проходящего через точку U. Положительное направление отсчета долгот – от начального меридиана к востоку. *Геодезическая высота* – расстояние H по нормали от точки U до поверхности эллипсоида.

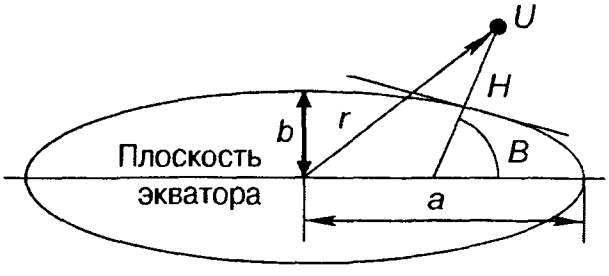

Рис. 2.3. Земной эллипсоид

Прямоугольные геоцентрические координаты $\{x, y, z\}$, вычисленные в ходе навигационных определений, затем подлежат преобразованию в геодезические координаты $\{B, L, H\}$ с использованием соотношений

$$x = (N + H)\cos B \cos L;$$

$$y = (N + H)\cos B \sin L;$$

$$z = [(1 - e^2)N + H]\sin B,$$

где $N = a/\sqrt{1 - e^2 \sin^2 B}$; $e = \sqrt{1 - b^2/a^2} = \sqrt{2\alpha - \alpha^2}$ – *эксцентриситет эллипсоида*; $\alpha = 1 - b/a$ – *параметр сжатия эллипсоида*.

2.6. Движение спутника в инерциальной системе координат

Если при определении траектории движения спутника подразумевают его движение под действием только силы притяжения Земли, с одним притягивающим центром в центре масс Земли, то такое движение называют *невозмущенным* или *кеплеровым*.

Если при определении траекторного движения спутника учитывают возмущающие силы, такие как притяжение Луны и Солнца, давление светового излучения, неравномерность гравитационного поля Земли и другие, то такое движение называется *возмущенным*.

2.6.1. Невозмущенное (кеплерово) орбитальное движение

В соответствии со вторым законом Ньютона движение центра масс спутника в инерциальной системе координат $OX_0Y_0Z_0$ описывается уравнением

$$F = mg, \tag{2.1}$$

где m – масса спутника; g – вектор центростремительного ускорения; F – вектор силы земного притяжения.

В свою очередь, сила земного притяжения

$$F = kMm/r^2 = \mu m/r^2,$$

где $k = 6{,}672 \cdot 10^{-11}$ м^3/кгс^2 – универсальная гравитационная постоянная; $M = 5{,}974242 \cdot 10^{24}$ кг – масса Земли; r – расстояние от центра Земли до спутника; $\mu = kM = 3{,}9860044 \cdot 10^{14}$ м^3/с^2 – геоцентрическая гравитационная постоянная Земли.

Если вектор центростремительного ускорения g выразить через производную по времени от r

$g = d^2r/dt^2$,

то уравнение движения (2.1) примет вид

$F = m(d^2r/dt^2)$.

Траекторию движения спутника в пространстве, иначе называемую *орбитой*, можно описать через проекции на оси инерциальной системы координат [2]:

$$\frac{d^2x_0}{dt^2} = -\mu\frac{x_0}{r^3};\ \frac{d^2y_0}{dt^2} = -\mu\frac{y_0}{r^3};\ \frac{d^2z_0}{dt^2} = -\mu\frac{z_0}{r^3}. \qquad (2.2)$$

Здесь x_0, y_0, z_0 – текущие координаты спутника в проекциях радиус-вектора r на оси координат, $r = \sqrt{x_0^2 + y_0^2 + z_0^2}$.

Первый закон Кеплера гласит, что *любая траектория спутника, движущегося в центральном поле тяготения, лежит в неподвижной относительно инерциальной системы координат плоскости, проходящей через центр тяготения, и представляет собой кривую второго порядка, в одном из фокусов которой находится центр притяжения*. Плоскость, в которой лежит траектория движения спутника, называется *орбитальной плоскостью* (рис. 2.4) [2].

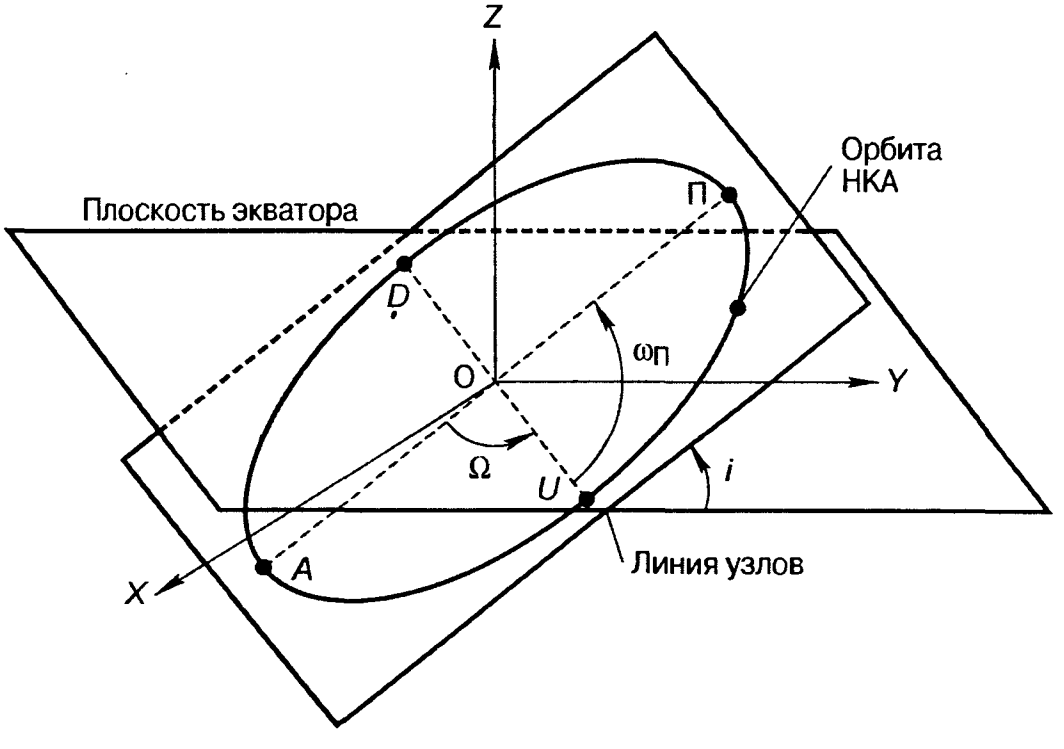

Рис. 2.4. Элементы кеплеровой орбиты спутника

Проходящая через экватор плоскость XOY называется *экваториальной плоскостью*. Ориентация орбитальной плоскости характеризуется ее положением относительно экваториальной плоскости. Линия пересечения этих плоскостей называется *линией узлов*, а *узлами орбиты* спутника являются точки пересечения орбиты с экваториальной плоскостью. Узел U, образующийся при движении спутника из южной небесной полусферы в северную, называют *восходящим*, а узел D, образующийся при движении из северной небесной полусферы в южную – *нисходящим*.

Для однозначного определения положения орбитальной плоскости относительно экваториальной применяются два орбитальных элемента: *долгота восходящего узла* Ω и *наклонение орбиты* i. Угол Ω отсчитывают в экваториальной плоскости от оси OX до линии узлов, в диапазоне от 0 до 360°. Угол i отсчитывают, как угол между экваториальной и орбитальной плоскостями в диапазоне от 0 до 180°. В зависимости от величины i применяются следующие наименования орбиты:

$i = 90°$ – *полярная*;

$i \approx 90°$ – *приполярная*;

$i = 0°$ – *экваториальная*;

$0 < i < 90°$ – *наклонная*.

Орбита спутника в полярной системе координат (r, ϑ) с центром, совпадающим с центром масс Земли описывается уравнением кривой второго порядка, один из фокусов которой совпадает с центром координат:

$$r = \frac{p}{1 + e\cos(\vartheta - \vartheta_0)}, \tag{2.3}$$

где p – фокальный параметр; e – эксцентриситет; ϑ – угол между положительным направлением полярной оси и фокальной осью. При $\vartheta = 0$ полярная ось направлена от центра к ближайшей вершине кривой, а при $\vartheta = \pi$ в противоположную сторону. Для определенности примем $\vartheta_0 = 0$. Угол ϑ называется *истинной аномалией* (рис. 2.5).

Эксцентриситет e определяет форму орбиты. При $e = 0$ орбита является круговой; при $0 < e < 1$ эллиптической, с вытянутостью, зависящей от e и p; при $e = 1$ параболической; при $e > 1$ орбита имеет форму гиперболы. Навигационные спутники как правило движутся по эллиптическим орбитам, в одном из фокусов орбиты находится Земля.

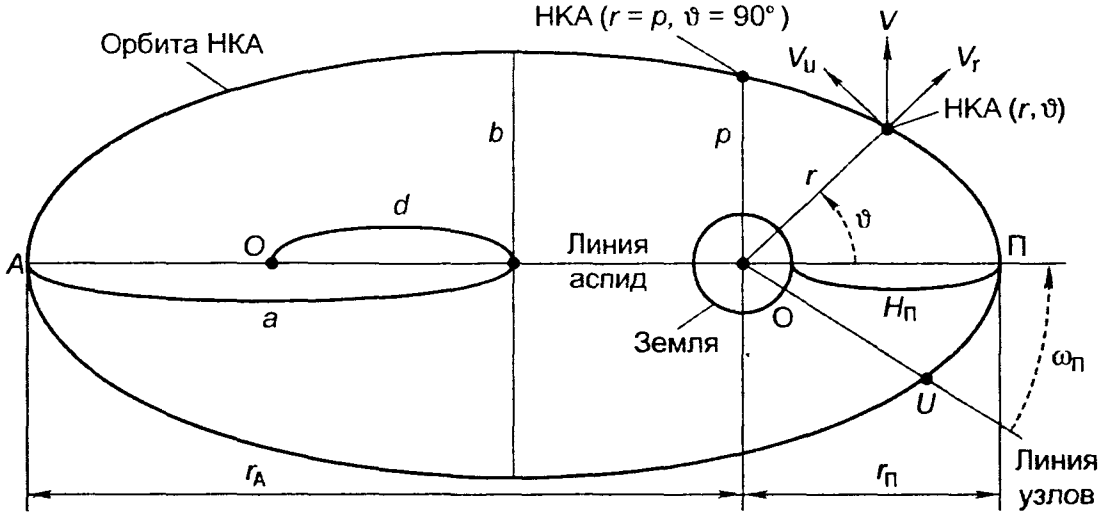

Рис. 2.5. Параметры эллиптической орбиты

Прямую линию, проходящую через фокусы эллипса O, называют *линией апсид*, а точки пересечения этой линии с эллипсом – *апсидами*. Ближайшую к центру полярной системы координат вершину (точка *П*) называют *перицентром*, а удаленную вершину (точка *А*) – *апоцентром*. Это обобщенные термины. Если спутник вращается по эллиптической орбите вокруг Земли, то эти точки называются соответственно *перигей* и *апогей*. Заметим, что точку апоцентра имеют только эллиптические орбиты.

Поскольку радиус Земли известен ($R_З$ = 6371 км), то расстояния апогея и перигея иногда выражают как $r_A = R_З + H_A$; $r_П = + H_П$, где H_A и $H_П$ – высоты апогея и перигея относительно поверхности Земли.

Параметр $\omega_П$ – это *угол перигея (аргумент)* между направлением на перигей и линией узлов, характеризующий *ориентацию орбиты* в орбитальной плоскости.

Ориентация невозмущенной орбиты и ее геометрические параметры неизменны во времени, поэтому параметры e, p, i, $\omega_П$, Ω не меняются при движении спутника по орбите. И лишь истинная аномалия ϑ указывает положение спутника на орбите в заданный момент времени t_k. Время, в которое спутник оказывается в заданной точке орбиты, обычно называют *эпохой*. Чтобы установить некую условную точку отсчета при движении спутника по замкнутой орбите, фиксируют время τ прохождения спутником характерной точки орбиты. Например, время прохождения точки перигея $\tau = t_П$ называют *временем перигея*. Когда время прохождения опорной точки известно, можно определить положение спутника на орбите в произвольный момент времени t при помощи уравнения Кеплера:

$$t-\tau=\sqrt{\frac{a^3}{\mu}(E-e\sin E)}, \qquad (2.4)$$

где E – *эксцентрическая аномалия*, определяемая из соотношения [2]

$$tg\frac{E}{2}=\sqrt{\frac{1-e}{1+e}}tg\frac{\vartheta}{2}.$$

Геометрический смысл параметра E проиллюстрирован на рис. 2.6, где кроме эллиптической орбиты спутника приведена гипотетическая круговая орбита. На ней фиксируется точка H_1, имеющая одинаковую со спутником абсциссу, и для этой точки определяется угловой параметр E.

Когда спутник движется по эллиптической орбите, его угловая скорость непостоянна и зависит от положения на орбите. Для вычислений удобнее использовать равномерное движение с постоянной угловой скоростью. С этой целью вводится угловой параметр M – *средняя аномалия* для момента времени t, или *средняя аномалия эпохи* t:

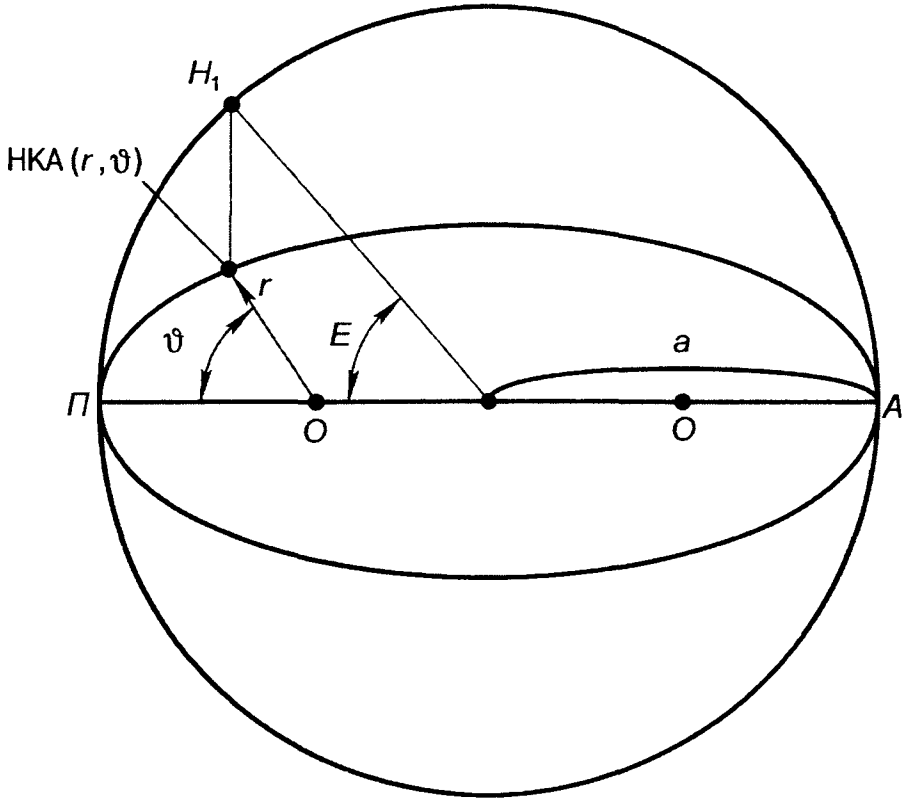

Рис. 2.6. Геометрический смысл эксцентрической аномалии

$$M = 360°(t - t_0)/T = n(t - \tau), \qquad (2.5)$$

где t_0 – некоторый начальный момент времени; $n = 360° / T = \sqrt{\mu / a^3}$ – *средняя угловая скорость* (*среднее движение*).

Среднюю угловую скорость можно определить иначе, дифференцируя (2.5) по времени:

$$n = dM/dt.$$

Геометрический смысл параметра M состоит в том, что он характеризует гипотетическое положение спутника, равномерно движущегося по орбите с угловой скоростью, равной средней угловой скорости n. Чем ближе истинная орбита спутника к круговой, тем больше значение M приближается к значению ϑ, и тем ближе параметр n к истинной угловой скорости.

С учетом (2.5) уравнение Кеплера (2.4) можно представить в виде

$$M = E - e \sin E.$$

В [2] отмечено, что при движении спутников по почти круговым орбитам $e \to 0$ и возникают вычислительные трудности, для устранения которых используются преобразованные параметры. Например, вместо элементов e, $\omega_П$ используются параметры $q = e \cos \omega_П$, $k = e \sin\omega_П$.

От орбитальных координат (r, ϑ) можно перейти к инерциальным, для чего необходимо осуществить три последовательных поворота орбитальной системы координат на углы $\omega_П$, i, Ω. В результате преобразования получаем уравнения:

$$\begin{aligned} x_0 &= r[\cos(\vartheta + \omega_П)\cos\Omega - \sin(\vartheta + \omega_П)\sin\Omega\cos i]; \\ y_0 &= r[\cos(\vartheta + \omega_П)\sin\Omega - \sin(\vartheta + \omega_П)\cos\Omega\cos i]; \qquad (2.6) \\ z_0 &= r\sin(\vartheta + \omega_П)\sin i. \end{aligned}$$

где значение r вычисляется из (2.3). Как уже отмечалось, параметры e, p, i, $\omega_П$, Ω неизменны во времени и описывают форму и размеры орбиты и ее ориентацию в пространстве. Мгновенное положение спутника на орбите характеризуется истинной аномалией ϑ. Из (2.6) следует, что можно ввести иной параметр, описывающий положение спутника на орбите – *аргумент широты* спутника $u = \vartheta + \omega_П$. Как и $\omega_П$, он отмеряется от восходящего узла орбиты.

Дифференцируя (2.6) по времени, получаем

$$\frac{dx_0}{dt} = V_{x0} = V_{r0}\frac{x_0}{r} - V_u(\sin u\cos\Omega + \cos u\sin\Omega\cos i);$$
$$\frac{dy_0}{dt} = V_{y0} = V_{r0}\frac{y_0}{r} - V_u(\sin u\sin\Omega + \cos u\cos\Omega\cos i); \qquad (2.7)$$
$$\frac{dz_0}{dt} = V_{z0} = V_{r0}\frac{z_0}{r} + V_u\cos u\sin i.$$

где

$V_{r0} = \frac{dr}{dt} = \sqrt{V_{x0}^2 + V_{y0}^2 + V_{z0}^2} = \sqrt{\mu / p}\, e\sin\vartheta$ – радиальная составляющая вектора V скорости спутника (рис. 2.5);

$V_u = r\frac{d\vartheta}{dt} = \sqrt{\mu / p}\,(1 + e\cos\vartheta)$ – поперечная составляющая вектора V скорости спутника (рис. 2.5).

Часто употребляемым параметром является *секториальная скорость* $V_{ск}$, под которой подразумевается площадь сектора эллипса, описываемого радиус-вектором спутника за единицу времени. Это величина, постоянная для любой точки орбиты что соответствует *второму закону Кеплера*:

$$V_{ск} = \frac{1}{2}r^2\frac{d\vartheta}{dt} = \frac{1}{2}\sqrt{p\mu}.$$

Вычислив площадь эллипса, как $S_{эл} = \pi ab$, можно вычислить время, за которое радиус-вектор совершает полный оборот:

$$T = S_{эл}k / V_{ск} = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}}. \qquad (2.8)$$

Время полного оборота радиус-вектора называют *сидерическим* или *звездным* периодом. Период времени между двумя последовательными прохождениями спутником одного и того же меридиана *называется синодическим периодом*. Вследствие вращения Земли сидерический и синодический периоды не совпадают.

Третий закон Кеплера устанавливает соотношение между периодами обращения двух спутников и большими полуосями их орбит:

$$T_1^2 / T_2^2 = a_1^3 / a_2^3$$

Если период обращения спутника равен звездным суткам ($T = T_З$), такие спутник относят к суточным, а при периоде обращения кратном $T_З$ к синхронным. Если площадь орбиты суточного спутника лежит в плоскости экватора, такой спутник называют *геостационарным*, так как он неподвижен относительно экватора.

Период обращения НКА ГЛОНАСС 11,2 ч; НКА GPS NAVSTAR 12 ч. Таким образом, спутник GPS один раз в сутки проходит над одной и той же точкой на поверхности земли. Период обращения геостационарных спутников 23 ч 56 мин. 4,091 с.

Форма орбиты спутника и ориентация орбитальной плоскости в инерциальной системе координат определяется начальными условиями вывода на орбиту. Начальная точка орбиты и вектор скорости спутника должны лежать в орбитальной плоскости. Для движения спутника по круговой орбите необходимо, чтобы возникающая центробежная сила была равна силе тяготения, или, иначе, чтобы начальная скорость соответствовала круговой скорости $V_{кр}$ на заданной высоте H_A и была направлена перпендикулярно радиус-вектору r.

Начальная скорость определяется равенством $V_{кр} = \sqrt{\mu / p}$, где p определяется из выражения (2.3), при условии, что $r = R_З + H_A$. Если принять $r = R_З$ то получим $V_{кр} = V_1 = 28500$ км/ч = 7,91 км/с - первая космическая скорость. Для GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС $V_{кр} \approx 3{,}95$ км/с.

Для вывода спутника на эллиптическую орбиту необходимо ускорить его до второй космической скорости $V_{II} = 40300$ км/ч = 11,2 км/с. Скорость движения спутника по эллиптической орбите максимальна в перигее и минимальна в апогее, в соответствии с выражением

$$V_{иэ} = \sqrt{\mu(2/r - 1/a)}\,.$$

При использовании в навигационной системе круговых орбит спутники движутся с постоянной угловой скоростью, что значительно упрощает расчеты и прогнозирование координат спутников в приемниках потребителей и наземных контрольных станций. С другой стороны, использование вытянутых эллиптических орбит с апогеем, расположенным над заданным районом, позволяет спутнику находиться максимальное время именно над этим районом. Но в этом случае в процессе движения спутника будет значительно изменяться расстояние до потребителя и условия прохождения сигнала, что приводит к значительному расширению динамического диапазона и усложнению аппаратуры потребителя. Кроме того, эллиптические орбиты менее стабильны. В навигационных системах GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС применяются круговые орбиты.

2.6.2. Орбитальное движение с учетом возмущающих факторов

В реальных условиях при движении спутника по орбите на него, кроме притяжения Земли, воздействуют разнообразные дополнительные силы, называемые *возмущающими*:

- притяжение Луны и Солнца;
- давление светового излучения Солнца ("солнечный ветер");
- неравномерность гравитационного поля Земли;
- сопротивление среды при движении спутника.

Они малы по сравнению с центральной силой притяжения, но их длительное воздействие приводит к отклонениям орбиты спутника от расчетной кеплеровой. Поскольку точность определения местоположения спутника на орбите чрезвычайно важна для навигационных систем, возмущениями орбиты пренебрегать нельзя.

При расчете возмущенного орбитального движения принято считать [2], что спутник в каждый момент времени находится на той невозмущенной (эллиптической) орбите, которая рассчитана с учетом прекращения в этот момент действия возмущающих сил. Сказанное справедливо и для круговой орбиты, которую в данной ситуации можно рассматривать как частный случай эллиптической. В отличие от идеального невозмущенного движения, элементы возмущенной орбиты непостоянны. Каждой точке возмущенной орбиты соответствует своя кеплерова орбита, которая называется *оскулирующей*, а ее орбитальные параметры - *оскулирующими*. Следовательно, истинную орбиту спутника можно представить в виде огибающей набора оскулирующих траекторий, построенных для различных моментов времени. При стремлении к нулю интервала между расчетными моментами времени количество оскулирующих орбит стремится к бесконечности, а огибающая приближается к истинной орбите.

Возмущающие воздействия различаются по своей периодичности. *Вековые* возмущения приводят к постоянному медленному изменению параметров орбиты. Периодические возмущения повторяются через определенный интервал времени и подразделяются на *кратко-* и *долгопериодические*. Периодичность возмущений обусловлена периодическим характером движения спутника и аппроксимацией ряда возмущающих факторов. Изменения периода обращения спутника характеризуются *драконическим периодом* $T_{др}$, который представляет собой время полета от экватора до экватора. При наклонении орбиты $i = 60°$ или $i = 120°$ получаем $T_{др} = T$.

Установлено, что при определенных допущениях вековые изменения параметров *i, p, e* пренебрежимо малы, но периодические изменения должны быть учтены. Величина изменений разных орбитальных параметров зависит от ориентации орбиты. Так, амплитуда колебаний параметра *i* максимальна при $i = 45°$ или $i = 135°$, для полярной и экваториальной орбит изменениями *i* можно пренебречь. Амплитуда колебаний *p* максимальна для полярных орбит и отсутствует для экваториальных. Колебания параметра *e* носят сложный гармонический характер, параметру *a* присущи небольшие вековые уходы, пропорциональные уходу точки перигея, и небольшие периодические возмущения.

Орбитальная плоскость и сама орбита вращаются (прецессируют) в инерциальной системе координат). Скорость прецессии орбиты зависит от наклонения *i* и фокального параметра *p*. Вековой уход долготы восходящего узла Ω в первом приближении у полярных орбит отсутствует, а у экваториальных максимален. Периодическими возмущениями Ω, как правило, отсутствуют. Вековой уход аргумента перигея $\omega_п$ в первом приближении составляет $\Delta\omega_п = \pi\varepsilon(5\cos^2 i - 1)/(\mu p^2)$, где $\varepsilon = 2{,}634 \cdot 10^{25}$ м^5/с – коэффициент, учитывающий конфигурацию Земли. Из выражения следует, что вековой уход перигея максимален при $i = 0$ и $i = 180^0$. Наиболее стабильные в орбитальной плоскости орбиты получаются при $i = 63^0 29'06''$ или $i = 116^0 35'54''$, когда $\Delta\omega \approx 0$.

Описанные возмущения параметров орбиты, обусловленные нецентральностью поля тяготения Земли, влияют на величину радиус-вектора и приводят к интересному эффекту: над экватором высота полета спутника увеличивается, а над полюсами уменьшается.

Анализируя возникающие возмущения орбитальных параметров, можно сделать выводы:

- экваториальные орбиты имеют наиболее стабильную форму, но нестабильное положение орбитальной плоскости и самой орбиты в этой плоскости;
- полярные орбиты имеют стабильную орбитальную плоскость, но сравнительно большие изменения формы орбиты и ее ориентации в орбитальной плоскости;
- наклонные орбиты с $i \approx 60°$ имеют компромиссную стабильность параметров, особенно высоки стабильность перигея, характеризующего положение орбиты в орбитальной плоскости и период обращения.

В навигационных системах GPS и ГЛОНАСС применяются средневысотные наклонные ($i \approx 60°$) орбиты. Практические исследова-

ния возмущений, присущих этим орбитам, показали, что периоды колебаний параметров i и Ω составляют от десятков до сотен лет, в зависимости от начальных параметров. Влияние атмосферного торможения для спутников с орбитой выше 1000 км практически отсутствует. Влияние притяжения Луны примерно вдвое больше влияния Солнца, причем возмущения из-за влияния Луны и Солнца превосходят возмущения, возникающие из-за неравномерности поля притяжения Земли.

Для правильного определения истинных пространственных координат спутника в составе навигационного сообщения передаются регулярно обновляемые оскулирующие параметры и поправки к ним.

Рассмотрение параметров истинной орбиты и возмущенного орбитального движения – это лишь первый шаг в формировании теоретической базы, соответствующей требованиям потребителя. Как известно, координаты потребителей навигационных систем определяются не в инерциальной, а в подвижной системе координат, жестко связанной с Землей. Для ГЛОНАСС это ПЗ-90, для GPS – WGS-84. Соответственно, координаты и составляющие вектора скорости НКА должны определяться в той же системе координат, что и координаты потребителя.

Положение спутника (центра его масс) на орбите определяется радиус-вектором r. Координаты его конца в геоцентрической инерциальной системе координат $OX_0Y_0Z_0$ обозначим как x_0, y_0, z_0; в геоцентрической подвижной системе координат $OXYZ$ как x, y, z. Уравнения, описывающие движение конца радиус-вектора в разных системах координат, отличаются вследствие различного нахождения производной по времени. Производная по времени радиус-вектора r в любой геоцентрической системе координат определяется, как вектор, проекции которого на оси этой системы координат равны производным по времени от проекций самого радиус-вектора на эти же оси.

Согласно принятым обозначениям, в геоцентрической инерциальной системе координат

$$V_{r0} = \frac{dr_0}{dt} = \left\{ \frac{dx_0}{dt}, \frac{dy_0}{dt}, \frac{dz_0}{dt} \right\};$$

в геоцентрической подвижной системе координат

$$V_r = \frac{dr}{dt} = \left\{ \frac{dx}{dt}, \frac{dy}{dt}, \frac{dz}{dt} \right\}.$$

Производная радиус-вектора в инерциальной системе координат называется *полной*, в других системах – *локальной*. Полная производная определяет вектор V_{r0} *абсолютной скорости* в инерциальной системе координат.

Локальная производная определяет вектор *относительной скорости* в некоторой подвижной системе координат, например, в системе координат *OXYZ*.

Обозначим полную производную как dr/dt, локальную производную как $\tilde{d}r/dt$ и установим между ними связь:

$$\frac{dr}{dt} = \frac{\tilde{d}r}{dt} + \omega_m \times r \qquad (2.9)$$

где ω_m – вектор абсолютной угловой скорости подвижной системы координат относительно инерциальной; $\times$ – символ операции векторного умножения.

В соответствии с выражением (2.9) для описания траекторного движения в геоцентрической подвижной системе координат необходимо в уравнениях движения (2.7) приведенных для инерциальной системы перейти от полной второй производной к локальной:

$$\frac{d^2r}{dt^2} = \frac{\tilde{d}V_r}{dt} + 2\omega_m \times V_r + \omega_m \times (\omega_m \times r). \qquad (2.10)$$

Три слагаемых в правой части (2.10) представляют собой соответственно относительное ускорение (ускорение в подвижной системе координат), кориолисово ускорение и переносное ускорение от вращательного движения подвижной системы координат относительно инерциальной.

Выражение (2.1) в подвижной системе координат, с учетом (2.10) принимает вид

$$\frac{F}{m} = \frac{\tilde{d}V_r}{dt} + 2\omega_m \times V_r + \omega_m \times (\omega_m \times r), \qquad (2.11)$$

где F – вектор внешних сил, действующих на спутник. В случае невозмущенного движения он соответствует вектору силы земного притяжения.

Ниже приведены уравнения возмущенного движения, используемые при расчетах в навигационной системе ГЛОНАСС:

$$\frac{\tilde{d}x}{dt}=V_x;\quad \frac{\tilde{d}y}{dt}=V_y;\quad \frac{\tilde{d}z}{dt}=V_z;$$

$$\frac{\tilde{d}V_x}{dt}=-\frac{\mu}{r^3}x+\frac{3}{2}C_{20}\frac{\mu a_e^2}{r^5}x\left(1-\frac{5z^2}{r^2}\right)+\omega_3^2x+2\omega_3V_y+\ddot{x}_{лс};$$

$$\frac{\tilde{d}V_y}{dt}=-\frac{\mu}{r^3}y+\frac{3}{2}C_{20}\frac{\mu a_e^2}{r^5}y\left(1-\frac{5z^2}{r^2}\right)+\omega_3^2y+2\omega_3V_x+\ddot{y}_{лс}; \qquad (2.12)$$

$$\frac{\tilde{d}V_z}{dt}=-\frac{\mu}{r^3}z+\frac{3}{2}C_{20}\frac{\mu a_e^2}{r^5}z\left(1-\frac{5z^2}{r^2}\right)+\ddot{z}_{лс},$$

где a_e – экваториальный радиус Земли; C_{20} – гармоника, характеризующая дополнительную силу, обусловленную полярным сжатием Земли; $\ddot{x}_{лс}, \ddot{y}_{лс}, \ddot{z}_{лс}$ – лунно-солнечные гравитационные ускорения.

2.7. Навигационные характеристики спутников

К основным навигационным характеристикам НКА относятся:

- зона обзора
- зона видимости
- продолжительность наблюдения

Зоной обзора НКА называется участок земной поверхности, на котором можно принимать сигналы НКА и осуществлять за ним наблюдение. Центром зоны обзора является *географическое место спутника* – точка $O_З$, расположенная в месте пересечения земной поверхности с линией, соединяющей центры масс Земли и НКА. При движении спутника по орбите на поверхности Земли образуется совокупность географических мест – *трасса* спутника. Очевидно, что трасса спутника не поднимается выше географической широты, равной *i*. Географическая широта и долгота точки $O_З$ могут быть найдены из выражений

$$\varphi=\arcsin(\sin u\sin i);\quad \lambda=\Omega-S_г+\operatorname{arctg}(\operatorname{tg}u\cos i)+\dot{\Omega}t, \qquad (2.13)$$

где $\dot{\Omega}=\Delta\Omega/T$ – угловая скорость прецессии узла орбиты; $S_г$ - гринвичское звездное время; *i, u,* Ω – параметры орбиты.

Размер зоны обзора характеризуется величиной угла и зависит от высоты H_A полета спутника, так как зона обзора ограничена линией истинного горизонта. Величина β_{max} может быть найдена из выражения $\beta_{max}=\arccos[R_З/(R_З+H_A)]$.

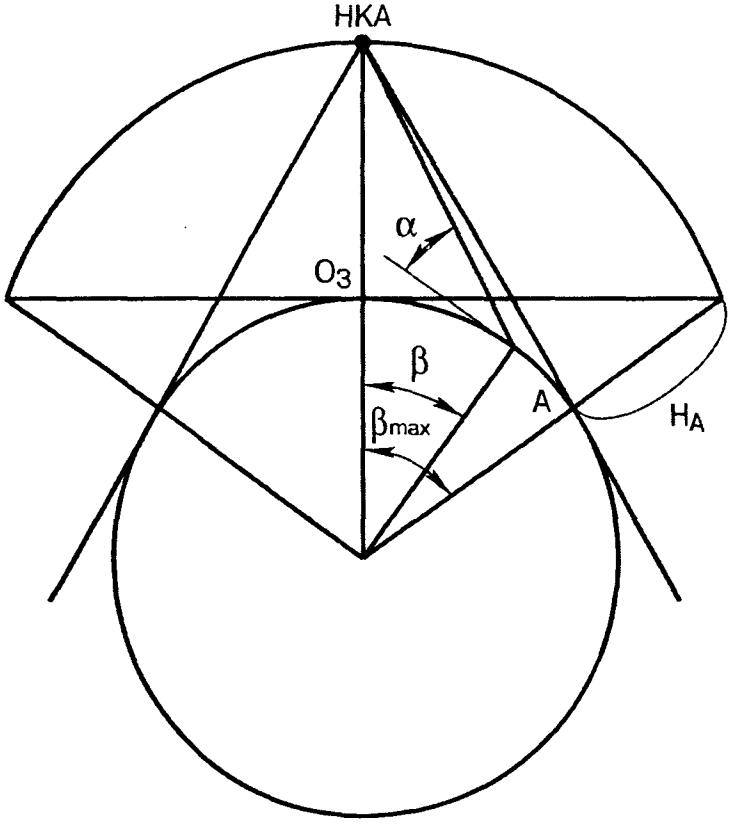

Рис. 2.7. Основные навигационные характеристики НКА

Существует понятие *радиогоризонта* – гипотетической линии горизонта, поднятой над линией истинного горизонта на угол маски $\alpha = 5 \ldots 10°$. Работоспособность СНС и соответствие ее характеристик техническим условиям гарантируется при наблюдении спутников, расположенных не ниже линии радиогоризонта. В этом случае зона обзора определяется углом $\beta < \beta_{max}$, где

$$\beta = \arccos\left[R_З \cos\alpha / (R_З + H_A)\right] - \alpha . \qquad (2.14)$$

Важными параметрами СНС являются *площадь обзора* $S_{об} = 2\pi R_З^2(1-\cos\beta_{max})$ и *относительная площадь обзора* $S_{об} / S_З = \sin^2\left(\beta_{max}^2 / 2\right)$, где $S_З = 4\pi R_З^2$ – площадь поверхности Земли. СНС ГЛОНАСС и GPS имеют следующие характеристики обзора: $\beta_{max} \approx 75{,}52°$, $S_{об} / S_З \approx 30\%$, $H_A \approx 19100 \ldots 20200$ км, $\alpha = 10°$.

Перечисленные характеристики оптимальны для построения *широкозонных* СНС, так как дальнейшее увеличение высоты полета незначительно расширяет зону обзора, но существенно увеличивает затраты на формирование *созвездия спутников*.

В [2] иллюстрируется определение условий видимости НКА для наблюдателя, расположенного в точке $O_З$, лежащей на трассе спутника (рис. 2.8). Область небосвода, в которой НКА наблюдается с момента восхода $\tau_{вх}$ над горизонтом, до момента захода $\tau_{вых}$, называется зоной видимости. Радиогоризонт находится выше истинного горизонта, поэтому угловой радиус зоны обзора уменьшается на величину α, как показано в (2.14). В данном случае угол α принято называть *минимально допустимой высотой* (радиогоризонта).

Продолжительность видимости НКА определяется разностью $t_{вид} = \tau_{вых} - \tau_{вх}$ и зависит от высоты полета, либо от периода обращения НКА. В случае круговой орбиты $t_{вид} = 2\beta/v = T\beta/\pi$, где $v = 2\pi/T$ – угловая скорость обращения спутника. Продолжительность видимости максимальна, если потребитель находится на трассе НКА (спутник проходит через зенит). Для системы ГЛОНАСС продолжительность видимости $t_{вид} \approx 300$ мин. Разумеется, если потребитель находится в стороне от трассы НКА, продолжительность видимости уменьшается. Приемник потребителя, как правило, принимает сигналы от нескольких НКА, расположенных в зоне видимости и использует алгоритм, позволяющий выбрать оптимальное сочетание НКА.

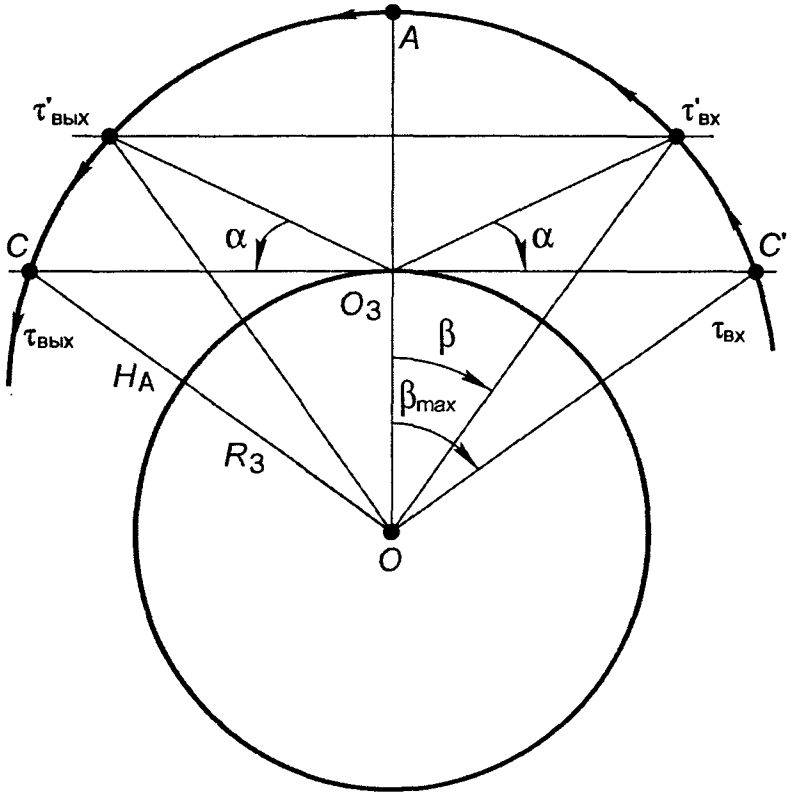

Рис. 2.8. Зона видимости спутника

2.8. Навигационные задачи и методы их решения

Навигационной задачей в СНС принято называть нахождение пространственно-временных координат потребителя и составляющих вектора его скорости, в совокупности называемых *вектором потребителя*. В результате решения навигационной задачи в общем случае должны быть найдены пространственные координаты потребителя (x, y, z), поправка t к шкале времени потребителя относительно шкалы времени СНС и составляющие вектора скорости как производные от координат потребителя во времени.

Потребитель имеет возможность измерять задержку сигнала и доплеровский сдвиг частоты (*радионавигационные параметры*), а также выделять из сигнала данные альманаха и эфемерид (*навигационное сообщение*). Геометрические параметры, которые соответствуют радионавигационным, принято называть *навигационными* параметрами. Так, задержке сигнала τ соответствует дальность $R = c\tau$, где c – скорость света; доплеровскому смещению частоты f_d соответствует радиальная скорость сближения $V_r = f_d\lambda$, где λ – длина волны излучаемого НКА сигнала. Функциональную связь между навигационными параметрами и вектором потребителя называют *навигационной функцией*. Конкретный вид функции определяется многими факторами: системой координат, характером движения потребителя и т.п.

В открытом пространстве геометрическое место точек с одинаковым значением R образует *поверхность положения* в виде сферы с радиусом R и центром, совпадающим с фазовым центром передающей антенны НКА. При пересечении двух поверхностей положения образуется *линия положения* – совокупность точек, имеющих два заданных значения навигационного параметра R. Пересечение двух сфер дает линию положения в виде окружности (рис. 2.9). *Местоположение* конкретной точки определяется по пересечению двух линий положения или, соответственно, трех поверхностей положения. В ряде случаев две линии положения могут пересекаться в двух точках (см. рис. 1.4), что порождает *неоднозначность местоположения*. Устранить неоднозначность можно лишь введением еще одной линии положения или дополнительной информации о местоположении.

2.8.1. Дальномерный метод

В большинстве применений СНС можно считать, что потребитель находится на поверхности Земли.

Рис. 2.9. Поверхности и линии положения

Условно примем форму Земли за идеальную сферическую. Тогда на рис. 2.9 сферу с радиусом R можно считать земной поверхностью с центром масс в точке O, а сферу с радиусом R_i поверхностью положения, образованной вокруг НКА с центром масс в точке O_i.

Уравнение сферы имеет вид:

$$R_i = \sqrt{[(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2]}, \qquad (2.15)$$

где R_i – дальность между i-м НКА и потребителем; x_i, y_i, z_i – известные на момент измерения координаты НКА; x, y, z – координаты потребителя.

Пространственные координаты потребителя находят в точке пересечения трех поверхностей положения, описываемых уравнением (2.15). Для наземного потребителя линия положения в случае с одним НКА представляет собой окружность на поверхности Земли (рис. 2-9). В случае с двумя НКА наземный потребитель может находиться в одной из двух точек, образованных при пересечении двух окружностей. Возникает неоднозначность, которая может быть устранена знанием ориентировочных координат потребителя. Если ориентировочные координаты неизвестны, неоднозначность устраняется измерением дальности до третьего НКА. Таким образом,

для определения координат потребителя *на поверхности* Земли, при условии абсолютной неизвестности предварительных координат, необходимо измерение как минимум *трех* дальностей до НКА.

В общем случае, когда высота потребителя над поверхностью Земли неизвестна, земная поверхность не может быть принята за одну из поверхностей положения. Тогда в случае со знанием предварительных координат требуется измерение дальностей минимум до трех спутников; в случае с абсолютной неизвестностью предварительных координат необходимо измерение дальностей до *четырех* спутников.

Если учесть, что некоторые спутники в разные моменты времени могут находиться близко к линии радиогоризонта, что чрезвычайно невыгодно с точки зрения приема радиосигнала и точности измерений, либо быть неисправны, то становится очевидной необходимость нахождения в зоне видимости потребителя как минимум 5-6 НКА, что и обусловливает существующую орбитальную структуру СНС. Меньшее количество видимых НКА снижает доступность, целостность и непрерывность навигационного поля СНС.

В дальномерном методе навигационная задача представляет собой систему уравнений (2.15), где количество уравнений определяется приведенными выше условиями. В уравнениях (2.15) неявно подразумевается, что все величины взяты в один момент времени, но координаты спутника определены в системной шкале времени, а задержки сигнала и координаты потребителя вычисляются в шкале времени потребителя. При расхождении шкал времени на величину Δt возникает погрешность измерения дальности $\Delta R = c\Delta t$, приводящая к возрастанию погрешности местоопределения. Приблизить синхронизацию шкал к идеальной можно при помощи использования потребителем эталона времени и частоты, периодически сверяемого с системной шкалой. На практике этот метод нереализуем для большей части потребителей из-за сложности и дороговизны оборудования и применяется лишь на некоторых контрольных и дифференциальных наземных станциях.

2.8.2. Псевдодальномерный метод

Расхождение шкал Δt на время проведения измерений можно считать постоянной величиной. Поэтому при измерении дальности до i-того НКА получают *псевдодальность* R'_i, отличающуюся от истинной дальности R_i на постоянную величину ΔR. Уравнение (2.15) для псевдодальности приобретает вид:

$$R_i' = \sqrt{[(x_i - x)^2 + (y_i - y)^2 + (z_i - z)^2]} + \Delta R. \qquad (2.16)$$

Как и в дальномерном методе, поверхностью положения является сфера с центром в центре масс НКА, но радиус этой сферы изменен на неизвестную величину ΔR. Для определения координат потребителя необходимо решить задачу с четырьмя неизвестными (x, y, z, ΔR). Следовательно, для решения системы уравнений в псевдодальномерном методе необходимо измерить псевдодальности минимум до четырех спутников. При этом по-прежнему возникает пространственная неоднозначность, которую стараются исключать при помощи априорного знания или предвычисления координат, в противном случае потребовалось бы измерение псевдодальностей до пяти НКА, что не всегда осуществимо на практике.

Жёсткие требования, предъявляемые псевдодальномерным методом к количеству наблюдаемых спутников, реализуются только в среднеорбитальных СНС. Низкоорбитальные СНС обеспечивают периодическую видимость 1 ... 2 НКА, поэтому определение координат потребителя в этих системах происходит не в реальном времени, а после проведения последовательных измерений нескольких линий положения по сигналам одного НКА [2].

Очевидно, что при нахождении постоянной погрешности $\Delta R = c\Delta t$ потребитель одновременно находит и величину расхождения Δt, что позволяет ему синхронизировать свою шкалу времени с системной. Благодаря этой возможности значительно упрощается аппаратура потребителя, что и обусловило преимущественное применение псевдодальномерного метода.

2.8.3. Разностно-дальномерный метод

Разностно-дальномерный метод основывается на измерении разности дальностей от потребителя до одного или нескольких НКА, и по сути своей аналогичен псевдодальномерному методу, поскольку в результатах измерения так же присутствует неизвестная постоянная величина ΔR.

Разностно-дальномерный метод использует три разности $\Delta R'_{ij} = R'_i - R'_j$ вычисленные для четырех спутников, так как в этом выражении величина ΔR, входящая в состав R'_i и R'_j, постоянная и уничтожается при вычитании. Следовательно, вычисление разностей псевдодальностей равносильно вычислению разностей истинных дальностей. В данном случае навигационным параметром является $\Delta R'_{ij}$, а поверхность положения представляет собой двуполост-

ной гиперболоид вращения, фокусами которого являются центры масс i-го и j-го НКА. Расстояние между фокусами называют *базой*.

Недостатком метода является невозможность определения смещения шкалы времени потребителя.

2.8.4. Прочие методы решения навигационной задачи

Кроме описанных методов решения навигационной задачи, существуют следующие методы:

- Радиально-скоростной (доплеровский).
- Псевдорадиально-скоростной.
- Разностно-радиально-скоростной.
- Комбинированный.

Радиально-скоростной метод основан на измерении трех радиальных скоростей перемещения НКА относительно потребителя. Физическую основу метода составляет зависимость радиальной скорости точки относительно НКА от координат и относительно скорости НКА. На практике для измерения радиальных скоростей используется доплеровское смещение, что порождает ряд недостатков. Во-первых, потребитель должен обладать высокостабильным эталоном частоты во избежание дополнительных погрешностей при измерении доплеровского сдвига; во-вторых, в среднеорбитальных СНС использование метода осложняется ввиду медленного изменения радиальной скорости. По этой причине в СНС GPS и ГЛОНАСС радиально-скоростной метод применяется только для определения составляющих скорости потребителя.

Псевдорадиально-скоростной метод позволяет определять вектор скорости потребителя при наличии неизвестного постоянного смещения частоты сигнала. Для определения вектора скорости потребителя требуется решить систему из четырех уравнений. В свою очередь, для решения системы уравнений необходимо знание дальностей R_i и координат (x, y, z) потребителя. Эта информация может быть получена из псевдодальномерных измерений.

Разностно-радиально-скоростной метод заключается в определении трех разностей $\Delta\dot{R}_{ij} = \dot{R}_i - \dot{R}_j$, где точкой обозначены производные от дальности по времени. Разности могут вычисляться относительно одного или различных НКА. Если предполагать, что смещение частоты определяется исключительно нестабильностью эталона потребителя и одинаково для всех НКА, то при вычислении разностей можно использовать и псевдорадиальные скорости, поскольку при вычитании смещение компенсируется. Достоинством

метода при определении составляющих скорости потребителя является его независимость от нестабильности эталонов частоты, а недостатком – невозможность определения этой нестабильности.

Комбинированные методы кроме СНС используют дополнительные измерители координат, имеющиеся у потребителя. Например, при наличии у потребителя измерителя высоты с удовлетворительными параметрами, можно исключить одно измерение дальностей до НКА. Можно также комбинировать способы измерения, например, вместо четырех измерений псевдодальностей до четырех НКА применить измерение двух псевдодальностей до двух НКА, но в разные моменты времени.

2.8.5. Определение пространственной ориентации объекта

Одной из важных задач, решаемых при помощи СНС, является определение пространственной ориентации протяженного объекта (морского судна, самолета, крылатой ракеты и т.п.) В общем случае объект является произвольно движущимся в трех измерениях и задача должна решаться в реальном времени. Рассмотрим один из методов решения задачи, позволяющий определять ориентацию объекта с точностью от долей до нескольких угловых минут.

В двух точках *A* и *B* объекта, расположенных на его концах, устанавливают приемники сигналов СНС (рис. 2.10). Положение линии AB относительно объекта фиксировано и однозначно соответствует положению объекта в пространстве. Положение линии AB относительно геоцентрической системы координат *OXYZ* описывается направляющими косинусами $\cos\psi_x$, $\cos\psi_y$ и $\cos\psi_z$. Точка *M* расположена в середине базы *AB*.

Приемники *A* и *B* синхронно измеряют дальности R_{ai} и R_{bi} до *i*-го НКА с известными координатами (x_i, y_i, z_i). Существует разность фаз сигналов, принимаемых в точках A и B:

$$\Delta\varphi_i = 2\pi(R_{ai} - R_{bi})/\lambda ,$$

где λ – длина волны излучаемого НКА сигнала. Разность фаз $\Delta\varphi_i$ связана с углом γ_i между линией AB и линией S_iM соотношением

$$\cos\gamma_i = \Delta\varphi_i\lambda/2\pi d.$$

Кроме того, существует взаимосвязь между угловым параметром γ_i и направляющими косинусами, описываемая выражением

$$\cos\gamma_i = \mu_{xi}\cos\psi_x + \mu_{yi}\cos\psi_y + \mu_{zi}\cos\psi_z , \qquad (2.17)$$

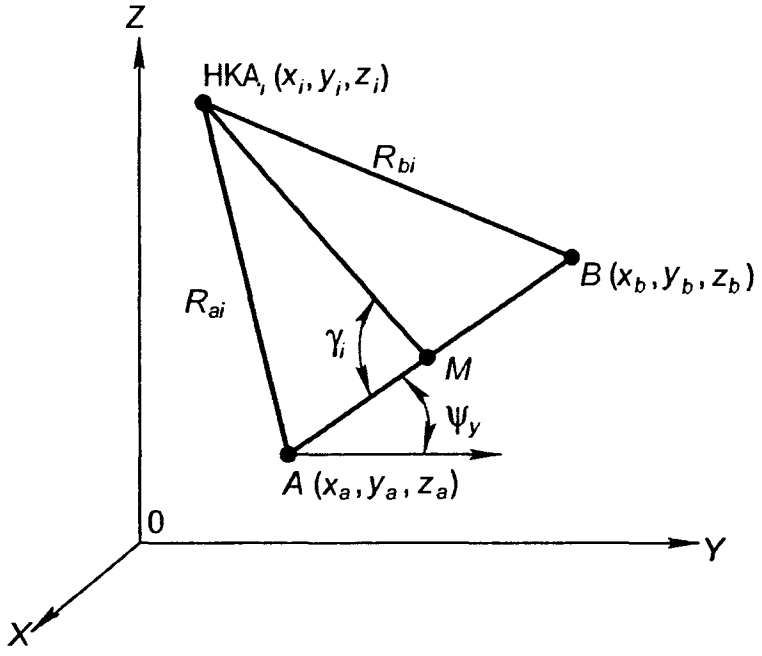

Рис. 2.10. Определение ориентации объекта в пространстве

где μ_{xi}, μ_{yi}, μ_{zi} – коэффициенты, определяемые через координаты НКА и точки М, которые могут быть вычислены на основе дальностей R_{ai} и R_{bi}.

Для нахождения трех неизвестных величин из выражения (2.17) необходимо решить систему из трех уравнений, проведя, как минимум, серию из трех измерений дальностей от точек *A* и *B* до трех НКА и определив соответствующие фазовые сдвиги.

Задачу можно упростить, используя так называемое уравнение связи

$$\cos^2 \psi_x + \cos^2 \psi_y + \cos^2 \psi_z = 1 \qquad (2.18)$$

вместо одного из уравнений в системе, и определяя дальности только до двух НКА.

2.9. Радиосигналы и навигационные сообщения в СНС

Навигационные параметры СНС определяются через соответствующие параметры радиосигнала (радионавигационные параметры). Основными навигационными параметрами являются дальность и радиальная скорость, определяемые, соответственно, через задержку сигнала τ и доплеровское смещение частоты f_d. От точности измерения параметров радиосигнала зависит, удовлетворяет ли СНС главному требованию – высокой точности измерения навигационных параметров.

Минимальные среднеквадратические ошибки σ_τ и σ_f оценки параметров радиосигнала при приеме сигнала на фоне некоррелированного гауссовского шума со спектральной плотностью N_0 и раздельном измерении описываются равенствами [16 – 18]:

$$\sigma_\tau = 1/(q\beta); \quad \sigma_f = 1/(q\alpha), \tag{2.19}$$

где $q^2 = E/N_0$ – отношение сигнал/шум;

$$\alpha = \left[\frac{1}{E}\int_0^T (2\pi f)^2 S^2(t)dt\right]^{1/2}$$ – эффективная длительность сигнала;

$$\beta = \left[\frac{1}{E}\int_{-\infty}^{\infty} (2\pi f)^2 |G(f)|^2 df\right]^{1/2}$$ – эффективная ширина спектра сигнала;

$$E = \int_0^T S^2(t)dt$$ – энергия сигнала S(t) за время наблюдения T;

$$G(f) = \int_0^T S(t)e^{-i2\pi f/t}dt$$ – спектральная плотность сигнала.

Анализируя (2.19), мы можем видеть противоречие, которое состоит в следующем. Для повышения точности измерения задержки т необходимо расширять спектр сигнала (что означает сокращение его длительности), а для повышения точности измерения доплеровского сдвига частоты f_d следует увеличивать длительность.

Противоречие разрешимо при условии совместной оценки τ и f_d. Известно [17, 18], что минимальное значение произведения

$$\sigma_\tau \sigma_f = 1/(q^2\alpha\beta) \tag{2.20}$$

достигается при выполнении условия

$$\int_0^T 2\pi t S(t,\tau)\frac{dS(t,\tau)}{d\tau}dt = 0\,. \tag{2.21}$$

Произведение $\alpha\beta = B$, входящее в выражение (2.20), называется *базой сигнала*. Увеличивая базу сигнала, можно добиться повышения точности совместных оценок задержки сигнала и доплеровского смещения частоты. При выполнении условия (2.21) справедливо *соотношение неопределенности* $\alpha\beta \geq 1/2$, которое показывает, что

сигнал не может иметь одновременно произвольно малую длительность и произвольно малую ширину спектра. Следовательно, большая база сигнала является обязательным условием функционирования СНС.

Следующее важное условие – наличие многостанционного доступа. При определении навигационных параметров потребитель, как правило, принимает сигналы от различных спутников, в том числе и одновременно. Поэтому потребитель должен располагать принципиальной возможностью одновременного доступа к сигналам от различных спутников. В разных СНС проблема многостанционного доступа решается по-разному: путем временного, частотного или кодового разделения сигналов. В GPS NAVSTAR используется кодовое разделение сигналов, а в ГЛОНАСС – частотное. При точной синхронизации и ортогональности сигналов все три метода разделения эквивалентны. Выбор в пользу определенного метода определяется лишь системным подходом и техническими требованиями при разработке СНС.

Важным аспектом построения СНС является выбор наилучшей формы сигнала. Потенциально высокая точность измерений параметров сигнала достижима при использовании оптимального приемника. В случае приема сигнала на фоне некоррелированного гауссовского шума оптимальный приемник представляет собой согласованный фильтр или коррелятор. *Коррелятором называют устройство, вычисляющее значение корреляционной функции между принимаемым и опорным сигналами.*

Пусть имеем входной сигнал общего вида

$$S(t) = h(t)\cos(\omega_0 t + \varphi(t)), \tag{2.22}$$

где $h(t)$, $\varphi(t)$ – амплитудная и фазовая модуляция, ω_0 – несущая частота сигнала.

Корреляция сигналов описывается функцией

$$\rho(\nu) = \frac{1}{E}\int_{-\infty}^{\infty} S(t)S(t-\nu)dt = \frac{1}{E}\int_{-\infty}^{\infty} G(f)G^*(f)e^{i2\pi f}df, \tag{2.23}$$

где * обозначает комплексно сопряженную величину.

Корреляционные функции принято выражать через комплексную амплитуду сигнала. Комплексная амплитуда сигнала (2.22)

$$U_S(t) = h(t)\exp(i\varphi(t)). \tag{2.24}$$

Тогда корреляционная функция сигнала (2.22) может быть представлена в виде

$$\rho(\nu) = \frac{1}{2E}\int_{-\infty}^{\infty} U_S(t)U_S^*(t-\nu)dt, \qquad (2.25)$$

где ν – произвольный временной сдвиг.

Функцию (2.23) часто называют *автокорреляционной функцией*, в отличие от *взаимной корреляционной функции*, которая определяется аналогичным соотношением, но в качестве второй подынтегральной функции берется функция $S'(t-\nu)$ другого сигнала:

$$\rho'(\nu) = \frac{1}{E}\int_{-\infty}^{\infty} S(t)S'(t-\nu)dt. \qquad (2.26)$$

Если под ν подразумевать задержку сигнала τ и ввести доплеровский сдвиг частоты f_d, то корреляционная функция может быть записана [17] в виде

$$\rho(\tau, f_d) = \frac{1}{2E}\int_{-\infty}^{\infty} U_S(t)U_S^*(t-\tau)e^{-i2\pi f_d}dt. \qquad (2.27)$$

Функцию (2.27) называют *функцией неопределенности* и широко используют при выборе формы сигнала. Функция неопределенности обладает следующими свойствами:

Наибольшее значение функции достигается при $\tau = 0$, $f_d = 0$, тогда

$$\rho(0,0) = 1. \qquad (2.28)$$

Объем *тела неопределенности* $\rho^2(\tau, f_d)$ не зависит от вида сигнала и всегда равен 2π:

$$\int_{-\infty}^{\infty}\int_{-\infty}^{\infty} \rho^2(\tau, f_d)d\tau df_d = 2\pi. \qquad (2.29)$$

Это свойство называется *принципом неопределенности*, согласно которому никакие виды модуляции не меняют объем тела неопределенности. При разных видах модуляции функция неопределенности может менять свою форму, но равенства (2.28) и (2.29)

должны оставаться в силе. Следовательно, если сжать функцию неопределенности (2.27) по оси τ, она расширится по оси f_d и наоборот.

На практике, при приеме сигнала с применением автокорреляции на фоне некоррелированного гауссовского шума, происходит пошаговый перебор значений τ и/или f_d с вычислением в автокорреляторе значения функции (2.27). Обнаружение пика функции при некоторых значениях τ и f_d свидетельствует о максимально достоверном соответствии этих параметров истинным значениям. В соответствии с принципом неопределенности, повышение точности (заострение пика функции) при измерении τ приводит к снижению точности измерения f_d, и наоборот, увеличение точности измерения доплеровского сдвига приводит к снижению точности измерения задержки сигнала.

Если требуется получить узкий пик функции в начале координат, то весь остальной объем функции неопределенности должен быть распределен на плоскости координат (τ, f_d) в тонком слое или в виде серии пиков. Применительно к измерению параметров сигнала, наличие таких пиков означает возникновение неоднозначности оценки задержки сигнала и доплеровского сдвига частоты.

Понятие потенциальной точности оценки относится исключительно к главному пику функции неопределенности. При выборе формы рабочего сигнала СНС необходимо добиваться, по возможности, отсутствия неоднозначности при оценке параметров при сохранении высокой разрешающей способности.

2.9.1. Шумоподобные сигналы

Из выражения (2.20) следует, что для достижения высокой точности измерения параметров навигационного сигнала в СНС целесообразно использовать сигналы с большой базой $B >> 1$. Такие сигналы принято называть *шумоподобными (ШПС)* или *сложными* (в отличие от простых с $B = 1$).

В СНС шумоподобные сигналы получают путем дополнительной модуляции радиосигнала. Принято различать следующие разновидности ШПС:

- частотно-модулированные;
- многочастотные;
- фазоманипулированные;
- дискретные частотные, или частотно-манипулированные;
- дискретные составные частотные.

В современных СНС применяются фазоманипулированные сигналы. Для получения фазоманипулированного ШПС исходный импульс длительностью τ_S разбивается на N элементов с длительностью $\tau_N = \tau_S/N$. При этом база сигнала вычисляется, как $B = \tau_S / \tau_N = N$. Эквивалентная ширина спектра полученного ШПС в B раз больше, чем у исходного сигнала:

$$\frac{\Delta f_N}{\Delta f_S} = \frac{1/\tau_N}{1/\tau_S} = \frac{\tau_S}{\tau_N} = B. \qquad (2.30)$$

Фазоманипулированный сигнал стандартной точности в СНС ГЛОНАСС имеет параметры $\tau_S = 20$ мс, $\tau_N \approx 2$ мкс, $B = 10^4$. Сигнал стандартной точности GPS имеет параметры: $\tau_S = 20$ мс, $\tau_N \approx 1$ мкс, $B = 2 \cdot 10^4$.

Системы с ШПС имеют высокую помехоустойчивость, так как из (2.20) следует, что помехоустойчивость определяется значением базы сигнала. В практическом приложении это означает, что шумоподобные сигналы имеют спектр, ширина которого намного превышает ширину спектра большинства встречающихся помех естественного и искусственного происхождения. Благодаря тому, что шумоподобные сигналы имеют низкую спектральную плотность, в B раз меньшую, чем у узкополосного сигнала (энергия ШПС распределена по широкой полосе частот), им присуща повышенная скрытность и защищенность от постановки преднамеренной помехи. Во многих случаях ШПС с заранее не известными параметрами незаметен стороннему наблюдателю на фоне естественных шумов эфира.

Системам с ШПС присуща высокая разрешающая способность, объясняемая наличием узких пиков корреляционной функции по осям τ и f_d. Ширина пиков обратно пропорциональна эквивалентной ширине спектра и длительности элемента сигнала.

2.9.2. Фазоманипулированные сигналы

Фазоманипулированный сигнал представляет собой последовательность радиоимпульсов, начальные фазы которых имеют дискретные значения, чередующиеся по определенному закону. Как правило, фазоманипулированный сигнал состоит из N импульсов со значениями начальных фаз 0 и π. Комплексная огибающая (2.24) такого сигнала представляет собой последовательность положительных и отрицательных прямоугольных импульсов. Между сигна-

лом и его комплексной огибающей существует однозначная связь, поэтому комплексные огибающие часто называют фазоманипулированными сигналами.

Пусть $u_0(t)$ – прямоугольный импульс с единичной амплитудой и длительностью τ_N, U_S – амплитуда сигнала, тогда для комплексной огибающей запишем:

$$U(t) = \sum_{k=1}^{N} a_k U_S u_0[t-(k-1)\tau_N], \qquad (2.31)$$

где $a_k = \pm 1$.

Последовательность символов $A = (a_1 a_2 ... a_N)$ называют *кодовой последовательностью*. Поскольку кодовая последовательность представляет собой чередование двух значений, для формирования кодовой последовательности целесообразно использовать принятые в цифровой технике символы 0 и 1. Обозначим такую последовательность, как $A_\alpha = (\alpha_1 \alpha_2 ... \alpha_N)$. Начальные фазы фазоманипулированного сигнала и значения символов a_k и α_k связаны следующим соответствием:

Начальная фаза сигнала	0	π
a_k.....	1	–1
α_k.....	0	1

Спектр фазоманипулированного сигнала определяется спектрами прямоугольного импульса $u_0(t)$ и кодовой последовательности A. Искомый спектр можно представить в виде

$$G(\omega) = U_S G_0(\omega) H(\omega), \qquad (2.32)$$

где

$H(\omega) = \sum_{k=1}^{N} a_k \exp(-i(k-1)\tau_N)$ – спектр кодовой последовательности A;

$G_0(\omega) = \tau_N \dfrac{\sin(\omega\tau_N/2)}{\omega\tau_N/2} \exp(-i\omega\tau_N/2)$ – спектр прямоугольного импульса.

Выражение (2.32) имеет большое практическое значение, так как позволяет сначала отдельно найти спектры $G_0(\omega)$ и $H(\omega)$, а затем, путем перемножения – спектр фазоманипулированного сигнала.

Спектр описывает свойства сигнала в частотной области. Свойства сигнала во временной области определяются корреляционной функцией

$$\rho(\tau)=\frac{1}{2E}\int_{-\infty}^{\infty}\sum_{k=1}^{N}U_S a_k u_0(t-(k-1)\tau_N)\sum_{m=1}^{N}U_S a_m u_0(t-(m-1)\tau_N)dt=$$

$$=\frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N}\sum_{m=1}^{N}a_k a_m \rho_0(\tau-(m-k)\tau_N) \qquad (2.33)$$

где корреляционная функция видеоимпульса

$$\rho_0(\tau)=\frac{1}{\tau_N}\int_{-\infty}^{\infty}u_0(t-(k-1)\tau_N)u_0(t-(m-1)\tau_N+\tau). \qquad (2.34)$$

В случае прямоугольного видеоимпульса

$$\rho_0(\tau)=\frac{1}{\tau_N}\int_{0}^{\tau_N}u_0(t)u_0(t+\tau)dt=\begin{cases}(1-|\tau|/\tau_N) & |\tau|\le\tau_N\\ 0 & |\tau|>\tau_N\end{cases}. \qquad (2.35)$$

При условии (2.35) в соотношении (2.33) должно выполняться неравенство

$$\tau-(m-k)\tau_N\le\tau_N. \qquad (2.36)$$

Поскольку модулирующие элементы τ_N кодовой последовательности A представляют собой прямоугольные импульсы, то вычислять следует не всю корреляционную функцию (2.34), а ее значения при временных сдвигах на целое число дискретных значений τ_N. Введем дискретный параметр μ = 1,2 ... и будем рассматривать значения корреляционной функции в моменты времени $\tau=\mu\tau_N$. Неравенство (2-36) примет вид $\mu-(m-k)\le 1$, которому удовлетворяют два целочисленных значения $\mu=m-k$ и $\mu=m-k+1$. При первом значении μ получаем $\rho_0=1$, а при втором $\rho_0=0$, и корреляционная функция фазоманипулированного сигнала принимает вид

$$\rho(\mu)=\frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N-\mu}a_k a_{k+\mu}. \qquad (2.37)$$

Следовательно, *корреляционная функция фазоманипулирован-*

ного сигнала в точках $\tau = \mu\tau_N$ *определяется корреляционными свойствами кодовой последовательности А.* Вышесказанные рассуждения относятся к случаю, когда принимается один импульс фазоманипулированного сигнала, поэтому в подобных случаях принято говорить об *апериодическом режиме* работы. Если сигнал излучается периодически, с периодом, равным длительности первичного немодулированного сигнала $\tau_S = N\tau_N$, такой режим называют *периодическим*. Практически это означает, что высокочастотное колебание $U_S\cos(\omega_0 t)$ излучается непрерывно, а его модуляция осуществляется периодической кодовой последовательностью с длиной периода N и длительностью одиночного видеоимпульса τ_N.

Корреляционная функция фазоманипулированного сигнала для периодического режима имеет вид

$$\rho(\mu) = \frac{1}{N}\sum_{k=1}^{N} a_k a_{k+\mu} \qquad (2.38)$$

и отличается от (2.37) лишь числом слагаемых в сумме. Таким образом, в любом случае корреляционная функция фазоманипулированного сигнала определяется корреляционными свойствами кодовой последовательности. При проектировании СНС стоит задача выбора кодовой последовательности с нужными корреляционными свойствами.

2.9.3. М-последовательности

Для формирования кодовых последовательностей в СНС ГЛОНАСС и GPS NAVSTAR применяются *n*-разрядные сдвиговые регистры, представляющие собой n последовательно соединенных бистабильных ячеек памяти, состояние каждой из которых передается на следующий элемент под влиянием тактовых импульсов. Чтобы после n импульсов регистр не "опустел", в схему вводят элемент обратной связи, выполняющий над содержимым ячеек определенную логическую операцию. Результат этой операции поступает на первый разряд регистра. Условная схема такого регистра приведена на рис. 2.11, где $b_{i,j}$ – состояние *i*-го разряда на *j*-том такте работы, $f(b_{1,j}, b_{2,j},\ldots b_{n,j})$ – логическая функция в цепи обратной связи.

Формирование кодовой последовательности начинается с некоторой стартовой последовательности $(b_1, b_2, \ldots b_{n-1})$, которую записывают в регистр по команде инициализации. Эту операцию часто называют *загрузкой регистра* или *инициализацией*. Затем, с каждым тактом, происходит сдвиг значений и логические операции над ними.

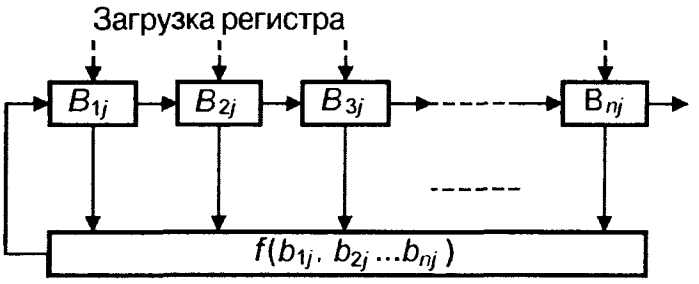

Рис. 2.11. Схема *n*-разрядного сдвигового регистра

Наиболее распространены и изучены регистры с *линейной обратной связью*, в которых функция $f(b_{1,j}, b_{2,j},...b_{n,j})$ представляет собой сложение по модулю 2 всех или некоторых выходов регистров. Суммирование по модулю 2 принято обозначать символом ⊕, а умножение по модулю 2 – ⊗. Для регистра с линейной обратной связью формирующая функция имеет вид

$$f(b_{1,j}, b_{2,j},...b_{n,j}) = (c_1 \otimes b_{1,j}) \oplus (c_2 \otimes b_{2,j}) \oplus ... \oplus (c_n \otimes b_{n,j}), \qquad (2.39)$$

где $c_1...c_n$ – коэффициенты, имеющие значения 0 или 1.

Получаемую на выходе регистра последовательность принято *называть рекуррентной линейной циклической кодовой последовательностью*. Эта последовательность *всегда периодична*, ее период $L \le 2^n$. В случае линейной схемы наибольший период $L_{max} = 2^n - 1$. Последовательность, имеющую такой период, называют *последовательностью максимальной длины*, или *М-последовательностью*.

В принципе, кодовая последовательность может быть извлечена с выхода любой ячейки регистра, но так как в каждом такте над содержимым ячеек регистра выполняется логическая операция, то эти выходы не равнозначны на периоде продолжительностью в n тактов. Если последовательность снимается не с выхода последней ячейки, то за n тактов с момента загрузки регистра не будет получена "чистая" М-последовательность, характерная для данного регистра. Тем не менее, в некоторых случаях, в частности для достижения определенного вида автокорреляционной функции, оперируют сдвинутыми последовательностями, полученными с промежуточных ячеек.

М-последовательности обладают *свойством уравновешенности*, которое состоит в том, что в периоде последовательности L_{max} число нулей и единиц отличается на единицу: число единиц равно 2^{n-1}, а число нулей $2^{n-1} - 1$.

Другим важным свойством является *свойство корреляции*. Если

М-последовательность почленно сравнивать с любым ее циклическим сдвигом на длительности периода, то число совпадений всегда меньше числа несовпадений на единицу: число несовпадений равно 2^{n-1}, а число совпадений $2^{n-1} - 1$.

Наконец, сумма по модулю 2 двух М-последовательностей, сдвинутых относительно друг друга, также является М-последовательностью.

Работа сдвигового регистра с линейной обратной связью может быть описана математически при помощи *порождающего полинома*, который называют также *характеристическим многочленом*:

$$B(x) = c_n x^n + c_{n-1} x^{n-1} + \ldots + c_1 x + 1. \qquad (2.40)$$

Данный многочлен должен быть неприводимым (т.е. не представимым в виде произведения многочленов меньших степеней), и должен быть первообразным относительно двучлена $x^L + 1$, т.е. многочлен (2-40) должен делить $x^L + 1$ без остатка. Из теории многочленов известно, что если характеристический многочлен является первообразным, то он является и неприводимым. Поиск неприводимых многочленов имеет большое значение для ряда прикладных задач в области радиотехники, в том числе радионавигации и помехоустойчивой связи. При разработке радиотехнических систем используют готовые таблицы неприводимых многочленов.

Рассмотрим корреляционные характеристики М-последовательностей. В приемнике навигационного сигнала происходит сравнение (вычисление корреляции) принимаемой последовательности с аналогичной опорной последовательностью, поэтому речь идет об автокорреляции.

Периодическая автокорреляционная функция М-последовательности имеет боковые лепестки, равные $-1/L$ и общий вид, показанный на рис. 2.12.

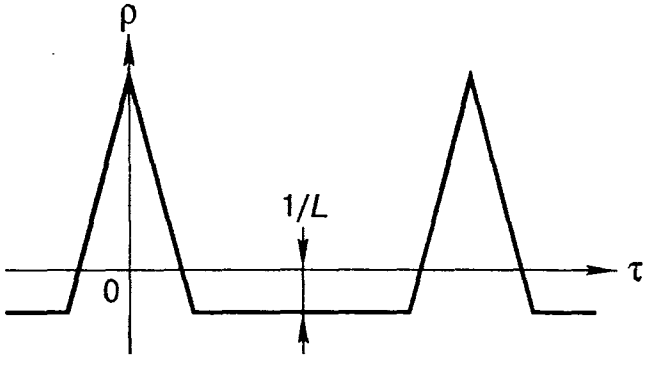

Рис. 2.12. Периодическая автокорреляционная функция

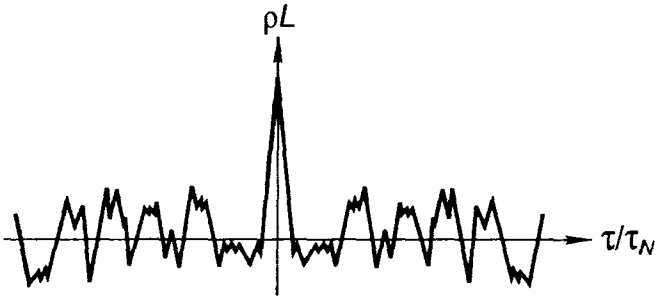

Рис. 2.13. Апериодическая автокорреляционная функция

Типичный вид *апериодической корреляционной функции* М-последовательности приведен на рис. 2.13. Боковые пики апериодической корреляционной функции значительно больше, чем у периодической, и по максимальному значению близки к $1/\sqrt{L}$. Статистические характеристики апериодической корреляционной функции близки к характеристикам случайных последовательностей, поэтому М-последовательности называют также *псевдослучайными последовательностями* (ПСП).

2.9.4. Навигационные сообщения

Каждый штатно функционирующий навигационный спутник передает навигационное сообщение, содержащее *оперативную и неоперативную навигационную информацию.* Эта информация предназначена как для проведения текущих навигационных определений, так и для планирования будущих сеансов приема.

Оперативная информация относится к тому спутнику, с борта которого эта информация передается, и содержит следующие данные:

координаты и параметры орбиты спутника в фиксированный момент времени (эфемериды);

сдвиг шкалы времени спутника относительно системной шкалы;

относительный сдвиг несущей частоты излучаемого сигнала от номинального значения;

код метки времени, необходимый для синхронизации аппаратуры потребителя.

Неоперативная информация относится к СНС в целом и содержит альманах системы:

данные о функциональном состоянии всех спутников (альманах состояния);

сдвиг шкалы времени каждого спутника относительно системной шкалы (альманах фаз);

параметры орбит всех спутников системы (альманах орбит);
поправку к шкале времени относительно UTC.

Навигационное сообщение передается в цифровом (двоичном) виде. Аналоговые параметры подвергаются предварительной оцифровке путем квантования по уровню. Каждому значению уровня ставится в соответствие определенная двоичная комбинация. Причем не обязательно последовательным значениям уровня аналогового параметра соответствуют последовательные двоичные значения. Систему соответствия между значениями параметра и двоичными комбинациями называют *кодом*, а кодовую последовательность, полностью описывающую параметр, называют *словом*.

Навигационное сообщение представляет собой непрерывный поток цифровой информации. Кратко рассмотрим структуру навигационных сообщений СНС ГЛОНАСС и GPS.

Навигационное сообщение СНС ГЛОНАСС передается со скоростью 50 бод. Поток информации состоит из циклически повторяющихся сообщений (*суперкадров*) длительностью 2,5 мин. Объем сообщения – 7500 бит. В суперкадре передается полный объем неоперативной информации. Каждый суперкадр состоит из 5 *кадров*; каждый кадр состоит из 15 *строк* и включает в себя часть альманаха системы и полный объем оперативной информации для конкретного спутника. Строки, в свою очередь, разбиты на *слова*, каждое из которых занимает фиксированное место в строке и несет информацию о конкретном параметре. Строка содержит 100 бит информации.

Навигационное сообщение GPS также передается со скоростью 50 бод и имеет аналогичную структуру информационного потока. Параметры потока следующие: длительность суперкадра 12,5 мин, объем сообщения 37500 бит. Суперкадр делится на 5 кадров по 5 строк каждый.

Коды, применяемые для кодирования информации, могут быть *простыми* (*неизбыточными*) или *помехоустойчивыми* (*избыточными*). В простых кодах для кодирования информации используются все возможные кодовые комбинации (или для передачи – все доступные разряды слова), поэтому ошибка при приеме лишь одного символа приводит к ошибке приема всего слова. Это приводит к существенному снижению помехоустойчивости системы в целом.

У помехоустойчивых кодов используются не все доступные кодовые комбинации. Оставшиеся комбинации (при передаче – дополнительные разряды) могут быть использованы для обнаружения и исправления ошибок. На практике наиболее часто применяют

двоичные равномерные корректирующие коды. В СНС используется *блочная* разновидность этих кодов, когда информация передается в виде независимых блоков одинаковой длины. Как правило, блоки являются *разделимыми*, т.е. состоят из двух частей – информационной и проверочной, во всех блоках занимающих одни и те же позиции. Разделимые коды принято обозначать как (L_b,k), где L_b – общее число разрядов в блоке, k – число информационных разрядов.

Большинство разделимых кодов является *линейными* (систематическими), когда проверочная группа символов образуется линейными комбинациями информационных символов. Наиболее изучены циклические систематические коды, формирование которых мы рассмотрели в подпараграфе.2.9.3. В СНС ГЛОНАСС применяются *циклические коды Хэмминга*, исторически появившиеся раньше многих других, и исправляющие одиночные ошибки в кодовом слове. Коды Хэмминга характеризуются параметрами $L_b = 2^n - 1$; $k = 2^n - 1 - n$.

Корректирующим кодам присуща *избыточность*, вычисляемая, как $w = (L_b - k)/L_b$. Число позиций, в которых кодовые комбинации имеют *разные* символы, называют расстоянием между двумя кодовыми комбинациями. Это расстояние может быть различным. Минимальное расстояние $d_{\min}$ между кодовыми позициями называют *кодовым расстоянием* (расстоянием Хэмминга). Количество ошибок a, поддающихся обнаружению и исправлению, зависит от кодового расстояния. Если код используется только для обнаружения ошибок, то необходимо и достаточно соблюдать соотношение $d_{\min} \geq a + 1$. Исправление ошибок требует наличия $d_{\min} \geq 2a + 1$.

2.9.5. Модуляция сигнала навигационным сообщением

После того, как навигационное сообщение сформировано, оно должно быть передано навигационным спутником при помощи модуляции одного из параметров радиосигнала. Как известно, модулировать радиосигнал можно по амплитуде, частоте и фазе. При выборе типа модуляции принципиальное значение имеет потенциальная помехоустойчивость.

Известно [17, 18], что наибольшей помехоустойчивостью обладают сигналы, взаимная корреляционная функция (2.26) которых равна –1. Вероятность ошибочного приема таких сигналов на фоне белого шума

$$p_e = 1 - \Phi\left(\sqrt{2E/N_0}\right), \qquad (2.41)$$

где $\Phi(x)=\frac{1}{\sqrt{\pi}}\int_0^x e^{-t^2}dt$ – интеграл вероятности; $N_0/2$ – односторонняя спектральная плотность аддитивного шума.

В качестве противоположного сигнала широко применяются *фазоманипулированные сигналы* с изменением фазы на π. Для интервала времени $[0, \tau_s]$, где τ_s – длительность информационного символа, радиосигнал можно описать, как

$$S(t)=U_S\cos(\omega_0 t+\vartheta\pi+\varphi_0)=\theta U_S\cos(\omega_0 t+\varphi_0);\quad \vartheta=\{0,1\};\quad \theta=\{1,-1\}, \tag{2.42}$$

где $\theta=\{1,-1\}$ – информационный символ.

После умножения принятого сигнала (2.42) на опорный сигнал

$$S_b(t)=\cos(\omega_0 t+\varphi_b),$$

где φ_b – начальная фаза, происходит выделение постоянной составляющей $u_d = \theta U_S\cos(\varphi_b - \varphi_0)$. Отсюда $\theta = u_d / \theta U_S\cos(\varphi_b - \varphi_0)$. Если фаза опорного сигнала неизменна на всем протяжении сеанса приема, то будет выделена однозначная последовательность информационных символов θ. Но, если по какой-либо причине произойдет скачок фазы опорного сигнала на $\pm\pi$, то знак выделяемых символов θ изменится на обратный. Иными словами, потеря синхронизма фазы приводит к совершенно недопустимому явлению, так как последовательность информационных символов будет приниматься инверсно до следующего скачка.

От описанного недостатка свободен метод *относительной фазовой модуляции* (ОФМ). Суть метода состоит в том, что знак фазы каждого информационного символа определяется не относительно начальной для данного сеанса приема фазы, а относительно фазы предыдущего символа. Так как при фазовой манипуляции фаза информационных посылок может принимать значения 0 или π, то и разность фаз между соседними посылками также может равняться либо 0, либо π:

$$\Delta\varphi=|\varphi_i-\varphi_{i-1}|=\begin{cases}0, \text{ если } \varphi_i=\varphi_{i-1}\\ \pi, \text{ если } \varphi_i=\varphi_{i-1}+\pi\end{cases}, \tag{2.43}$$

где φ_i – фаза i-той посылки, φ_{i-1} – фаза предыдущей посылки.

Если перескок фазы произойдет точно на границе двух посылок, то неправильно будет принят лишь один символ; в случае переско-

ка фазы во время (i-1)-той посылки возможен неправильный прием двух соседних символов. С точки зрения помехозащищенности такой режим работы более предпочтителен. Как мы уже упоминали, одиночные ошибки достоверно обнаруживаются и исправляются при помощи корректирующих кодов. При приеме цифровой информации один информационный символ соответствует одному биту (разряду) информационного слова.

2.9.6. Синхронизация приемной части СНС

Для выделения в приемнике последовательности двоичных символов навигационного сообщения необходимо точно определить границы символов, т.е. добиться наличия *тактовой синхронизации.* Но излучаемый спутником сигнал не содержит составляющую тактовой частоты, и информацию о тактовой частоте приходится выделять непосредственно из сигнала, в моменты смены знака модулирующих посылок. В эти моменты принимаемые символы меняют свой знак от 0 к 1 или наоборот. При наличии периодического чередования 0 и 1 можно достаточно быстро достичь тактовой синхронизации. Но в реальных информационных последовательностях символы 0 и 1 имеют неравномерное распределение и может возникнуть ситуация, когда смена символов не происходит длительное время. В таком случае возрастает время синхронизации.

Передача синхроимпульсов в СНС в явном виде невозможна в силу рассмотренных выше специфических требований к сигналам, но можно использовать дополнительный синхрокод, складывая его по модулю 2 с навигационными данными. В ГЛОНАСС применяется бидвоичный код с частотой 100 бод. При этом обеспечивается равномерное чередование переходов между 0 и 1, в том числе при передаче информационных последовательностей с одинаковыми символами.

Кроме тактовой синхронизации (синхронизация на физическом уровне) в приемнике необходимо определять границы кодовых слов или комбинаций слов. В качестве комбинации слов в ГЛОНАСС подразумеваются строки информационного сообщения, а соответствующая синхронизация *называется цикловой синхронизацией.* Для осуществления цикловой синхронизации применяется *код метки времени.*

Все составляющие навигационного сигнала жестко связаны между собой во времени (*когерентны*), так как формируются на осно-

ве одного бортового синтезатора частоты. Сказанное справедливо как для GPS NAVSTAR, так и для ГЛОНАСС.

2.10. Алгоритмы первичной обработки сигналов и извлечения информации

Целью обработки сигналов и извлечения информации аппаратурой потребителя является выбор оптимального рабочего созвездия спутников и решение навигационной задачи (§ 2.8). В общем случае, результатом решения навигационной задачи является определение вектора потребителя, состоящего из мгновенных координат и векторов их изменения по времени. Задача упрощается, если объект неподвижен или условно неподвижен на интервале времени наблюдения. Пространственное ускорение и линейная скорость объекта могут быть очевидным образом вычислены путем сравнения мгновенных координат объекта в моменты двух или большего числа измерений.

Высокие требования к нахождению пространственных координат объекта определяют необходимость в методах оптимальной обработки сигналов СНС. Синтез оптимальных систем оценивания координат базируется на теории оптимальной фильтрации [16, 19, 20].

Параметры навигационного сигнала разделяют на *информационные*, из которых можно извлечь навигационную информацию; *дополнительные*, несущие дополнительную навигационную информацию и *неинформационные*. К информационным параметрам сигнала СНС относятся задержка сигнала τ и доплеровское смещение частоты f_d. Эти параметры непосредственно зависят от вектора потребителя. Неинформационными параметрами являются, например, амплитуда сигнала и плоскость поляризации излучения передающей антенны спутника. Примером дополнительного параметра может являться дискретный параметр θ, несущий информацию модулирующей двоичной последовательности.

Аддитивную помеху, на фоне которой происходит прием сигнала, как правило, считают белым гауссовским шумом с нулевым математическим ожиданием и спектральной плотностью $N_0 / 2$. Сигнал от i-го навигационного спутника может быть описан соотношением

$$S_i(t) = Am_i(t - \tau_i)\cos[(\omega_0 + 2\pi f_{di})t + \varphi_i], \qquad (2.44)$$

где A – амплитуда сигнала; $m_i(t - \tau)$ – модулирующая функция, описывающая модуляцию дальномерным кодом и передачу навигационного сообщения; φ_i – случайная начальная фаза сигнала.

Прием сигнала на фоне помехи по сути своей является фильтрацией информационных параметров сигнала на фоне помехи и неинформационных параметров. Синтез оптимальной системы фильтрации заключается в построении такой системы, которая в результате наблюдений за входной реализацией в каждый текущий момент времени t формирует оценку вектора потребителя с минимальной дисперсией ошибки оценивания [2].

Существующие алгоритмы оптимальной фильтрации чрезмерно сложны для прямой обработки сигнала (2.44), поэтому процесс получения оценки вектора потребителя разбивают на два этапа – первичный и вторичный. Как описано в [2], "...на этапе первичной обработки решается задача фильтрации радионавигационных параметров сигнала, а на этапе вторичной обработки вычисляются оценки вектора потребителя с использованием полученных на первом этапе оценок радионавигационных параметров и соответствующих навигационных функций..."

Из теории оптимального приема известно [17, 19], что разность между истинным значением выделяемого параметра и его оценкой должна быть достаточно мала. Это означает, что существует необходимость захвата принимаемого сигнала и вхождение в режим слежения за фильтруемым параметром. В радионавигационных системах, как и в ряде других радиотехнических систем, практикуется реализация двух режимов: поиск сигнала и измерение (фильтрация) параметров. В режиме поиска осуществляется предварительная, грубая оценка параметров сигнала на уровне, достаточном для дальнейшего захвата и слежения. В режиме фильтрации осуществляется точное измерение параметров сигнала.

Задача поиска сигнала от j-го спутника определяется [16 – 18], как задача оценки его параметров τ и f_d, которые принимаются постоянными на интервале наблюдения и выбираются из конечной области значений. Как правило, возможные значения считаются равновероятными. При оценке параметров сигнала СНС амплитуду A и фазу φ можно считать случайными неинформационными параметрами.

В качестве критерия оптимальной оценки параметров чаще всего рассматривают максимум условной плотности распределения вероятности W наблюдаемой на интервале значений [0, T] входной реализации $Y_0^T = \{y(t),\ t \in [0,T]\}$ при заданных значениях параметров:

$$\lambda = \max_{\lambda}{}^{-1} W\left(Y_0^T \mid \lambda\right), \tag{2.45}$$

где $\lambda = |\tau\, f_d|^T$ – информационные параметры сигнала.

Можно показать [1], что условная плотность вероятности $W(Y_0^T \mid \lambda)$ является монотонной функцией достаточной статистики $X^2(T,\lambda)$, которая определяется соотношениями:

$$X^2(T,\lambda) = I^2(T,\lambda) + Q^2(T,\lambda);$$

$$I(T,\lambda) = \int_0^T y(t)h(t-\tau)\cos((\omega_0 + 2\pi f_d)t)dt; \qquad (2.46)$$

$$Q(T,\lambda) = \int_0^T y(t)h(t-\tau)\sin((\omega_0 + 2\pi f_d)t)dt.$$

Соответственно, выражение (2.45) можно записать в виде

$$\lambda = \max_{\lambda}{}^{-1} X^2(T,\lambda). \qquad (2.47)$$

Поиск решения для (2.47) подразумевает перебор всех возможных значений λ из области определения. На практике оценки параметров τ и f_d дискретизируют, присваивая им некоторые дискретные значения и условно полагая, что искомые значения параметров τ и f_d также принимают дискретные значения. Пары значений τ и f_d, среди которых производится поиск, называют *ячейками*. Шаг дискретизации при этом оптимизируется таким образом, чтобы разрыв между дискретным значением оптимальной оценки параметра и его действительным значением позволял войти в режим фильтрации. В качестве оптимальной оценки принимают те значения τ и f_d, которым соответствует максимальное значение $X^2(T,\lambda)$. При одновременном анализе всех возможных сочетаний задержки и доплеровского сдвига потребуется $N_\tau N_f$ параллельных каналов, где N – число дискретных значений соответствующего параметра.

Очевидно, что практическая реализация полного параллельного поиска весьма затруднительна, поэтому применяют параллельно-последовательные или последовательные алгоритмы поиска, упрощающие аппаратную часть. Кроме этого, вместо запоминания всех измеренных значений $X^2(T,\lambda)$ для последующего выбора наибольшего из них, применяется алгоритм обнаружения сигнала в определенной ячейке (комбинации τ и f_d) по пороговому принципу.

Найденное при обработке сигнала значение $X^2(T,\lambda)$ сравнивается с пороговым и принимается решение о наличии сигнала. При отсутствии сигнала анализируется следующая ячейка, а при наличии происходит переключение в режим сопровождения по τ и f_d.

Рассмотрим приведенную в [2] упрощенную схему устройства поиска (рис. 2.14). С выхода усилителя промежуточной частоты входной сигнал поступает на умножители, формирующие синфазную *I* и квадратурную *Q* составляющие.

С *j*-го спутника на вход приемного устройства поступает сигнал с частотой $f_{sj} = f_0 + f_{dj}$. В синтезаторе частот по команде блока управления устанавливается частота f_{cj}, такая, что $f_{sj} - f_{cj} = f_{пр}$, где $f_{пр}$ – промежуточная частота УПЧ. Это условие выполняется (на уровне оценки) если правильно выбрана оценка значения f_{dj}, соответствующая значению анализируемой ячейки.

По команде блока управления также формируется задержка τ_j опорного сигнала, в соответствии со значением для анализируемой ячейки. Генератор ПСП вырабатывает кодовую последовательность $h(t - \tau_j)$, соответствующую дальномерному коду и сдвинутую на τ_j, которая затем умножается на опорный сигнал от опорного генератора: $h(t - \tau_j) \times \cos(\omega_{cj}t)$.

Полученное колебание поступает на умножители каналов формирования синфазной *I* и квадратурной *Q* составляющих. Сигналы с выходов умножителей поступают на интеграторы со сбросом, интервал интегрирования для которых задается по команде блока

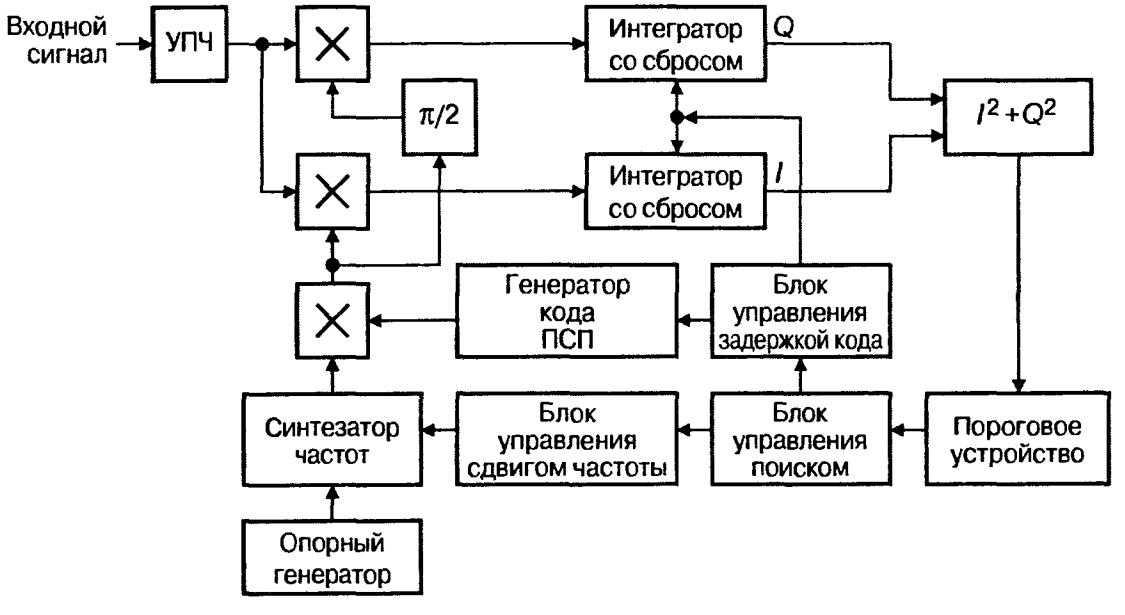

Рис. 2.14. Упрощенная схема устройства поиска

управления задержкой кода. В момент окончания интегрирования напряжение поступает на формирователь квадратуры огибающей $I^2 + Q^2$ и далее на пороговое устройство, где и принимается решение об обнаружении или необнаружении сигнала. Если сигнал обнаружен, то принимается решение о сопровождении (захвате).

Поскольку число навигационных спутников ограничено и диапазон возможных значений τ и f_d априори известен, количество анализируемых ячеек в некоторых случаях может быть существенно уменьшено. Например, если в памяти приемоиндикатора сохранено точное время последнего навигационного определения, соответствующие данные τ, f_d и альманаха системы, то перед следующим навигационным определением может быть вычислен прогноз того, в каких ячейках искать навигационный сигнал в первую очередь. И напротив, если происходит первое включение приемоиндикатора ("холодный старт"), или координаты потребителя с момента предыдущего определения значительно изменились, может потребоваться перебор значительного числа ячеек. Но и в этом случае современные приемоиндикаторы пытаются вычислить промежуточный прогноз на основании первых обнаруженных значений и сократить таким образом количество анализируемых ячеек.

При поиске сигнала происходит некогерентная обработка принимаемого сигнала. В режиме фильтрации применяется совместная фильтрация информационных параметров и фазы сигнала (неинформационный параметр). Такой режим называют *квазикогерентной обработкой* сигнала [16, 17].

Обратившись к (2.44), опишем входной сигнал в виде

$$S(t) = Ah(t-\tau)\cos[\omega_0 t + \vartheta(t-\tau)\pi + \varphi(t)], \qquad (2.48)$$

где $h(t)$ – модулирующая последовательность (дальномерный код). Параметр ϑ, несущий в себе навигационное сообщение, представляет собой последовательность нулей и единиц, смена которых происходит строго в определенные моменты времени t_k, такие, что $t_k - t_{k-1} = \text{const}$ – длительность такта навигационного сообщения.

Такие параметры сигнала, как, фаза и соответствующий доплеровский сдвиг меняются непрерывно, тогда как задержка и ϑ меняются дискретно. Дискретность этих параметров определяется длительностью такта соответствующей модулирующей последовательности (дальномерного кода или навигационного сообщения). Поэтому в литературе [2, 16 – 19] задачу фильтрации параметров навигационного сообщения иногда называют задачей оптимальной не-

прерывно-дискретной фильтрации. Решение этой задачи приводит к построению комплексной системы фильтрации, содержащей дискриминаторы задержки и фазы и сглаживающие фильтры для оценок задержки и фазы.

В оптимальной комплексной системе фильтрации оптимальные оценки задержки и фазы взаимосвязаны и формируются после обработки сигналов с выходов дискриминаторов задержки и фазы. Но такая система достаточно сложна в реализации, поэтому на практике оценку задержки формируют по сигналу временного дискриминатора, а оценку фазы – по сигналу фазового.

Устройство, реализующее описанный выше алгоритм, называют *следящим измерителем*. Упрощенная схема [2] следящего измерителя приведена на рис. 2.15. В схеме использованы следующие обозначения: $K_\tau = R_\tau c_\tau$ и $K_\varphi = R_\varphi c_\varphi$ – векторы коэффициентов усиления сглаживающих фильтров в каналах оценки задержки и фазы сигнала; th(•) – функция гиперболического тангенса; sign(•) – функция сигнатуры.

Канал оценки задержки сигнала содержит дискриминатор задержки, сглаживающий фильтр и генератор кодовой последовательности. На выходе дискриминатора задержки формируется напряжение, пропорциональное разности (рассогласованию) между истинным значением τ и его оценочным значением. Генератор кода вырабатывает два сигнала: кодовую последовательность, сдвинутую на время, равное оценке задержки сигнала, и последовательность $\partial h(t-\tau)/\partial\tau$. Вторая последовательность может быть сформирована в виде конечной разности двух сдвинутых исходных кодовых последовательностей:

$$\frac{\partial h(t-\tau)}{\partial\tau} \approx \frac{h(t-\tau+\Delta\tau/2)-h(t-\tau-\Delta\tau/2)}{\Delta\tau}, \qquad (2.49)$$

где $\Delta\tau$ – интервал, равный длительности элементарной посылки.

Канал оценки фазы содержит фазовый дискриминатор, сглаживающий фильтр и генератор сигнала с частотой f_0. В данной схеме фазовый дискриминатор состоит из двух перемножителей, среднее напряжение на выходах которых

$$\begin{aligned} \overline{U}_1 &\approx 0{,}5\sin(\vartheta\pi+\varphi-\varphi); \\ \overline{U}_2 &\approx 0{,}5\sin 2(\varphi-\varphi). \end{aligned} \qquad (2.50)$$

Фазовый дискриминатор имеет дискриминационную характеристику вида $\sin 2\Delta\varphi$.

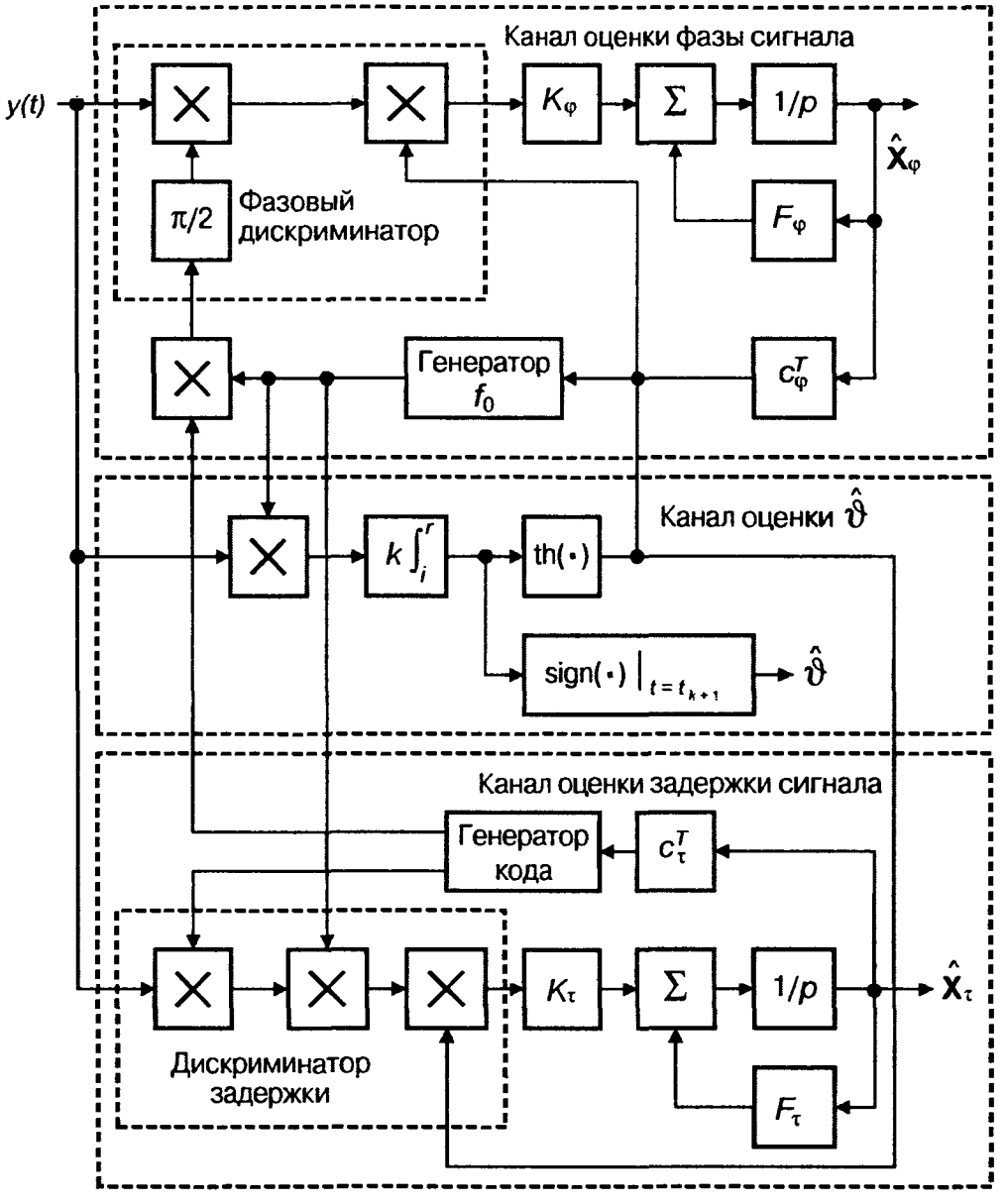

Рис. 2.15. Упрощенная схема следящего измерителя

Рассматриваемая схема фильтрации устойчиво работает при захвате сигнала каналом оценки фазы и вхождении в синхронизм. Полоса захвата системы фазовой автоподстройки составляет приблизительно 50 Гц, тогда как неопределенность оценки несущей частоты после окончания процедуры поиска может достигать 500 Гц. Поэтому в системе предусматривается реализация режима автоматической подстройки частоты (АПЧ).

Автоматическая подстройка частоты формируется на основе частотного дискриминатора, выходное напряжение которого пропорционально разности Δf между несущей частотой принимаемого

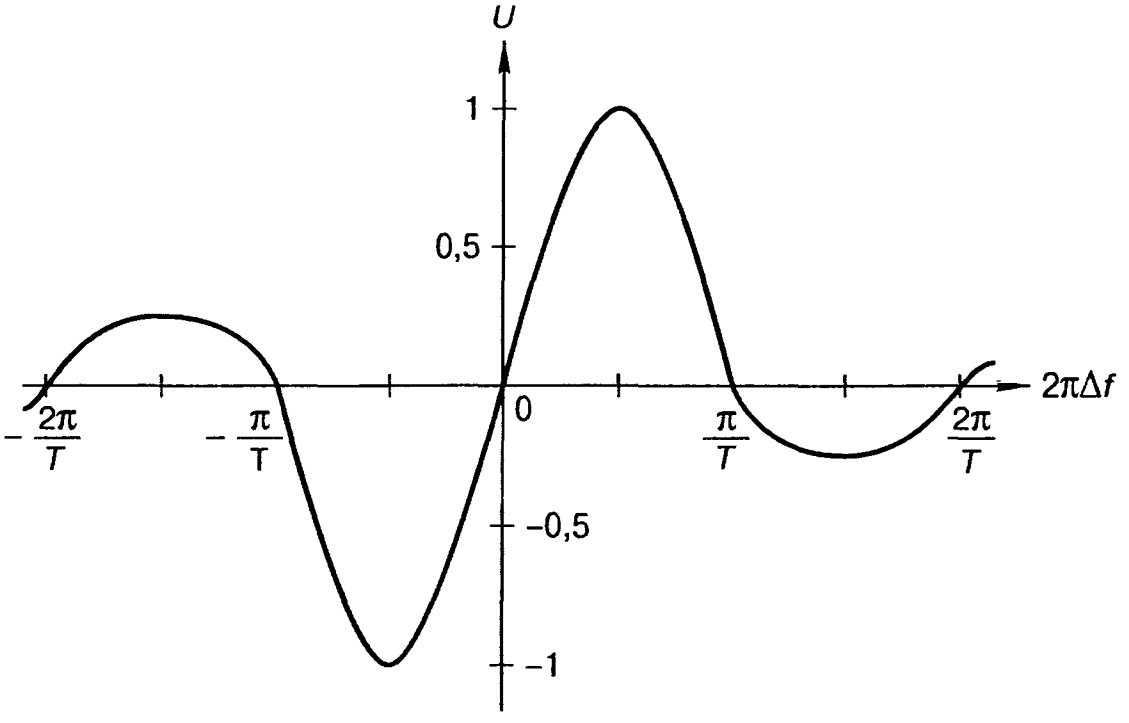

Рис. 2.16. Характеристика частотного дискриминатора

сигнала и частотой опорного генератора. Частотный дискриминатор может быть реализован вычислительными методами, на основании обработки сигналов $I(t)$ и $Q(t)$ [1]. Частотный дискриминатор имеет характеристику, описываемую выражением

$$U_{df} \approx \sin(2\pi\Delta fT)\left[\frac{\sin(\pi\Delta fT)}{\pi\Delta fT}\right]^2. \qquad (2.51)$$

Вид характеристики частотного дискриминатора изображен на рис. 2.16. Начальная ошибка должна лежать в пределах ее главного лепестка: $|\Delta f| < 1/2T$. Принимая максимальное значение $\Delta f = 500$ Гц, получаем требуемое время интегрирования $T = 1$мс.

2.11. Алгоритмы вторичной обработки

Как было сказано выше (§.2.8), для нахождения полного вектора потребителя необходимо измерить задержку и доплеровское смещение относительно четырех спутников. Для нахождения координат в СНС обычно используются псевдодальномерные методы; для нахождения составляющих скорости – псевдорадиально-скоростной метод.

При решении нелинейных уравнений вида (2.16) применяются как *прямые*, так и *итерационные* алгоритмы. Прямые алгоритмы используют для начального определения вектора потребителя при значительной исходной неопределенности координат, что дает практически точное решение системы из i уравнений с i неизвестными [2].

Итерационные алгоритмы чаще применяются для уточнения априорно известных координат потребителя (отыскания поправок). Условием применимости итерационного алгоритма является равенство числа определяемых параметров числу измерений. Иными словами, необходимо измерить псевдодальности до четырех спутников. На практике, причем в большинстве случаев, потребитель может получить результаты более, чем четырех измерений. Логично будет предположить, что большее число измерений можно использовать для повышения точности. Возникает потребность в алгоритме обработки *избыточных измерений*.

В [21] показано, что такой алгоритм может быть реализован при решении задачи оценивания по методу наименьших квадратов. Пусть мы имеем вектор результатов измерений Y размерностью N, который линейно зависит от вектора оцениваемых параметров $\mathbf{x}$ размерностью n. Для избыточных измерений $n > N$.

$$Y = H\mathbf{x} + \eta, \tag{2.52}$$

где η – вектор ошибок измерения

Суть метода наименьших квадратов состоит в нахождении такой оценки параметров x, при которой минимальна квадратичная форма

$$\varepsilon^2 = (Y - H\mathbf{x})^{\mathrm{T}}(Y - c^2 - H\mathbf{x}). \tag{2.53}$$

Дифференцируем ε^2 по $\mathbf{x}$ и приравниваем нулю полученную производную:

$$\frac{\partial\varepsilon^2}{\partial x} = -2H^T(Y - Hx)\Big|_{x=x} = 0.$$

Находим решение данного уравнения, полагая, что матрица $(H^{\mathrm{T}}H)$ невырожденная:

$$x = \left(H^T H\right)^{-1} H^T Y. \tag{2.54}$$

Показано [21], что решение (2.54) является необходимым и достаточным условием минимума квадратичной формы (2.53).

Рассмотрим случай, когда навигационная задача решается при помощи псевдодальномерного метода, и измерены псевдодальности $\tilde{D}_i$ до N спутников (I = 1, 2...N). Необходимо определить вектор $\mathbf{x} = | x\ y\ z\ D|^T$. Пусть $\mathbf{x}_0$ – некоторое начальное грубое приближение искомого вектора $\mathbf{x}$.

Объединим все измерения $\tilde{D}_i$ в одно векторное $\tilde{D} = D(x) + \eta$. После разложения функции $D(x)$ в ряд в точке x_0 и ряда преобразований [2] получаем, что матрица H в данном случае определяется соотношением

$$H = \left[\frac{\partial D^T(x_0)}{\partial x}\right]^T. \tag{2.55}$$

Соответственно, выражение (2.52) приобретает вид

$$Y = \left[\frac{\partial D^T(x_0)}{\partial x}\right]^T x + \eta.$$

Используя решение (2.54) навигационной задачи по методу наименьших квадратов и возвращаясь к исходным обозначениям, получаем

$$\begin{aligned} x &= \left(H^T H\right)^{-1} H^T Y = \left(H^T H\right)^{-1} H^T \left(\tilde{D} - D(x_0) + Hx_0\right) = \\ &= x_0 + \left(H^T H\right)^{-1} H^T \left(\tilde{D} - D(x_0)\right) \end{aligned} \tag{2.56}$$

Если число измерений равно числу измеряемых параметров, а матрица H невырожденная, то уравнение (2.56) может быть преобразовано к виду

$$x = x_0 + H^{-1}\left(\tilde{D} - D(x_0)\right). \tag{2.57}$$

Для оценки координат потребителя могут быть использованы псевдодальномерный и разностно-дальномерный методы. В литературе [2] показано, что этим методам присуща одинаковая точность, поскольку оптимальные оценки для этих методов совпадают. Аналогичный вывод можно сделать для псевдорадиально-скоростного и разностно-радиально-скоростного методов, которые также обеспечивают одинаковую точность оценки вектора потребителя.

2.12. Факторы, влияющие на точность определения вектора потребителя

В реальных условиях на точность определения вектора потребителя влияет множество факторов. Рассмотрим эти факторы применительно к псевдодальномерному методу. Будем полагать, что применяется минимально возможное число измерений, равное количеству неизвестных координат потребителя.

Источники возникновения дальномерной погрешности можно разделить на три группы по их происхождению:

- вносимые контрольно-измерительным комплексом;
- вносимые оборудованием навигационного спутника;
- возникающие на трассе распространения сигнала;
- вносимые приемоиндикатором потребителя.

Первые две группы погрешностей связаны между собой и обусловлены, в основном, неидеальностью частотно-временного и эфемеридного обеспечения НКА. Погрешности частотно-временного обеспечения возникают при сверке и хранении бортовой шкалы времени НКА. Эти погрешности непосредственно и весьма значительно влияют на определение расстояния до спутника. Например, сдвиг излучаемых дальномерных кодов и меток времени на 1 мс соответствует погрешности измерения дальности в 300 км. Стабильность бортовой шкалы времени зависит от стабильности бортового эталона частоты ("атомные часы"). СКО сдвига бортовой шкалы через сутки после коррекции составляет 25,4 нс для цезиевых и 108 нс для рубидиевых эталонов частоты. Требования к СНС таковы, что СКО сдвига бортовой шкалы должно быть не более 10 нс.

Кроме аппаратных методов повышения стабильности шкалы, применяются алгоритмические методы, основанные на известных математических моделях поведения бортовых эталонов, и позволяющие прогнозировать отклонение. Непрогнозируемые отклонения бортовой шкалы времени относительно системной могут достигать 1 нс на интервале в 1 ч. В настоящее время средствами контрольно-измерительного комплекса ведется постоянное наблюдение за бортовыми эталонами каждого НКА, и для каждого из них рассчитывается индивидуальный алгоритм коррекции. В качестве модели, как правило, используется полином второй степени.

К дальномерным погрешностям частотно-временной области можно отнести и погрешности, вносимые групповой задержкой навигационного сигнала в аппаратуре спутника. Групповая задержка

представляет собой интервал времени между выходным навигационным сигналом в фазовом центре передающей антенны и выходным сигналом бортового эталона частоты и времени. Систематическая составляющая групповой задержки измеряется при сборке и калибровке аппаратуры спутника, она индивидуальна для каждого НКА и передается в составе служебного сообщения НКА. Случайная составляющая рассматривается в составе дальномерной погрешности и обычно не превышает 3 нс.

Степень достоверности частотно-временных поправок зависит от их "возраста", т.е. от срока, прошедшего с момента их загрузки в память бортового вычислителя. В ситуации, когда происходит затмение спутника или коррекция его орбиты, возможно длительное отсутствие коррекции. Для уменьшения зависимости от интервала между обновлениями данных применяется режим межспутниковых измерений, реализованный в GPS на спутниках типа Block IIR и подлежащий реализации в ГЛОНАСС на спутниках типа ГЛОНАСС-М.

Для средневысотных СНС имеют значение релятивистские и гравитационные эффекты, обусловленные различиями скоростей НКА и потребителя и гравитационного потенциала в точках расположения НКА и потребителя. Для компенсации релятивистских и гравитационных эффектов в опорную частоту бортового эталона вносят так называемую релятивистскую поправку, уменьшая ее на некоторую величину. Окончательная коррекция осуществляется в аппаратуре потребителя, при помощи поправки, рассчитываемой на основе служебных данных НС [2]:

$$\Delta t_R = Fe\sqrt{a}\sin E,$$

где $F = -2\sqrt{\mu}/c^2$; μ – универсальная гравитационная постоянная Земли; c – скорость света; a и e – большая полуось и эксцентриситет орбиты спутника; E – эксцентрическая аномалия.

Погрешности в определении параметров НКА и непрогнозируемые смещения НКА относительно экстраполированной орбиты приводят к возникновению *эфемеридных* погрешностей. Наряду с погрешностью бортовой шкалы времени, эфемеридные погрешности могут быть представлены, как компонент *эквивалентной дальномерной погрешности (ЭДП)*. Для СНС ГЛОНАСС суммарная ЭДП, вносимая контрольно-измерительным комплексом и НКА по самым негативным оценкам не превышает 9,2 м. Для GPS среднеквадратическое значение одной лишь эфемеридной составляющей ЭДП составляет примерно 1 м.

Погрешности, возникающие на трассе распространения сигнала относятся к наименее предсказуемым и в силу этого могут значительно влиять на точность местоопределения. Атмосфера Земли способна влиять на распространение радиоволн, причем это влияние не всегда поддается прогнозированию. Рефракция радиоволн (искривление пути распространения) вносит дополнительные задержки сигнала. На распространение радиоволн влияют тропосфера, расположенная у поверхности Земли и до высоты в 12 – 18 км, и ионосфера, представляющая собой слой атмосферы от 60...100 и до 500...1000 км.

Рефракция сигналов НКА в тропосфере обусловлена неоднородностями и изменением диэлектрической проницаемости с высотой. Значение тропосферной рефракции зависит от факторов, влияние которых хорошо изучено и поддается прогнозу (влажность воздуха, давление, температура). С точки зрения влияния на распространение радиоволн, тропосферу рассматривают как смесь сухого воздуха и водяных паров. Показатели преломления для этих компонентов точно измерены. Зная влажность воздуха, можно рассчитать значение коэффициента преломления для смеси. Для средних метеоусловий тропосферная погрешность может быть спрогнозирована, как

$$\Delta t_t \approx \frac{K_t}{\sin\beta}\int_0^{S_t}(n-1)dS\,, \qquad (2.58)$$

где K_t – параметр, характеризующий состояние тропосферы, β – угол места НКА, n – коэффициент преломления радиоволн, S_t – протяженность тропосферного участка трассы радиосигнала.

При малых углах места тропосферная рефракция (и ионосферная тоже) достигает максимума, так как радиоволны проходят при таких углах наибольший путь. Поэтому в приемоиндикаторах принимают во внимание только те спутники, которые находятся выше, чем так называемый *угол маски* величиной 5...10°.

Рефракция в ионосфере также обусловлена неоднородностями и изменением диэлектрической проницаемости с высотой. Задержка сигнала с частотой f может быть аппроксимирована, как

$$\Delta t_i = \frac{a}{f^2}+\frac{b}{f^3}+\frac{c}{f^4}+\ldots \approx \frac{a}{f^2}\,, \qquad (2.59)$$

Экспериментально подтверждено, что вторым и третьим слагаемыми можно пренебречь. Для рабочих частот СНС ГЛОНАСС и GPS их значения оцениваются соответственно, как 0,08 нс и 0,25 нс.

Основная проблема при компенсации ионосферной задержки состоит в том, что значение задержки очень широко меняется в зависимости от региона, в котором расположен приемоиндикатор, времени суток и года, солнечной и геомагнитной активности. Значения задержки лежат в диапазоне 5...500 нс, среднее значение составляет 5...10 нс ночью и 30...50 днем для углов места, близких к 90°. С приближением к углу маски ионосферная задержка возрастает в 2 – 3 раза. Обычно ночным влиянием ионосферы пренебрегают. Известно [24], что ионосферные задержки наиболее сильны на низких широтах.

Ионосферные задержки необходимо учитывать, если необходимо достичь точность определения координат больше 8 м. В СНС GPS для этой цели применяется постоянный мониторинг состояния ионосферы, для чего используются все доступные методы, включая наблюдение за солнечной активностью, прямые и косвенные методы измерения концентрации свободных электронов в ионосфере, а также аппаратное измерение задержки сигнала GPS на различных станциях слежения. На основании собранных данных вычисляются коэффициенты, позволяющие потребителю смоделировать в приемоиндикаторе условия распространения сигнала в ионосфере. Более скромная наземная инфраструктура СНС ГЛОНАСС не позволяет в данное время организовать мониторинг ионосферной задержки в различных регионах Земли.

Существуют методы определения и учета ионосферной задержки на стороне потребителя:

- метод моделирования трассы;
- двухчастотные измерения;
- избыточные одночастотные измерения.

Первый метод широко применяется в одночастотных приемоиндикаторах. Коэффициент a, входящий в соотношение (2.59) и зависящий от концентрации свободных электронов в ионосфере, известен лишь приблизительно. Поэтому точность расчетов ограничена. Если использовать значение так называемых коэффициентов модели ионосферы α и β, передаваемых в навигационном сообщении, то ионосферную погрешность удается уменьшить лишь наполовину при условии приемлемого объема вычислений. Расчет сложной параметрической модели в стационарных условиях позволяет снизить влияние ионосферной погрешности на 60...70%. Коэффициенты модели ионосферы обновляются раз в 10 дней, но могут обновляться чаще в периоды повышения солнечной активности.

Двухчастотный метод основан на эффекте рефракции сигналов

в ионосфере. Эффект проявляется в том, что при распространении сигналов с разной несущей частотой вносится разная ионосферная задержка. При использовании двухчастотного метода измеряют дальности на двух частотах, $D(f_1)$ и $D(f_2)$. Затем вычисляют разность задержек этих сигналов в ионосфере $\delta t_i = D(f_1) - D(f_2)$, равную разности дополнительных групповых задержек в ионосфере на частотах f_1 и f_2. Существует соотношение

$$\Delta t_{i1} = \delta t_i \frac{1}{(f_1/f_2)^2 - 1} \approx \begin{cases} 1{,}531\,\delta t_i & \text{для ГЛОНАСС;} \\ 1{,}546\,\delta t_i & \text{для GPS;} \end{cases}$$

где $f_1/f_2 = 9/7 \approx 1{,}2857$ для ГЛОНАСС и $f_1/f_2 = 77/60 \approx 1{,}283$ для GPS – значения, применяемые для коррекции псевдодальности, измеренной на частоте f_1. Рефракция в ионосфере вносит погрешность и в измерение скорости потребителя. Погрешность измерения скорости может быть скорректирована по аналогии с коррекцией погрешности псевдодальности, измерением псевдодоплеровского сдвига на двух частотах и подстановкой результатов измерений в соотношение

$$\Delta f_{i1} = \delta f \frac{f_1 - f_2}{f_2} \approx \begin{cases} 3{,}5\delta f & \text{для ГЛОНАСС} \\ 3{,}534\delta f & \text{для GPS} \end{cases}.$$

Двухчастотный метод позволяет свести ионосферную погрешность к десяткам сантиметров, но усложняет аппаратуру потребителя и увеличивает составляющую погрешности, обусловленную радиошумами.

В соответствии с методом избыточных одночастотных измерений проводят измерения по нескольким (более восьми) НКА. Влияние ионосферы удается ощутимо снизить за счет усреднения пространственных характеристик ионосферы.

К погрешностям, возникающим на трассе распространения сигнала, можно отнести погрешности, возникающие по причине *многолучевого распространения*. В реальных условиях на вход приемоиндикатора обычно поступает не только прямой сигнал со спутника, но и множество переотраженных сигналов от соседних зданий, морской и земной поверхностей. Причем, в некоторых случаях, уровень отраженного сигнала может оказаться сопоставимы с уровнем прямого. Влияние отраженных сигналов особенно заметно для авиационных потребителей, которые находятся на большом расстоянии от отражающих объектов, так как в этом случае возрастает разность между задержками прямого и отраженного сигналов.

Из-за одновременного поступления на антенну приемоиндикатора нескольких переотраженных сигналов возможна их взаимная интерференция и срыв слежения фазовых систем. Наиболее тяжелая картина многолучевого приема возникает в городских условиях, в окружении высотных зданий, когда погрешность может достигать 100 м. Для снижения погрешности в приемниках стандартной точности применяются узкополосные корреляторы, уменьшающие погрешность до 10 м. Использование сигналов высокой точности снижает погрешность многолучевого приема до 3 м.

Следующим, по порядку прохождения сигнала, источником дальномерных погрешностей является схема приемоиндикатора. Основным источником погрешностей являются схемы слежения за задержкой огибающей и несущей сигнала. Принято различать *шумовые* и *динамические* погрешности. Огибающей сигнала НКА является двоичная ПСП. Шумовая погрешность некогерентной схемы слежения за задержкой ПСП имеет СКО [2]

$$\sigma = \tau_S \sqrt{\frac{B_t}{P/N_0} + \frac{B_t B_r}{(P/N_0)^2}},$$

где τ_S – длительность элементарного символа ПСП; B_t – односторонняя ширина полосы пропускания схемы слежения за задержкой; B_r – односторонняя ширина полосы пропускания тракта промежуточной частоты; P/N_0 – отношение мощности сигнала к спектральной плотности шума на входе приемника. Динамическую составляющую погрешности приемоиндикатора можно оценить, как

$$\varepsilon_d = 1{,}12\tau / 4B_t^2,$$

где τ – задержка сигнала.

На точность определения пространственно-временных координат потребителя оказывает влияние взаимное расположение НКА и потребителя. Следовательно, возникает задача выбора оптимального рабочего созвездия НКА, при котором обеспечивается заданная точность измерений. Существует такое понятие, как *коэффициент геометрии* K_G, являющийся мерой уменьшения точности навигационных определений из-за особенностей взаимного расположения НКА и потребителя.

Коэффициент геометрии численно определяется для случая, когда погрешности определения псевдодальностей до четырех НКА равновелики и некоррелированы, и в общем случае описывается выражением

$$K_G = \left[\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2 + \sigma_t^2\right]^{1/2} / \sigma_D, \qquad (2.60)$$

где σ_D – дисперсия измерения псевдодальностей. Выражение (2.60) может быть записано в другом виде:

$$K_G^2 = K_{GP}^2 + K_{GT}^2, \qquad (2.61)$$

где $K_{GP} = \left[\sigma_x^2 + \sigma_y^2 + \sigma_z^2\right]^{1/2} / \sigma_D$ – пространственный коэффициент; $K_{GT} = \sigma_t / \sigma_D$ – временной коэффициент. В свою очередь, пространственный коэффициент может быть разбит на составляющие, характеризующие точность определения координат потребителя в горизонтальной и вертикальной плоскостях:

$$K_{GP}^2 = K_{GH}^2 + K_{GV}^2, \qquad (2.62)$$

где $K_{GH} = \left[\sigma_x^2 + \sigma_y^2\right]^{1/2} / \sigma_D$ – горизонтальный коэффициент; $K_{GV} = \sigma_z / \sigma_D$ – вертикальный коэффициент. Последние коэффициенты используются чаще, так как точность местоопределения считается основной характеристикой СНС. Показано [23, 24], что минимальное значение K_{GP} = 1,5 достигается, когда потребитель находится в центре правильного тетраэдра. Если потребитель находится на поверхности Земли или возвышается пренебрежимо мало, то минимальное значение $K_{G.H.}$ = 1,63 достигается, когда один НКА расположен в зените, а три остальных равномерно распределены в горизонтальной плоскости, когда объем тетраэдра максимален. СНС присущи периоды неудачного расположения НКА, которые длятся от 5 до 30 мин. В такие периоды геометрический фактор значительно возрастает.

2.13. Дифференциальная подсистема

Спутниковые навигационные системы позволяют определить координаты потребителя с точностью порядка 10...15 метров. Но в ряде случаев требуется более высокая точность определения. К таким случаям относятся геодезические измерения и картография, строительные работы, точная проводка судов в береговой зоне, навигация в городских условиях и т.д. Добиться существенного увеличения точности определения координат (до единиц и долей сантиметра) удается при помощи функционального дополнения к СНС, называемого *дифференциальной подсистемой*.

Основу дифференциальной подсистемы составляет наземная контрольно-корректирующая станция (ККС), координаты которой известны и определены с большой точностью. Как правило, в подобных случаях говорят о координатах фазового центра приемной антенны. Путем сравнения измеренных значений псевдодальностей до спутников с достоверными значениями, вычисленными на основе полученной от главной станции информации об орбитах НКА, вычисляются поправки к псевдодальностям. Полученные значения поправок передаются потребителям по специально выделенным линиям передачи данных. Потребитель должен иметь соответствующий приемник, оснащенный модулем для приема радиосигналов ККС.

Как правило, расстояние между потребителем и наземной ККС пренебрежимо мало по сравнению с расстоянием до НКА. Поэтому с большой долей приближения можно считать, что на расстояниях до 200 – 300 км потребитель и ККС находятся в идентичном по всем параметрам навигационном поле. Следовательно, поправки, вычисленные для ККС, справедливы и для потребителя. Так, при расстоянии между ККС и потребителем, составляющем 100 км, погрешность определения координат потребителя, вызванная непостоянством ошибок псевдодальности в пространстве составляет единицы сантиметров, а при расстоянии до ККС порядка 1000 км – десятки сантиметров. На практике стараются располагать ККС не далее 500 км от целевых потребителей.

Принято различать широкозонные, региональные и локальные дифференциальные подсистемы, хотя такое деление зачастую является условным.

Широкозонные дифференциальные подсистемы (ШДПС). Основой широкозонной подсистемы является сеть специальных широкозонных ККС, информация о поправках с которых передается на главную станцию. После дополнительной проверки на главной станции вырабатывается комплекс общих поправок и сигналов целостности. Выработанные сигналы передаются, как правило, на геостационарные спутники, с которых транслируются на приемники потребителей. Применение геостационарных спутников позволяет обеспечить радиус рабочей зоны порядка 5000...6000 км. Достаточно часто ККС, входящие в состав широкозонной подсистемы, обеспечивают и локальный сервис с применением дополнительных каналов передачи данных.

Примером развитой ШДПС может являться сервис, предостав-

ляемый компанией "OmniSTAR" (подразделение корпорации "Fugro"). В данном случае поправки транслируются на всю поверхность земного шара через созвездие геостационарных спутников. Сервис является платным. Для клиента, заявившего о приблизительной зоне своего местонахождения, формируется комплекс индивидуальных поправок, именуемый *виртуальной базовой станцией* (VBS). Могут быть сформированы VBS с континентальным, региональным и локальным охватом.

Региональные дифференциальные подсистемы (РДПС) имеют диаметр зоны обслуживания от 400 до 2000 км и предназначены для навигационного обеспечения отдельных регионов континента или моря/океана. В состав РДПС входят одна или несколько ККС, а также аппаратура контроля целостности и средства передачи данных потребителю. Эти данные вырабатываются либо на главной станции, либо непосредственно на ККС.

Локальные дифференциальные подсистемы (ЛДПС) функционируют при дальностях до потребителя в диапазоне 50...200 км и обычно имеют в своем составе одну ККС, аппаратуру управления и контроля целостности и средства передачи данных. В качестве аппаратуры передачи данных ЛДПС часто применяют имеющиеся радиомаяки, уплотняя их сигнал и включая в него данные от ЛДПС. Такое решение обосновано экономически, но сигнал радиомаяков, часто работающих в средневолновом диапазоне, весьма подвержен помехам и не позволяет передавать данные с большой скоростью.

Локальные дифференциальные подсистемы обычно разделяют по способу их применения на морские, авиационные и геодезические. Морские ЛДПС предназначены для обеспечения мореплавания в проливах, каналах, акваториях портов и гаваней. Авиационные ЛДПС обеспечивают точный заход на посадку и посадку воздушного судна в соответствии с требованиями ИКАО к посадке по категориям. Геодезические ЛДПС используются при проведении исследований движения земной коры, землемерных, крупных строительных и иных специальных работ.

Псевдоспутники (псевдолиты). Возможна разновидность дифференциальной подсистемы, когда передаваемые потребителю сигналы с поправками и другой информацией привязаны к местной шкале времени. После учета поправок шкала времени потребителя также оказывается привязанной к местной шкале времени, следовательно принятые потребителем сигналы дифференциаль-

ной подсистемы являются источником информации о взаимной дальности и скорости потребителя относительно дифференциальной станции [1].

Если дифференциальная станция излучает сигнал, аналогичный сигналу НКА, она называется псевдоспутником (псевдолитом). Наиболее очевидным и частым примером применения псевдоспутников является выведение самолетов на посадочную глиссаду. При неудачном расположении НКА наличие псевдоспутников позволяет снизить значение геометрического фактора в вертикальной плоскости в 6...8 раз и в горизонтальной плоскости в 3...4 раза.

Глава 3.

СИСТЕМА ГЛОБАЛЬНОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ГЛОНАСС (РОССИЯ)

3.1. Космический сегмент

Полная (проектная) группировка НКА системы ГЛОНАСС состоит из 24-х спутников, равномерно распределенных в трех орбитальных плоскостях (рис. 3.1). Орбитальные плоскости разнесены относительно друг друга на 120° по абсолютной долготе восходящего узла и имеют условные номера 1, 2 и 3, возрастающие по направлению вращения Земли.

В каждой орбитальной плоскости расположено по 8 спутников со сдвигом по аргументу широты 45°. Орбитальные плоскости сдвинуты друг относительно друга на 15°, т.е. спутники в соседних орбитальных плоскостях смещены на 15° по аргументу широты. Нумерация позиций спутников производится по порядку их последовательности на орбите в определенный момент времени и против их движения. Спутникам 1-й орбитальной плоскости присвоены номера 1...8, 2-й орбитальной плоскости – 9...16, 3-й – 17...24.

По состоянию на 0 ч 00 мин 00 с Московского времени 1 января 1983 г. аргументы широты спутников описывались выражением

$$145°26'37'' + 15°(27 - 3j + 25k),$$

где $j = 1...24$; $k =$ целая часть числа $(j - 1)/8$.

Орбиты спутников являются близкими к круговым, с высотой 18840...19440 км (номинальное значение 19100 км). Наклонение орбиты – 64,8° с точностью ± 0,3°. Точность выведения спутника в заданную точку орбиты составляет 0,5 с по периоду обращения, ±1° по аргументу широты и ±0,01 по эксцентриситету.

Орбитальная структура сети спутников построена таким образом, что в каждой точке земной поверхности и околоземного пространства одновременно наблюдаются не менее четырех спутников. Их взаимное расположение обеспечивает необходимые точностные характеристики системы. Нужно заметить, что заданная

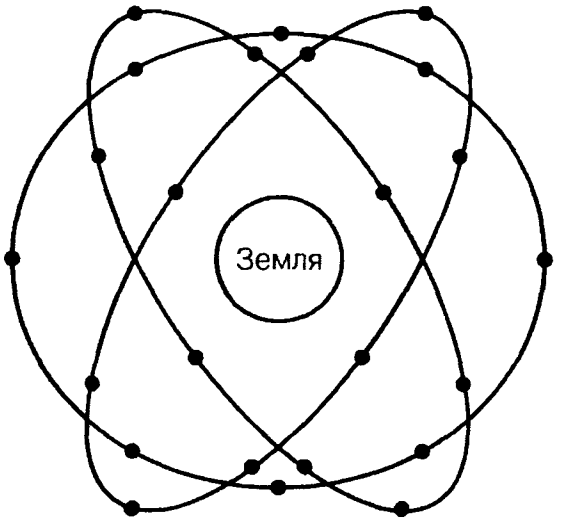

Рис. 3.1. Орбитальная структура СНС ГЛОНАСС

точность координатно-временных измерений может быть достигнута при наличии в системе 21 спутника, по семь в каждой орбитальной плоскости, а остальные используются в качестве "горячего" резерва. Непрерывность навигационного поля системы ГЛОНАСС обеспечивается на высотах до 2000 км. Система сохраняет полную функциональность при одновременном выходе из строя до 6 НКА (по два в каждой плоскости).

Интервал повторяемости трасс движения НКА и, соответственно, зон радиовидимости наземными потребителями составляет 17 витков или 7 сут 23 ч 27 мин 28 с. Отсюда видно, что *СНС ГЛОНАСС не является резонансной (или синхронной)*, т.е. спутники в своем орбитальном движении не имеют резонанса (синхронизма) с вращением Земли. Начало каждого витка смещается относительно поверхности Земли приблизительно на 21° по долготе и орбита каждого НКА имеет многовитковый след. Благодаря этому возмущающее влияние нецентральности гравитационного поля Земли на орбиты НКА значительно снижается и является одинаковым для всех НКА. Как следствие, орбитальная группировка СНС ГЛОНАСС более стабильна по сравнению с GPS, имеющей синхронные 12-часовые орбиты. Орбитальная группировка ГЛОНАСС не требует дополнительных корректировок в течение всего срока активного существования НКА, хотя срок функционирования НКА на сегодняшний день несколько меньше, чем в GPS.

Так как бортовой запас топлива ограничен, изменение действующей конфигурации орбитальной группировки за счет перевода НКА на другую орбиту допускается только в крайнем случае, для

оптимизации навигационных определений или обеспечения электромагнитной совместимости.

Выведение НКА на орбиту осуществляется по групповой схеме, по три спутника одновременно. Схема выведения НКА состоит из трех этапов:

- выведение головной части на промежуточную круговую орбиту высотой около 200 км;
- переход на эллиптическую орбиту с перигеем около 200 км, апогеем 19100 км и наклонением 64,3°;
- переход на круговую орбиту высотой 19100 км.

Постановка НКА в заданную системную точку может занять от недели до месяца и зависит от соотношения между точкой выведения спутника на орбиту и конечной системной точкой.

На момент подготовки материала книги состояние орбитальной группировки ГЛОНАСС, по данным информационного бюллетеня КНИЦ МО РФ от 31 декабря 2003 г., соответствовало приведенному в табл. 3.1.

Таким образом, по состоянию на 31.12.2003 г. орбитальная группировка ГЛОНАСС включала в себя лишь семь действующих НКА, с последующим увеличением до десяти за счет введения НКА, запущенных 10.12.2003 г.

Служебные системы и специальное оборудование НКА помещены в цилиндрический гермоконтейнер диаметром 1,35 м. Для уменьшения возмущений орбиты, возникающих от истечения микроструй газа, герметичность навигационного спутника повышена на порядок по сравнению с другими спутниками.

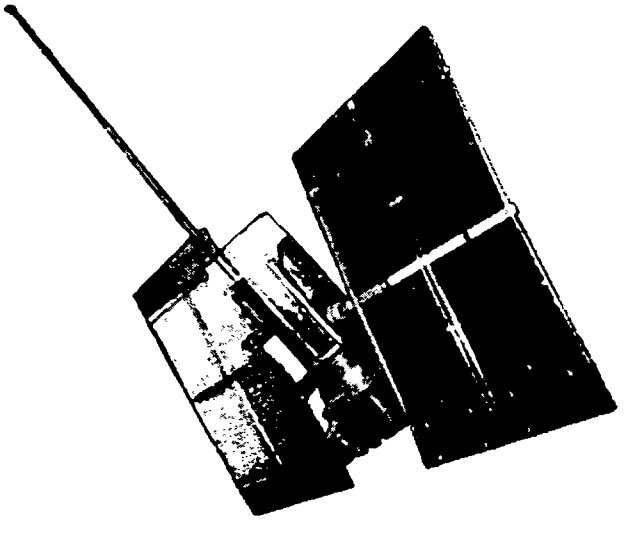

Рис. 3.2. Внешний вид спутника системы ГЛОНАСС

Таблица 3.1

Состояние орбитальной группировки СНС ГЛОНАСС

Номер ГЛОНАСС	Номер КОСМОС	Плос-кость/ точка	Номер частотного канала	Дата запуска	Дата ввода	Состояние спутника	Дата вывода
701	2404	1/01		10.12.2003			
794	2402	1/02		10.12.2003			
789	2381	1/03	12	01.12.2001	04.01.2002	В системе	
795	2403	1/04		10.12.2003			
711	2382	1/05	02	01.12.2001	15.04.2003	Выведен	31.12.2003
787	2375	3/17	05	13.10.2000	04.11.2000	В системе	
783	2374	3/18	10	13.10.2000	05.01.2001	В системе	
792	2395	3/21	05	25.12.2002	31.01.2003	В системе	
791	2394	3/22	10	25.12.2002	10.02.2003	В системе	
793	2396	3/23	11	25.12.2002	31.01.2003	В системе	
788	2376	3/24	03	13.10.2000	21.11.2000	В системе	
790	2380	1/06	09	01.12.2001	04.01.2002	Прекращен	19.12.2003
784	2363	1/08	08	30.12.1998	29.01.1999	Прекращен	19.12.2003

На поверхности контейнера, обращенной к Земле, смонтированы антенно-фидерная система и панель уголковых отражателей. На противоположной стороне находятся топливные баки двигателей ориентации. Спутник снабжен солнечными батареями, ширина которых в раскрытом виде составляет 7,23 м. Во время нахождения спутника в тени питание бортового оборудования осуществляется от аккумуляторов. Общая масса аппарата составляет 1487 кг, из которых на долю целевого оборудования приходится 237 кг.

Время активного существования спутника увеличено с 3,5 лет до 5 лет и ведутся работы по увеличению этого срока до 12...15 лет. В противном случае расходы на поддержание орбитальной группировки наряду с необходимостью ее доукоплектования могут оказаться чрезмерно большими.

Формирование высокостабильных синхрочастот и бортовой шкалы времени происходит при помощи *бортового хронизатора*. В состав хронизатора входят три комплекта цезиевого атомного стандарта частоты и устройство формирования синхрочастот и шкал времени. Масса бортового хронизатора – 207 кг.

Хронизатор обеспечивает формирование сигналов стандартной точности и сетки синхрочастот (Гц):

f_1	5 000 000	f_7	50
f_2	200 000	f_8	10
f_3	50 000	f_9	1
f_4	10 000	f_{10}	1/60
f_5	1 000	f_{11}	1/1800
f_6	100		

Сигнал f_1 является синусоидальным, остальные – импульсные. Оцифровка времени производится 32-разрядным двоичным последовательным кодом с периодичностью 100 Гц [2].

Бортовой хронизатор может работать в штатном или дежурном режиме. В дежурном режиме в качестве задающего генератора используется кварцевый генератор, и синтезатор частот обеспечивает формирование сетки частот, необходимой на этапе ожидания команд, выведения в заданную точку орбиты или при аварийной ситуации. Оборудование переводится в штатный режим по команде наземного центра управления. При этом происходит синхронное (по фронту импульсов) переключение на атомный стандарт частоты. Если уход бортовой шкалы времени превышает норму, по команде

с наземной станции происходит коррекция и фазирование бортовой шкалы.

Кроме бортового хронизатора в состав бортового оборудования входят: бортовой навигационный передатчик, блоки формирования навигационных сигналов, бортовая ЭВМ, системы ориентации и коррекции орбиты, телеметрии, приема сигналов наземного комплекса управления, терморегулирования и электропитания.

Бортовой навигационный передатчик состоит из аппаратуры формирования навигационных сигналов и антенно-фидерного оборудования. Для повышения надежности предусмотрено дублирование силовых блоков передатчика и формирователей навигационного сигнала. Для контроля за излучением используются амплитудные датчики ВЧ-излучения антенны, сигнал с которых поступает на бортовую телеметрическую систему. Переключение на резервные блоки может происходить автоматически или по команде с Земли.

Антенно-фидерная система конструктивно представляет собой фазированную решетку, состоящую из двух групп спиральных излучателей: 4 центральных и один периферийный кольцевой из восьми излучателей на кольце диаметром 85 см. Излучатели разделены на 4 сегмента, состоящих из одного центрального и двух ближайших периферийных излучателей. Такая конструкция антенны обеспечивает одновременную работу на частотах *L*1 и *L*2, достаточное подавление внеполосных излучений и необходимую диаграмму направленности.

При проектировании системы первоначально предполагалось разместить на каждом НКА по два передатчика. Один из них должен был излучать навигационный сигнал в направлении центра Земли, для наземных пользователей и низкоорбитальных КА. Второй должен был излучать сигнал в противоположном направлении, "в зенит", для КА на высоких геостационарных орбитах. В результате оптимизации системы остался лишь один передающий комплект, излучающий в направлении земной поверхности.

Эффективная излучаемая мощность составляет: по каналу *L*1 – 30 Вт; по каналу *L*2 – 21 Вт при суммарной потребляемой мощности 530 Вт.

Система ориентации и стабилизации спутников построена по активной трехосной схеме с управляющими маховиками и реактивной системой разгрузки [2]. Система ориентации обеспечивает реализацию программы начальной ориентации НКА после выведения на орбиту, успокоение спутника, ориентацию продольной оси спутника на центр Земли, а солнечных батарей на Солнце, управление вектором тяги двигателей системы коррекции.

Система координат. Передаваемые каждым НКА эфемериды описывают положение фазового центра передающей антенны спутника, так как при определении псевдодальности измеряется время распространения сигнала от фазового центра передающей антенны, до фазового центра приемной. Положение фазового центра передающей антенны легко приводится к положению центра масс спутника, поскольку при орбитальном движении небесного тела орбитой является траектория движения его центра масс.

Координаты фазового центра передающей антенны описываются в связанной с Землей геоцентрической системе координат ПЗ-90. Данная система координат определяется следующим образом:

- начало координат расположено в центре масс Земли;
- ось Z направлена на Условный полюс Земли;
- ось X направлена в точку пересечения плоскости экватора и нулевого меридиана, определенного Международным бюро времени;
- ось Y дополняет геоцентрическую прямоугольную систему координат до правой.

Земля рассматривается как эллипсоид, геометрические параметры которого приведены в таблице 3.2. Геодезическая широта точки *P* определяется как угол между нормалью к поверхности эллипсоида и плоскостью экватора. Геодезическая долгота точки *P* определяется как угол между плоскостью нулевого меридиана и плоскостью меридиана, проходящего через точку *P*. Геодезическая высота определяется как расстояние по нормали от поверхности эллипсоида до точки *P*.

Таблица 3.2.

Параметры земного эллипсоида и фундаментальные геодезические константы

Угловая скорость вращения Земли	$7{,}292115 \cdot 10^{-5}$ радиан/с
Геоцентрическая константа гравитационного поля Земли с учетом атмосферы	$398\,600{,}44 \cdot 10^{9}$ м^3/с^2
Геоцентрическая константа гравитационного поля атмосферы Земли, fM_a	$0{,}35 \cdot 10^{9}$ м^3/с^2
Скорость света	299 792 548 м/с
Большая полуось земного эллипсоида	6 378 136 м
Коэффициент сжатия эллипсоида	1/298,257839303

Продолжение таблицы 3.2

Гравитационное ускорение на экваторе Земли	978 032,8 мгал
Поправка к гравитационному ускорению на уровне моря, обусловленная влиянием атмосферы Земли	–0,9 мгал
Вторая зональная гармоника геопотенциала, J_2^0	$1\,082\,625{,}7 \cdot 10^{-9}$
Четвертая зональная гармоника геопотенциала, J_4^0	$-2370{,}9 \cdot 10^{-9}$
Нормальный потенциал на поверхности общеземного эллипсоида, U_0	62 636 861,074 $м^2/с^2$

3.2. Сегмент управления

Сегмент управления системы ГЛОНАСС состоит из следующих функциональных компонентов:

- центра управления системой;
- центрального синхронизатора;
- контрольных станций;
- системы контроля фаз;
- кванто-оптических станций;
- аппаратуры контроля поля.

Все компоненты функционально связаны между собой. Наземный сегмент осуществляет:

- траекторные измерения для уточнения и прогнозирования орбит спутников;
- временные измерения для определения расхождения бортовых шкал времени относительно системной шкалы и синхронизацию бортовых шкал;
- формирование и выгрузку на спутники массива служебной информации, включая эфемериды, альманах и временные поправки;
- контроль за работой бортовых систем НКА на основе телеметрической информации;
- контроль за содержанием навигационных сообщений НКА;
- слежение за характеристиками навигационного поля.

Наземные станции слежения находятся в точках, координаты которых определены с максимальной доступной точностью и предназначены для проведения траекторных и временных измерений и сбора телеметрической информации. С их помощью также происходит выгрузка служебной информации в бортовое запоминающее устройство НКА.

Рис. 3.3. Расположение наземных станций слежения СНС ГЛОНАСС

Сеть станций слежения СНС ГЛОНАСС выгодно отличается от аналогичной сети GPS тем, что расположена только на территории своей страны. Отчасти этому способствует большая протяженность российской территории с востока на запад (рис. 3.3).

Измерения траекторных параметров осуществляются запросным способом. По запросу со станции слежения спутник формирует ответ. По задержке ответа и доплеровскому сдвигу частоты определяются дальность до спутника с погрешностью не более 2...3 м и его радиальная скорость. Одновременно с измерением траекторных параметров происходит сбор телеметрической информации и выгрузка служебных данных.

В настоящее время на территории России, кроме Центра управления, действует семь станций слежения. На данный момент существующая сеть станций считается достаточной, так как даже при выходе из строя одной из станций, она равноценно заменяется другой, благодаря избыточности системы [2]. Кроме того, на станциях предусмотрено тройное резервирование аппаратуры.

Входящие в состав наземного комплекса кванто-оптические станции предназначены для периодического высокоточного измерения дальности до НКА при помощи лазерного дальномера. В настоящее время используется несколько типов кванто-оптических станций, в том числе расположенных за пределами России. Так, например, кванто-оптическая станция "Майданак" (Узбекистан) по-

зволяет измерять дальность до объектов на высотах до 40 000 км. Дальномерная ошибка станции не превышает 1,5...1,8 см, а угломерная от 0,5" до 2". Для эффективной работы кванто-оптических станций требуется наличие хорошей оптической видимости в ночное время, поэтому они, как правило, применяются не при систематическом наблюдении за НКА, а для юстировки радиодальномерных каналов.

Кроме измерения траекторных и временных параметров НКА, наземные станции слежения обеспечивают контроль за качеством навигационного сервиса СНС. Поскольку координаты эталонных приемников точно определены, для каждого видимого НКА можно рассчитать прогнозируемые значения псевдодальностей и псевдоскоростей в заданные моменты времени.

В режиме контроля НКА происходит сбор навигационных сообщений от всех видимых спутников (при завершенной системе их может быть от 8 до 11) и измерение псевдодальностей и псевдоскоростей. Затем, в автономном режиме, происходит обработка и проверка полученной информации.

При обнаружении неисправности спутника сигнал об этом автоматически передается в Центр управления, где принимается решение об ограничении функциональности или выведении спутника из системы и о мерах по устранению неисправности.

В режиме контроля навигационного поля происходит решение навигационной задачи по оптимальному созвездию над станцией слежения. Результат определения координат сравнивается с эталонным. При наличии сверхнормативных расхождений сообщение об ошибке и пакет принятой информации передаются в Центр управления для дальнейшего анализа и принятия решения [2]. С неисправным спутником может быть проведен сеанс запроса телеметрии для поиска неисправности. После анализа ситуации на борт спутника может быть передана команда включения в навигационное сообщение признака неисправности этого НКА или пересчет и перезагрузка обновленного массива навигационных данных. Также для этого НКА могут быть проведены внеплановые сеансы контрольных измерений с использованием других станций слежения.

3.3. Сегмент потребителей

В состав сегмента потребителей принято включать сообщество потребителей навигационной услуги, приемники навигационного сигнала, излучаемого спутниками, и подключаемое периферийное оборудование – антенны, устройства отображения информации,

блоки автоматики и вспомогательное программное обеспечение. Потребитель может быть стационарным или подвижным, наземным (сухопутным или морским), воздушным или космическим. Присутствие человека в качестве оператора или прямого потребителя навигационной услуги не является обязательным. Но, в любом случае, конечными потребителями навигационной услуги являются люди.

Поскольку по ряду причин более широкое распространение в мире получила система GPS, практически все приемники системы ГЛОНАСС принимают также сигналы GPS, но отнюдь не все приемники системы GPS принимают сигналы системы ГЛОНАСС.

После приема и обработки навигационных сигналов аппаратура потребителя измеряет и вычисляет навигационные параметры: псевдодальность и псевдоскорость; вычисляет геоцентрические координаты, переводит их в геодезические координаты, вектор скорости и высоту над опорным эллипсоидом; находит поправку к местной шкале времени относительно системного времени.

3.4. Интерфейс системы ГЛОНАСС

Интерфейс системы подразумевает под собой перечень требований, описаний и технические стандарты сигналов, путем которых происходит передача информации от космического сегмента СНС ГЛОНАСС к сегменту потребителей. НКА используют для передачи информации шумоподобные фазоманипулированные сигналы, излучаемые на двух несущих частотах: $L1$ (1600 МГц) и $L2$ (1250 МГц). Навигационные измерения в двух диапазонах частот позволяют свести к минимуму ионосферные погрешности.

Интерфейс СНС ГЛОНАСС беззапросный, т.е. НКА излучают радиосигналы на частотах $L1$ и $L2$ непрерывно, и любой приемник потребителя, находящийся в зоне радиовидимости НКА, в произвольный момент времени может получать от него навигационную информацию в пассивном режиме.

В системе ГЛОНАСС используется частотное разделение каналов. Для НКА, находящихся на взаимно антиподных орбитальных позициях, можно применить одинаковые несущие частоты, поэтому при 24 действующих НКА минимальное число несущих частот в каждом диапазоне равно 12. Наземный или околоземный потребитель не может принимать сигналы одновременно от двух антиподных НКА, поэтому неоднозначность не возникает.

Космическому потребителю могут быть видны одновременно оба антиподных спутника. Но проблема неоднозначности достаточно легко решается за счет пространственной и доплеровской се-

лекции сигналов. Во-первых, невозможно создать такую широконаправленную антенну, которая была бы способна одинаково эффективно принимать сигналы спутников с разных направлений. Поэтому используют разные направленные приемные антенны, подключенные к разным приемникам [1]. Таким образом, происходит пространственное разделение сигналов.

Во-вторых, поиск несущей частоты каждого НКА производится в довольно узкой полосе частот (около 1 кГц) около прогнозируемого значения, с учетом доплеровского сдвига. Для наземных объектов максимальный доплеровский сдвиг может достигать ± 5 кГц, тогда как для низкоорбитальных космических объектов доплеровский сдвиг достигает ± 40 кГц, что позволяет однозначно идентифицировать сигнал НКА по доплеровскому сдвигу.

В СНС ГЛОНАСС излучаются навигационные сигналы двух типов: *стандартной точности* и *высокой точности*. Сигнал стандартной точности с тактовой частотой 0,511 МГц предназначен для использования гражданскими потребителями, находящимися в любой стране мира. Сигнал высокой точности с тактовой частотой 5,11 МГц модулирован специальным (закрытым) кодом и не рекомендован к использованию без согласования с МО РФ. На практике это означает, что аппаратура потребителя, способная использовать закрытый код высокой точности может быть изготовлена и передана потребителю только с разрешения МО РФ. Использование этой аппаратуры также регламентируется соответствующими нормативными актами и должностными инструкциями.

На частоте *L*1 излучаются сигналы стандартной и высокой точности, а на частоте *L*2 (до модификации) – только высокой точности. Таким образом, гражданским пользователям была недоступна двухчастотная коррекция ионосферной задержки распространения радиосигнала. В соответствии с планом модернизации СНС, на спутниках ГЛОНАСС-М реализовано предоставление сигнала стандартной точности и по каналу *L*2. Это позволяет увеличить точность определений для гражданских пользователей.

В системе ГЛОНАСС не используется режим преднамеренного ухудшения навигационных характеристик кода стандартной точности.

3.4.1 Физические параметры радиосигналов ГЛОНАСС

Частотный план. Каждому спутнику системы присвоен не только системный номер, но и определенный частотный канал. Перечень рабочих частот, соответствующих номерам частотных каналов, образует *план частот*.

Первоначальный частотный план был несколько иным, но было обнаружено, что излучение передатчиков НКА создает помехи наземным радиоастрономическим наблюдениям в полосе частот 1610,6...1613,8 МГц [25] . Кроме того, на первичной основе полоса частот 1610,6...1625,5 МГц выделена спутниковой службе распределения и службе мобильной космической связи при работе в направлении "Земля-борт", а полоса частот 1613,8...1626,6 МГц на вторичной основе выделена службе мобильной космической связи в направлении "борт-Земля".

Поэтому мероприятия по модернизации СНС ГЛОНАСС включают в себя, начиная с сентября 1993г., поэтапное смещение и сокращение занимаемого системой диапазона частот. Общее число рабочих частот сокращается до двенадцати. План частот, определенный на сегодняшний день интерфейсным контрольным документом [4], приведен в табл. 3.3.

Таблица 3.3

План частот СНС ГЛОНАСС

Номер канала	Частота, МГц	
	L1	*L2*
–01	1601,4375	1245,5625
–02	1600,875	1245,1250
–03	1600,3125	1244,6875
–04	1599,75	1244,2500
–05	1599,1875	1243,8125
–06	1598,6250	1243,3750
–07	1598,0625	1242,9375
00	1602,00	1246,0
01	1602,5625	1246,4375
02	1603,125	1246,875
03	1603,6875	1247,3125
04	1604,25	1247,75
05	1604,8125	1248,1875
06	1605,375	1248,625
07	1605,9375	1249,0625

Номер канала	Частота, МГц	
	*L*1	*L*2
08	1606,5	1249,5
09	1607,0625	1249,9375
10	1607,625	1259,375
11	1608,1875	1250,8125
12	1608,75	1251,25
13	1609,3125	1251,6875

Ориентировочно до 2005 г. работающие спутники ГЛОНАСС будут использовать каналы с номерами $k = 1...12$. Каналы 0 и 13 будут использоваться как технологические. Так, канал 0 применяется наземным сегментом управления для проверки резервных спутников на орбите при восполнении орбитальной группировки. Начиная с 2005 г. все находящиеся в эксплуатации НКА ГЛОНАСС будут использовать каналы с номерами $k = -7...+4$, а каналы +5 и +6 будут использоваться лишь как технологические в ограниченные периоды времени (при восполнении орбитальной группировки).

Если вернуться к табл. 3.1, то можно видеть, что спутники, работающие на одном частотном канале, имеют системные номера, отличающиеся на 4. Например, это 17-й и 21-й спутники третьей орбитальной плоскости, использующие пятый частотный канал. Распределение номеров каналов между спутниками входит в состав альманаха системы (неоперативная информация).

Номинальные значения несущих частот для поддиапазонов *L*1 и *L*2 определяются выражениями:

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

$$f_{k2} = f_2 + k\Delta f_2,$$

где k – номер частотного канала; $f_1 = 1602$ МГц – несущая частота поддиапазона *L*1; $\Delta f_1 = 562{,}5$ КГц; $f_2 = 1246$ МГц – несущая частота поддиапазона *L*2; $\Delta f_2 = 437{,}5$ КГц.

Несущие частоты для каналов *L*1 и *L*2 когерентно формируются из одного источника опорной частоты на борту НКА. С точки зрения наземного наблюдателя номинальная частота этого источника составляет 5 МГц. Для компенсации релятивистских эффектов, возникающих при движении НКА по орбите, эта частота смещается на некоторую величину $\Delta f/f = -4{,}36 \cdot 10^{-10}$ или $\Delta f = -2{,}18 \cdot 10^{-3}$ Гц, и равна

4,99999999782 МГц. Это значение соответствует номинальной орбите высотой 19100 км.

Отношение несущих частот, излучаемых каждым НКА системы составляет $f_{k2} / f_{k1} = 7/9$. Допускается отклонение фактических значений несущих частот от номинальных значений на величину, не превышающую $2 \cdot 10^{-11}$. Навигационные сигналы стандартной точности с тактовой частотой 511 Кгц занимают в частотном диапазоне $L1$ полосу шириной (1598,0625...1605,375)±0,511 МГц (рис. 3.4). Эти значения отличаются от прежних значений, приведенных в ряде изданий, в связи с изменением частотного диапазона, отведенного для СНС ГЛОНАСС.

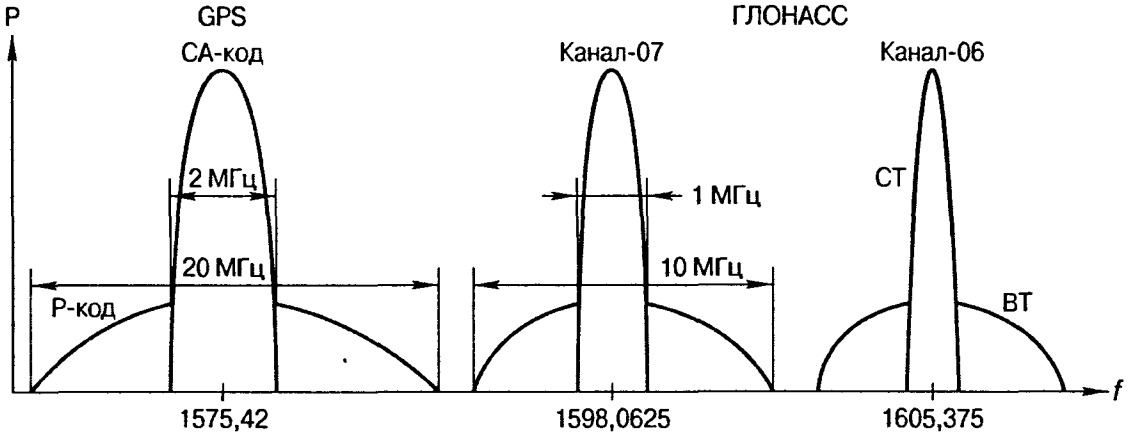

Рис. 3.4. Спектральные характеристики сигналов СНС ГЛОНАСС

Корреляционные потери. Корреляционные потери определяются как разность энергии сигнала, излучаемой передатчиком НКА в полосах

(1598,0625...1605,375)±0,511 МГц, (1242,9375...1248,625)±0,511 МГц

и энергии сигнала, принятой идеальным корреляционным приемником в тех же полосах частот. Корреляционные потери наиболее велики, когда несущая частота лежит на краях полосы частот (каналы –7 и +12). В этом случае корреляционные потери определяются следующими составляющими:

неидеальность модуляции в передатчике НКА – 0,6 дБ;

искажение формы сигнала в приемнике вследствие прохождения через фильтр 0,511 МГц – не более 0,2 дБ.

Для каналов с другими номерами корреляционные потери, обусловленные искажением формы псевдослучайного сигнала, уменьшаются по мере удаления от краев полосы частот.

Фазовые шумы несущей. Спектральная плотность фазовых шумов немодулированной несущей такова, что схема слежения за фазой, имеющая одностороннюю шумовую полосу 10 Гц, обеспечивает точность слежения за фазой несущей не хуже 0,1 радиан (среднеквадратическое значение).

Внеполосное излучение. Мощность внеполосного излучения за пределами полос шириной 0,511 МГц для частот *L*1 и *L*2 не превышает –40 дБ относительно мощности немодулированных несущих.

Внутрисистемные радиопомехи В случае полной системы в зоне видимости потребителя всегда находится более четырех НКА, излучающих радиосигналы. При обработке сигнала от одного спутника сигналы других спутников можно рассматривать, как помеху.

Разность частоты между каналами в диапазоне *L*1 равна 562,5 кГц, а в диапазоне *L*2 – 437,5 кГц и выбрана таким образом [2], что с учетом длительности элемента сигнала τ_S = 1/511 мс, сигналы от иных спутников, находящихся в зоне радиовидимости, могут помешать приему полезного сигнала только вторым и последующими лепестками спектра. При этом отношение мешающего сигнала к полезному не превышает $2 \cdot 10^{-5}$ или –48дБ, что соответствует уровню внутрисистемных помех в СНС ГЛОНАСС.

Как отмечается в литературе [2, 22], внутрисистемные помехи в системе GPS значительно выше. В связи с тем, что в GPS используется кодовое разделение сигналов, уровень внутрисистемных помех определяется значением максимального бокового лепестка взаимной корреляционной функции используемых кодов. Для применяемых в GPS кодов Голда длиной 1023 элемента уровень максимального бокового лепестка относительно полезного сигнала составляет около $7 \cdot 10^{-3}$, или –21,6 дБ.

Мощность принимаемого сигнала. Мощность принимаемого потребителем сигнала такова, что на выходе изотропной линейно поляризованной антенны с коэффициентом усиления +3 дБ, расположенной на поверхности земли, и в наихудшем случае ориентированной на угол места 5°, составляет:

не менее –161 дБВт для частот диапазона *L*1;

не менее –167 дБВт для частот диапазона *L*2.

Групповая задержка навигационного сигнала в бортовой аппаратуре. Групповая задержка навигационного сигнала в бортовой аппаратуре определяется как задержка между излучаемым радиосигналом данного НКА (измеряется в фазовом центре передающей антенны), и выходным сигналом бортового стандарта частоты. Групповая задержка включает в себя постоянную и случайную состав-

ляющие. Постоянная составляющая не имеет значения для потребителя, поскольку корректирующие данные для ее исключения входят в состав навигационного сообщения и в аппаратуре потребителя происходит автоматическая компенсация. Величина не поддающейся компенсации случайной составляющей не превышает 8 нс.

Когерентность передаваемых последовательностей. Все излучаемые определенным НКА сигналы когерентно сформированы из частоты одного бортового стандарта. Допустимый интервал между фронтами модулирующих сигналов высокой и стандартной точности составляет не более 6 нс.

Поляризация излучаемого сигнала. Излучаемый сигнал имеет правую круговую поляризацию (RHCP). В секторе углов излучения ±19° относительно оси симметрии диаграммы направленности передающей антенны коэффициент эллиптичности по полю не хуже 0,7.

3.4.2. Формирование кодовых последовательностей

Модулирующие последовательности. Несущие частоты диапазона *L*1 модулируются последовательностями сигналов высокой и стандартной точности, несущие частоты диапазона *L*2 модулируются сигналом высокой точности. Планируется предоставление сигнала стандартной точности в диапазоне *L*2.

Фазовая манипуляция несущей осуществляется на π радиан с максимальной погрешностью не более ±0,2 рад. Последовательности, составляющие сигнал стандартной точности, используются для манипуляции одной из квадратурных составляющих сигнала спутника на верхней частоте. Другая квадратурная составляющая манипулируется двоичной последовательностью, образованной из специального дальномерного кода высокой точности. Закон формирования этого кода сообщается только потребителям, имеющим разрешение МО РФ, и в данном издании не рассматривается.

Модулирующая последовательность стандартной точности для диапазона *L*1 образуется сложением по модулю два следующих двоичных сигналов:

- псевдослучайного дальномерного кода, передаваемого со скоростью 511 кбит/с (тактовая частота 511 кГц, период повторения 1 мс);
- навигационной (служебной) информации, передаваемой со скоростью 50 бит/с (тактовая частота 50 Гц);
- вспомогательного меандрового колебания с тактовой частотой 100 Гц;
- кода метки времени (МВ-кода), представляющего собой двоичную ПСП с тактовой частотой 100 Гц.

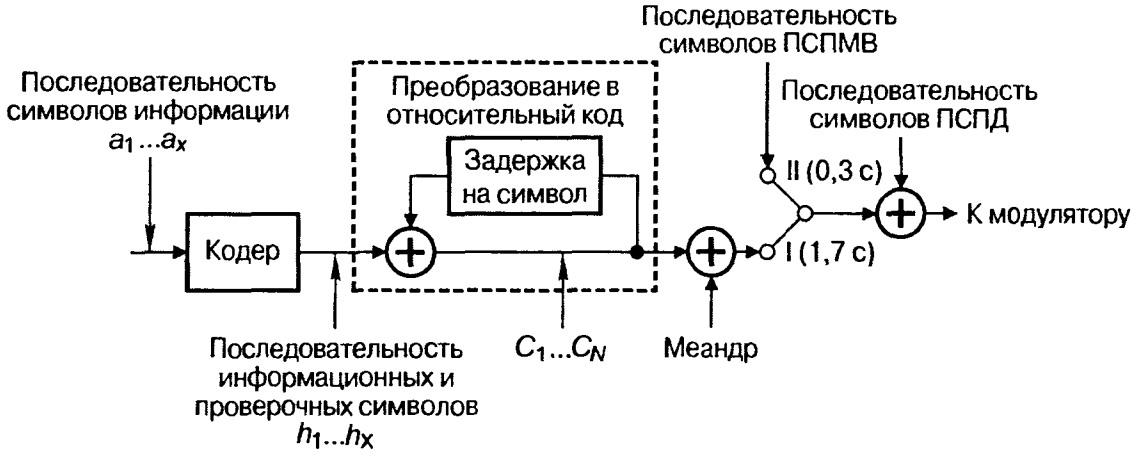

Рис. 3.5. Схема формирования модулирующей последовательности

На рис. 3.5 приведена упрощенная схема формирования модулирующей последовательности.

Псевдослучайный дальномерный код стандартной точности. ПСП дальномерного кода представляет собой М-последовательность длиной $L = 511$ элементов с периодом повторения 1 мс. Эта длина сравнительно невелика, но обеспечивает, по аналогии с С/А-кодом GPS, быстрое вхождение в режим захвата и приемлемую точность измерения дальности.

Порождающий полином имеет вид $G(x) = 1 + x^5 + x^9$. Упрощенная схема регистра сдвига, соответствующего порождающему полиному, показана на рис. 3.6. Дальномерный код снимается с 7-го разряда девятиразрядного регистра сдвига. Код начального состояния регистра сдвига соответствует "1" во всех разрядах регистра. Начальным символом в периоде ПСП дальномерного кода является первый символ в группе 111111100, повторяющийся через 1 мс.

На рис. 3.7 показана упрощенная схема формирователя дальномерного кода и синхроимпульсов для навигационного сигнала.

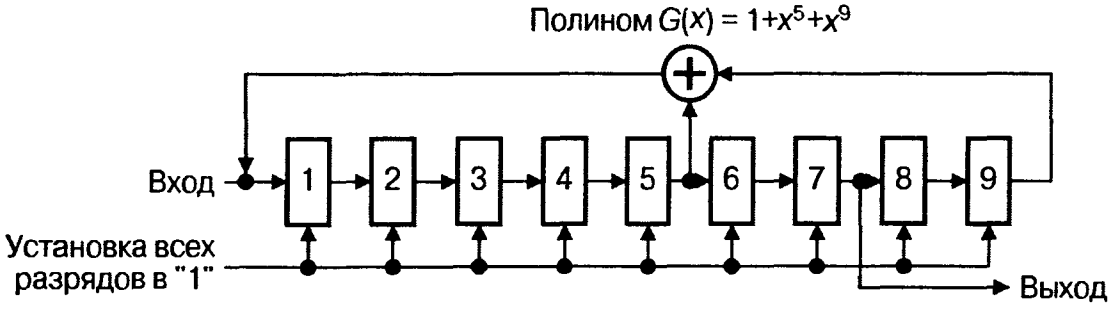

Рис. 3.6. Упрощенная схема регистра сдвига

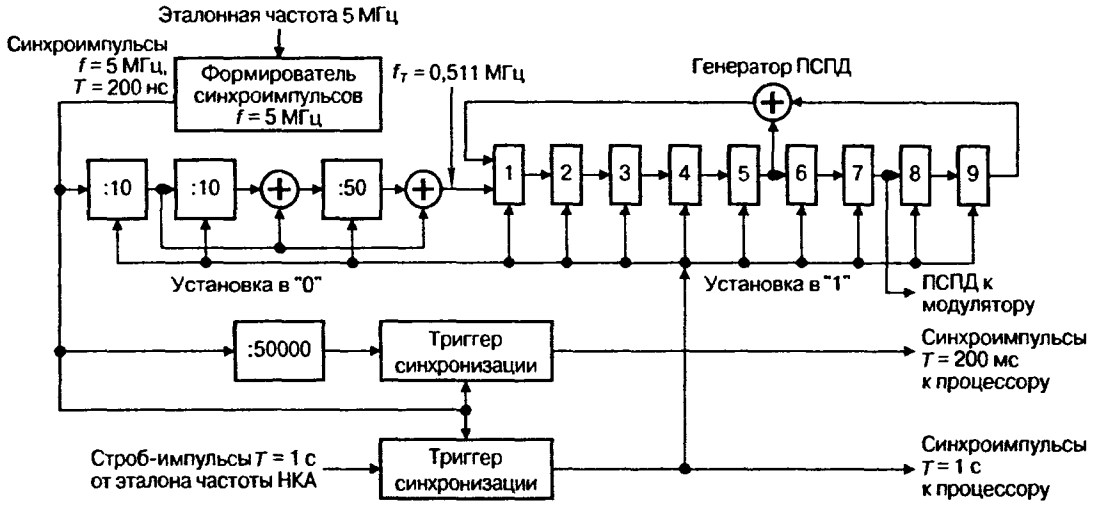

Рис. 3.7. Схема формирования ПСПД и синхроимпульсов

Формирование навигационного сообщения. Навигационное сообщение (иначе именуемое кодом служебной информации или СИ-кодом) представляет собой преобразованную цифровую последовательность навигационных данных [2], передаваемых потребителям СНС. Навигационные данные кодируются помехоустойчивым кодом Хэмминга с кодовым расстоянием, равным четырем. Вновь обратимся к рис. 3.5. Выходные сигналы кодера h_i преобразуются в относительный код по правилу $C_i = h_i \oplus C_{i-1}$, где C_i – последовательность символов в относительном коде. Длительность информационных символов $T_{си}$ = 20 мс. Таким образом, в канале передачи используется сигнал с относительной фазовой манипуляцией, исключающий явление обратной работы фазового детектора.

Окончательная двоичная последовательность навигационного сообщения образуется при сложении по модулю два символов навигационной информации C_i и меандрового колебания (М-код) с длительностью символа 10 мс. Получаемый бидвоичный код обеспечивает потребителю возможность простой синхронизации по СИ-коду, содержащему серии нулей или единиц.

Информация навигационного сообщения формируется в виде непрерывно следующих строк длительностью 2 с. В первой части строки в течение 1,7 с передаются символы навигационного сообщения. Во второй части строки в течение 0,3 с передаются символы метки времени.

Метка времени. Код метки времени (МВ-код, ПСПМВ) представляет собой укороченную двоичную псевдослучайную последовательность длиной 30 символов с длительностью символа 10 мс, описывается порождающим полиномом $g(x) = 1 + x^3 + x^5$ и имеет вид:

111110001101110101000010010110.

Данная последовательность является двухсекундной меткой времени, так как задний фронт ее последнего символа в навигационном сигнале соответствует окончанию очередного двухсекундного интервала относительно начала суток по бортовой шкале времени. При помощи этой метки осуществляется синхронизация по строкам навигационного сообщения и устраняется возможная неоднозначность дальномерных измерений.

Первым символом в каждой строке всегда является "0". Он не относится к навигационным данным, но дополняет укороченную ПСПМВ предыдущей строки до полной (не укороченной).

Поскольку все сигналы тактируются от одного опорного источника, то в излучаемом радиосигнале границы строк, границы символов цифровой информации, границы символов меандра, символов ПСПМВ и ПСПД синхронизированы между собой. Границы символов меандра и границы символов цифровой информации совпадают с передними фронтами начальных символов ПСПД.

Временные соотношения между синхроимпульсами навигационного сообщения и дальномерным кодом ПСПД приведены на рис. 3.8.

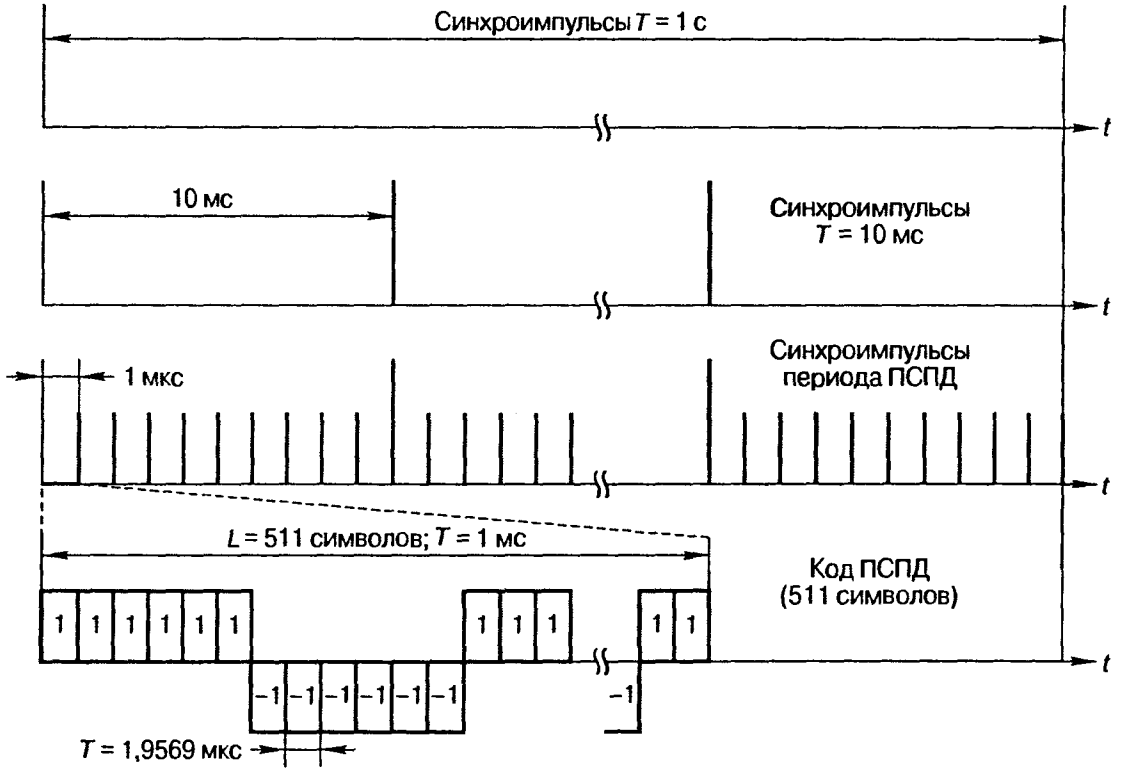

Рис. 3.8. Временные соотношения между синхроимпульсами НС и дальномерным кодом ПСПД

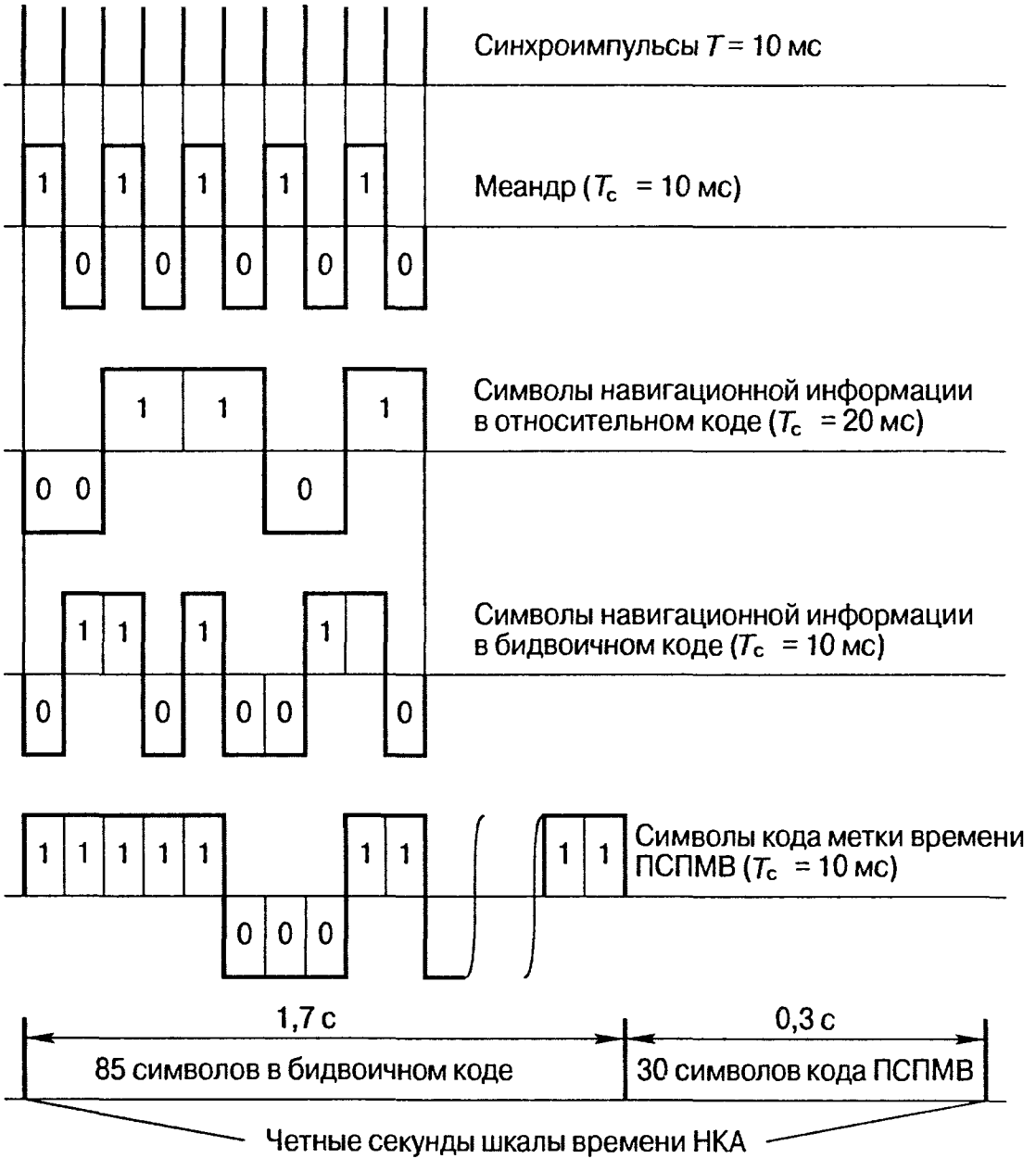

Рис. 3.9. Формирование двоичной последовательности НС

На рис. 3.9 схематически изображен процесс формирования двоичной последовательности информации навигационного сообщения.

3.4.3. Время системы ГЛОНАСС

Суточная нестабильность цезиевых атомных стандартов частоты, установленных на борту НКА, не превышает $5 \cdot 10^{-13}$ с. Шкала времени системы основывается на водородном стандарте частоты

наземного Центрального синхронизатора, суточная нестабильность которого составляет $5 \cdot 10^{-14}$ с.

Допускаются следующие погрешности привязки и синхронизации:

- точность взаимной синхронизации бортовых шкал времени НКА – 20 нс (среднеквадратическое значение);
- расхождение между шкалой системного времени ГЛОНАСС и шкалой Госэталона Координированного всемирного времени UTC(SU) – не более 1 мс;
- погрешность привязки шкалы системного времени ГЛОНАСС к шкале UTC(SU) – не более 1 мкс;
- погрешность сверки шкалы времени НКА со шкалой времени Центрального синхронизатора – не более 10 нс.

Шкала Координированного всемирного времени UTC подвергается периодической плановой коррекции на целое число секунд. Синхронно с этим событием производится коррекция системного времени ГЛОНАСС.

Коррекцию шкалы UTC на величину ±1 с производит Международное Бюро Времени (BIH/BIPM) по рекомендации Международной службы вращения Земли (IERS). Коррекция производится, как правило, раз в год, в один из следующих моментов: 00 ч 00 мин 00 с в полночь с 31 декабря на 1 января; с 31 марта на 1 апреля; с 30 июня на 1 июля; с 30 сентября на 1 октября всеми пользователями, использующими или воспроизводящими шкалу UTC.

До настоящего времени навигационные сообщения НКА ГЛОНАСС не содержали данных о коррекции UTC, поэтому потребители должны пользоваться информационными бюллетенями, распространяемыми различными путями не менее, чем за три месяца до события коррекции. В навигационном кадре спутника ГЛОНАСС-М предусмотрено заблаговременное уведомление потребителей о факте, величине и знаке секундной коррекции UTC.

При коррекции системного времени ГЛОНАСС метка времени строки навигационного кадра, передаваемая каждые 2 с, изменяет свое положение на непрерывной шкале времени для достижения синхронизма с 2-секундной эпохой скорректированной шкалы UTC. Смещение метки времени происходит в 00 ч 00 мин 00 с UTC.

Между системным временем ГЛОНАСС и UTC(SU) не существует сдвига на целое число секунд, но существует постоянный сдвиг на целое число часов, обусловленный особенностями функционирования наземного комплекса управления: $t_{GL} = t_{UTC(SU)} + 03$ ч 00 мин.

Для вычисления эфемерид НКА на момент измерения навигационных параметров используется следующее соотношение [4]:

$$t_{UTC(SU)} + 03\text{ ч } 00\text{ мин} = t + \tau_c + \tau_n(t_b) - \gamma_n(t_b)(t - t_b),$$

где t – время излучения сигнала по бортовой шкале времени, параметры τ_c, τ_n, γ_n и t_b рассмотрены в подпараграфе 3.4.4.

Коррекция времени UTC и аппаратура потребителя. Интерфейс системы ГЛОНАСС включает в себя описание организации вычислений в аппаратуре потребителя при проведении плановой секундной коррекции UTC [4]. Наличие особых требований объясняется тем, что при проведении плановой коррекции возникает необходимость одновременного использования нескорректированного времени UTC и скорректированного времени, пока не будут приняты новые эфемериды всех наблюдаемых в данный момент времени НКА ГЛОНАСС.

Приемник должен обеспечивать достоверные измерения псевдодальностей и выполнять повторную синхронизацию с меткой времени строки навигационного кадра без срыва слежения.

Данные о моменте и величине коррекции UTC могут быть введены с пульта приемника, или выделены из навигационного сообщения ГЛОНАСС или GPS. После проведения коррекции приемник должен использовать UTC следующим образом [4]:

- использовать старые значения UTC вместе со старыми значениями эфемерид, переданными до 00 ч 00 мин 00 с UTC;
- использовать скорректированное время UTC вместе с новыми эфемеридами, передаваемыми после 00 ч 00 мин 00 с UTC.

Программное обеспечение приемника должно включать в себя алгоритм контроля за использование скорректированного времени UTC, который вводится в действие за секунду до события коррекции. При контроле правильности вычисления измеренных псевдодальностей алгоритм действует до момента завершения коррекции бортовых шкал времени всех наблюдаемых НКА и шкалы времени навигационного приемника.

При вычислении эфемерид спутников алгоритм действует до момента приема новых эфемерид всех наблюдаемых НКА, т.е. эфемерид, отнесенных к моменту времени 00 ч 15 мин 00 с скорректированного времени UTC.

Если момент излучения сигнала спутника и момент приема этого сигнала находятся в разных системах отсчета (до и после коррекции), то измеренное значение псевдодальности необходимо скорректировать поправкой, равной значению величины коррекции UTC, умноженной на скорость света. Затем значение псевдодальности должно быть отнесено к моменту времени, отсчитанному по *нескорректированной* шкале времени.

До момента приема новых эфемерид с текущего спутника, его положение вычисляется по старым эфемеридам, в нескорректированной шкале UTC. Как только со спутника поступают новые эфемериды, его положение вычисляется по новым эфемеридам с применением скорректированного времени UTC.

Все результаты решения навигационной задачи, выполненные приемником после момента коррекции его часов и выдаваемые через его интерфейс, должны быть привязаны к шкале скорректированного времени UTC, согласно шкале времени ГЛОНАСС, сформированной в приемнике.

3.4.4. Структура навигационного сообщения

Навигационное сообщение содержит *оперативную* и *неоперативную* информацию. Оперативная информация относится к НКА, излучающему сигнал, и содержит:

- признаки достоверности навигационного сообщения в кадре;
- время начала кадра t_k;
- эфемеридную информацию координаты и производные координат НКА в прямоугольной геоцентрической системе координат на момент времени t_0;
- частотно-временные поправки (ЧВП) на момент времени t_0 в виде относительной поправки к несущей частоте навигационного радиосигнала и поправки к бортовой шкале времени НКА;
- время t_0.

Неоперативная информация содержит альманах системы, включающий в себя:

- данные о состоянии всех НКА системы (альманах состояния);
- время, к которому относится альманах;
- параметры орбиты всех НКА (альманах орбит);
- номер пары несущих частот и поправку к БШВ для каждого НКА (альманах фаз);
- поправку шкалы времени системы ГЛОНАСС относительно UTC(SU), погрешность поправки не более 1 мкс.

Навигационное сообщение СНС ГЛОНАСС иерархически структурировано в виде *строк*, *кадров* и *суперкадров*. Строка навигационного сообщения имеет длительность 2 с (вместе с меткой времени) и содержит 85 двоичных символов, передаваемых в относительном коде (рис. 3.9). Первый символ является холостым для относительного кода. Последние восемь символов в каждой строке являются проверочными символами кода Хэмминга, позволяющими исправлять одиночный ошибочный символ и обнаруживать два

ошибочных символа в строке.

Альманах системы необходим аппаратуре потребителя для *планирования сеанса*, т.е. выбора оптимального созвездия и прогнозирования для составляющих его НКА доплеровского сдвига несущей частоты. Отсутствие альманаха системы в памяти приемника потребителя приводит к значительному увеличению длительности сеанса, за счет времени, затрачиваемого на поиск сигналов и определение оптимального созвездия. Тем не менее, структура навигационного сигнала СНС ГЛОНАСС обеспечивает более быстрое обновление (или первичный прием) альманаха за счет меньшей длительности суперкадров (2,5 мин) по сравнению с GPS (12,5 мин) [26].

Оперативная информация используется непосредственно в сеансе навигации. Частотно-временные поправки вносятся в результаты измерений, а эфемериды применяются при определении координат и вектора скорости потребителя.

Структура кадра и суперкадра. Кадр имеет длительность 30 с и состоит из 15 строк длительностью 2 с каждая. Он содержит полный объем оперативной информации для излучающего НКА (строки 1...4) и четверть альманаха. В кадрах с первого по четвертый передается альманах по пяти спутникам, в пятом кадре по оставшимся четырем. Альманах для каждого спутника занимает по две строки.

Суперкадр содержит 5 кадров и длится 2,5 мин. В пределах суперкадра оперативная информация и строка 5 (системные данные) повторяются в каждом кадре. Границы строк, кадров и суперкадров различных НКА синхронны с погрешностью не более 2 мс (табл.3.4).

Таблица 3.4

Распределение альманаха по кадрам суперкадра

Номер кадра в суперкадре	Номера соответствующих НКА
1	1 – 5
2	6 – 10
3	11 – 15
4	16 – 20
5	21 – 24

На рис. 3.10 показана структура суперкадра и кадров, его составляющих.

Номер кадра в суперкадре	Номер строки в кадре	2 с				
		1,7 с			0,3 с	
I	1	0	оперативная	КХ	МВ	30 с
	2	0	информация для	КХ	МВ	
	3	0	передающего	КХ	МВ	
	4	0	НКА	КХ	МВ	
	неоперативная информация (альманах)					
	15	0	для пяти НКА	КХ	МВ	
II	1	0	оперативная	КХ	МВ	30 с x 5 = 2,5 мин
	2	0	информация для	КХ	МВ	
	3	0	передающего	КХ	МВ	
	4	0	НКА	КХ	МВ	
	неоперативная информация (альманах)					
	15	0	для пяти НКА	КХ	МВ	
III	1	0	оперативная	КХ	МВ	
	2	0	информация для	КХ	МВ	
	3	0	передающего	КХ	МВ	
	4	0	НКА	КХ	МВ	
	неоперативная информация (альманах)					
	15	0	для пяти НКА	КХ	МВ	
IV	1	0	оперативная	КХ	МВ	
	2	0	информация для	КХ	МВ	
	3	0	передающего	КХ	МВ	
	4	0	НКА	КХ	МВ	
	неоперативная информация (альманах)					
	15	0	для пяти НКА	КХ	МВ	
V	1	0	оперативная	КХ	МВ	
	2	0	информация для	КХ	МВ	
	3	0	передающего	КХ	МВ	
	4	0	НКА	КХ	МВ	
	неоперативная информация (альманах) для четырех НКА					
	14	0	резерв	КХ	МВ	
	15	0	резерв	КХ	МВ	
		85	84.....9	8...1		
		номер разряда в строке	информационные символы в относительном бидвоичном коде	символы кода Хэмминга в относительном бидвоичном коде		

Рис. 3.10. Структура суперкадра и составляющих его кадров

Оперативная информация и эфемериды. Основываясь на данных [4], подробно рассмотрим содержание и соответствующие обозначения параметров эфемеридной информации.

Условные обозначения параметров, разрядность, номер содержащей параметр строки, а также место параметра в строке сведены в табл. 3.5. В словах, которые могут принимать положительные или отрицательные значения, старший разряд является знаковым, символ "0" соответствует знаку "плюс", а символ "1" – знаку "минус".

Таблица 3.5.

Разрядность, единицы измерения и диапазон значений слов оперативной информации

Обозначение слова	Число разрядов	Цена младшего разряда	Диапазон значений	Единица измерения
m	4	1	0...15	безразмерная
t_k	5	1	0...23	час
	6	1	0...59	мин
	1	30	0; 30	с
t_b	7	15	15...1425	мин
$M^{(1)}$	2	1	0 – 3	безразмерная
$\gamma_n(t_b)^{(2)}$	11	2^{-40}	$\pm 2^{-30}$	безразмерная
$\tau_n(t_b)^{(2)}$	22	2^{-30}	$\pm 2^{-9}$	с
$x_n(t_b), y_n(t_b), z_n(t_b)^{(2)}$	27	2^{-11}	$\pm 2{,}7 \cdot 10^4$	км
$\dot{x}_n(t_b), \dot{y}_n(t_b), \dot{z}_n(t_b)^{(2)}$	24	2^{-20}	±4,3	км/с
$\ddot{x}_n(t_b), \ddot{y}_n(t_b), \ddot{z}_n(t_b)^{(2)}$	5	2^{-30}	$\pm 6{,}2 \cdot 10^{-9}$	км/с^2
B_n	3	1	0...7	безразмерная
$P^{(1)}$	2	1	00,01,10,11	безразмерная
$N_T^{(1)}$	11	1	0...2048	сутки

Обозначение слова	Число разрядов	Цена младшего разряда	Диапазон значений	Единица измерения
F_T[1]	4	(табл. 3.7)		
n[1]	5	1	0...31	безразмерная
$\Delta\tau_n$[2]	5	2^{-30}	$\pm 13{,}97 \cdot 10^{-9}$	с
E_n	5	1	0...31	сутки
P1	2	(табл. 3.6)		
P2	1	1	0; 1	безразмерная
P3	1	1	0; 1	безразмерная
P4[1]	1	1	0; 1	безразмерная
l_n[1]	1	1	0; 1	безразмерная

[1] Слово передается в навигационном сообщении спутника ГЛОНАСС-М.
[2] Параметр может быть как положительным, так и отрицательным.

Слово ***m*** – номер строки в навигационном кадре.

Слово t_k – время начала кадра внутри текущих суток, исчисляемое в шкале бортового времени НКА. В пяти старших разрядах записывается количество целых часов, прошедших с начала текущих суток; в шести средних – число целых минут, в младшем – число тридцатисекундных интервалов, прошедших с начала текущей минуты. Начало суток по бортовому времени НКА совпадает с началом очередного суперкадра.

Слово B_n – признак недостоверности кадра. Аппаратура потребителя анализирует только старший разряд этого слова. Передача в нем "1" обозначает непригодность данного НКА для навигационных измерений.

Слово t_b – порядковый номер временного интервала внутри текущих суток по шкале системного времени ГЛОНАСС, к середине которого относится передаваемая в кадре оперативная информация. Длительность данного временного интервала (и, соответственно, максимальное значение слова t_b) определяется значением слова *P1*.

Слово ***P1*** – признак смены оперативной информации. Сообщает величину интервала времени между значениями t_b (мин) в данном и предыдущем кадрах. Соответствующие значения приведены в табл. 3.6.

Таблица 3.6

Значения слова P1 и значение t_b

Значение слова *P1*	Величина интервала времени между значениями слова t_b, мин
00	0
01	30
10	45
11	60

Слово ***P2*** – признак смены. Он представляет собой признак нечетности ("1") или четности ("0") порядкового номера b 30(60) – минутного текущего отрезка времени, середина которого оцифрована числовым значением слова t_b.

Слово ***P3*** – признак, состояние "1" которого означает, что в данном кадре передается альманах для пяти, а состояние "0" – для четырех НКА.

Слово $\Delta\tau_n$ – смещение излучаемого навигационного радиосигнала поддиапазона *L*2 относительно навигационного радиосигнала поддиапазона *L*1 для *n*-го НКА.

$$\Delta\tau_n = t_{f2} - t_{f1},$$

где t_{f1}, t_{f2} – аппаратурные задержки в соответствующих поддиапазонах.

Слово E_n – характеризует "возраст" оперативной информации, т.е. интервал времени, прошедший от момента расчета (закладки) оперативной информации до момента времени t_b для *n*-го спутника. Формируется на борту НКА.

Слово $\gamma_n(t_b)$ – относительное отклонение прогнозируемого значения несущей частоты излучаемого навигационного радиосигнала *n*-го спутника от номинального значения на момент времени t_b

$$\gamma_n(t_b) = \frac{f_n(t_b) - f_{нп}}{f_{нп}},$$

где $f_n(t_b)$ – прогнозируемое значение несущей частоты излучаемого навигационного радиосигнала *n*-го спутника с учетом гравитационного и релятивистского эффектов на момент времени t_b; $f_{нп}$ – номинальное значение несущей частоты навигационного радиосигнала *n*-го спутника.

Слово $\tau_n(t_b)$ – сдвиг шкалы времени n-го спутника t_n относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС t_c, равный смещению по фазе ПСПД излучаемого навигационного радиосигнала n-го спутника относительно системного опорного сигнала на момент времени t_b:

$$\tau_n(t_b) = t_c(t_b) - t_n(t_b).$$

Слова $x_n(t_b)$, $y_n(t_b)$, $z_n(t_b)$ – координаты данного НКА в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b.

Слова $x_n(t_b)$, $y_n(t_b)$, $z_n(t_b)$ – составляющие вектора скорости данного НКА в геодезической системе системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b.

Слова $x_n(t_b)$, $y_n(t_b)$, $z_n(t_b)$ – составляющие ускорения данного НКА в геодезической системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b, обусловленные действием Луны и Солнца.

Следующие слова передаются спутниками серии ГЛОНАСС-М:

Слово ***M*** – признак модификации НКА, излучающего данный сигнал; "00" означает НКА ГЛОНАСС, "01" – ГЛОНАСС-М.

Слово ***P*** – признак режима работы НКА по предоставлению частотно-временной информации (ЧВИ). Значения признака следующие:

00 – ретрансляция параметра τ_c, ретрансляция параметра τ_{GPS};

01 – ретрансляция параметра τ_c, размножение параметра τ_{GPS} на борту НКА;

10 – размножение параметра τ_c на борту НКА, ретрансляция параметра τ_{GPS};

11 – размножение параметра τ_c на борту НКА, размножение параметра τ_{GPS} на борту НКА.

Слово ***P4*** – признак, смена состояния "0" или "1" которого означает, что в данном кадре передается обновленная эфемеридная или частотно-временная информация.

Слово N_T – текущая дата, календарный номер суток внутри четырехлетного интервала, начинающегося с високостного года.

Слово ***n*** – номер НКА, излучающего данный сигнал и соответствующий его рабочей точке.

Слово l_n – признак недостоверности кадра n-го НКА. Состояние "1" означает факт непригодности сигнала данного спутника для навигации.

Слово F_T – фактор точности. В виде эквивалентной ошибки характеризует ошибку набора данных, излучаемых в навигационном сообщении в момент времени t_b. Соответствие значений приведено в табл. 3.7.

Таблица 3.7

Значения слова F_T

Значения слова	Точность измерений σ, м
0	1
1	2
2	2,5
3	4
4	5
5	7
6	10
7	12
8	14
9	16
10	32
11	64
12	128
13	256
14	512
15	Не используется

В табл. 3.8. приведено размещение оперативной информации навигационного сообщения в кадре.

Таблица 3.8

Размещение слов оперативной информации навигационного сообщения в кадре

Слово	Количество разрядов	Номер строки в кадре	Номера разрядов в строке
m	4	1...15	81 – 84
t_k	12	1	65 – 76
t_b	7	2	70 – 76
M	2	4	9 – 10
$\gamma_n(t_b)$	11	3	69 – 79
$\tau_n(t_b)$	22	4	59 – 80

Слово	Количество разрядов	Номер строки в кадре	Номера разрядов в строке
$x_n(t_b)$	27	1	9 – 35
$y_n(t_b)$	27	2	9 – 35
$z_n(t_b)$	27	3	9 – 35
$\dot{x}_n(t_b)$	24	1	41 – 64
$\dot{y}_n(t_b)$	24	2	41 – 64
$\dot{z}_n(t_b)$	24	3	41 – 64
$\ddot{x}_n(t_b)$	5	1	36 – 40
$\ddot{y}_n(t_b)$	5	2	36 – 40
$\ddot{z}_n(t_b)$	5	3	36 – 40
P	2	3	66 – 67
N_T	11	4	16 – 26
n	5	4	11 – 15
F_T	4	4	30 – 33
E_n	5	4	49 – 53
B_n	3	2	78 – 80
$P1$	2	1	77 – 78
$P2$	1	2	77
$P3$	1	3	80
$P4$	1	4	34
$\Delta\tau_n$	5	4	54 – 58
l_n	1	3,5,7,9,11,13,15	65(3-я строка), 9(5,7,9,11,13,15 строки)

Неоперативная информация (альманах системы).

Рассмотрим содержание альманаха системы ГЛОНАСС:

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

Слово N^A – календарный номер суток внутри четырехлетнего периода, начиная с високостного года, к которым относятся поправки τ_c и данные альманаха системы (альманахи орбит и фаз).

Слово n^A – условный номер НКА в системе, соответствующий рабочей точке орбиты.

Слово H_n^A – литер несущей частоты радиосигнала, излучаемого НКА с номером n^A.

Слово λ_n^A (полуцикл) – долгота первого внутри суток с номером N^A восходящего узла орбиты спутника с номером п в геодезической системе координат ПЗ-90.

Слово $t_{\lambda n}^A$ – ближайшее к началу суток с номером N^A время прохождения восходящего узла орбиты спутника с номером n^A.

Слово Δi_n^A (полуцикл) – 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 (Т = 43 200 с) НКА с номером n^A на момент времени $t_{\lambda n}^A$.

Слово $\Delta \dot{T}_n^A$ – скорость изменения драконического периода обращения спутника с номером n^A.

Слово ε_n^A – эксцентриситет орбиты спутника с номером n^A на момент времени $t_{\lambda n}^A$.

Слово ω_n^A – аргумент перигея орбиты спутника с номером n^A на момент времени $t_{\lambda n}^A$.

Слово τ_n^A – грубое значение сдвига бортовой шкалы времени НКА с номером n^A относительно шкалы времени системы на момент времени $t_{\lambda n}^A$. Это слово равно смещению ПСПД излучаемого радиосигнала относительно номинального положения.

Слово C_n^A – обобщенный признак состояния НКА с номером n^A на момент выгрузки на борт неоперативной информации (альманаха). Значение "0" указывает на непригодность НКА для навигационных определений.

Следующие слова передаются спутниками серии ГЛОНАСС-М:

Слово N_4 – порядковый номер четырехлетнего периода. Первым годом нулевого четырехлетия является 1996г.

Слово M_n^A – признак модификации n-го НКА: "00" – ГЛОНАСС, "01" – ГЛОНАСС-М.

Слово τ_{GPS} – поправка на расхождение системных шкал времени GPS (T_{GPS}) и ГЛОНАСС ($T_{гл}$). Поправка входит в состав выражения

$$T_{GPS} - T_{гл} = \Delta T + \tau_{GPS},$$

где ΔT – целая часть, τ_{GPS} – дробная часть расхождения в секундах.

Целая часть должна быть определена потребителем самостоятельно из сообщения системы GPS.

Слова ***B1*** и ***B2*** – коэффициенты линейного полинома для определения величины $\Delta UT1$ расхождения всемирного времени $UT1$ и координированного времени UTC(SU): $\Delta UT1 = UT1 - UTC(SU)$.

Слово ***B1*** – величина $\Delta UT1$ на начало суток с номером N^A.

Слово ***B2*** – скорость изменения параметра $\Delta UT1$, измеряется в секундах за средние солнечные сутки (с/ссс). Полином имеет следующий вид:

$$\Delta UT1 = B1 + B2\,(N_T - N^A).$$

Слово ***KP*** – признак ожидаемой секундной коррекции шкалы UTC на величину ±1 с, как показано в табл. 3.9.

Таблица 3.9

Значения слова KP

KP	Информация о секундной коррекции UTC
00	В конце текущего квартала коррекции UTC не будет
01	В конце текущего квартала будет коррекция на плюс 1 с.
11	В конце текущего квартала будет коррекция на минус 1 с.

Признак ***KP*** помещается в навигационный кадр не позднее, чем за 8 недель до проведения коррекции. Но решение о проведении коррекции может быть принято раньше, чем за 8 недель. Поэтому с начала квартала и вплоть до принятия решения передается код "10", а затем один из кодов табл. 3.9.

Разрядность, единицы измерения и диапазон значений слов альманаха системы приведены в табл. 3.10, а обозначение отрицательных значений номера несущей частоты в кадре навигационного сообщения в табл. 3.11.

Размещение слов альманаха системы в кадре навигационного сообщения показны в табл. 3.12.

Среднеквадратические значения погрешностей при определении дальности и радиальной скорости НКА аппаратурой потребителя зависят от "возраста" данных альманаха, т.е. от времени, прошедшего с момента передачи данных альманаха на борт НКА. В табл. 3.13 показана зависимость погрешности навигационных определений от "возраста" данных альманаха [4].

Целая часть должна быть определена потребителем самостоятельно из сообщения системы GPS.

Слова ***B1*** и ***B2*** – коэффициенты линейного полинома для определения величины $\Delta UT1$ расхождения всемирного времени $UT1$ и координированного времени UTC(SU): $\Delta UT1 = UT1 - UTC(SU)$.

Слово ***B1*** – величина $\Delta UT1$ на начало суток с номером N^A.

Слово ***B2*** – скорость изменения параметра $\Delta UT1$, измеряется в секундах за средние солнечные сутки (с/ссс). Полином имеет следующий вид:

$$\Delta UT1 = B1 + B2\,(N_T - N^A).$$

Слово ***KP*** – признак ожидаемой секундной коррекции шкалы UTC на величину ±1 с, как показано в табл. 3.9.

Таблица 3.9

Значения слова KP

KP	Информация о секундной коррекции UTC
00	В конце текущего квартала коррекции UTC не будет
01	В конце текущего квартала будет коррекция на плюс 1 с.
11	В конце текущего квартала будет коррекция на минус 1 с.

Признак ***KP*** помещается в навигационный кадр не позднее, чем за 8 недель до проведения коррекции. Но решение о проведении коррекции может быть принято раньше, чем за 8 недель. Поэтому с начала квартала и вплоть до принятия решения передается код "10", а затем один из кодов табл. 3.9.

Разрядность, единицы измерения и диапазон значений слов альманаха системы приведены в табл. 3.10, а обозначение отрицательных значений номера несущей частоты в кадре навигационного сообщения в табл. 3.11.

Размещение слов альманаха системы в кадре навигационного сообщения показны в табл. 3.12.

Среднеквадратические значения погрешностей при определении дальности и радиальной скорости НКА аппаратурой потребителя зависят от "возраста" данных альманаха, т.е. от времени, прошедшего с момента передачи данных альманаха на борт НКА. В табл. 3.13 показана зависимость погрешности навигационных определений от "возраста" данных альманаха [4].

Таблица 3.11

Обозначение отрицательных значений номера несущей частоты в кадре навигационного сообщения

Номер несущей частоты	Значение слова H_n^A
–01	31
–02	30
–03	29
–04	28
–05	27
–06	26
–07	25

Таблица 3.12

Размещение слов альманаха системы в кадре навигационного сообщения

Слово	Число разрядов	Номера строк в кадре [1]	Номера разрядов в строках
τ_c	32	5	38 – 69 (см. сноску [4] к табл. 3.10)
N_4	5	5	32 – 36
τ_{GPS}	22	5	10 – 31
N^A	11	5	70 – 80
n^A	5	6, 8, 10, 12, 14	73 – 77
H_n^A	5	7, 9, 11, 13, 15	10 – 14
λ_n^A	21	6, 8, 10, 12, 14	42 – 62
$t_{\lambda n}^A$	21	7, 9, 11, 13, 15	44 – 64
Δi_n^A	18	6, 8, 10, 12, 14	24 – 41
ΔT_n^A	22	7, 9, 11, 13, 15	22 – 43
$\Delta \dot{T}_n^A$	7	7, 9, 11, 13, 15	15 – 21
ε_n^A	15	6, 8, 10, 12, 14	9 – 23
ω_n^A	16	7, 9, 11, 13, 15	65 – 80

Слово	Число разрядов	Номера строк в кадре [1]	Номера разрядов в строках
M_n^A	2	6,8,10,12,14	78 – 79
B1	11	74	70 – 80
B2	10	74	60 – 69
KP	2	74	58 – 59
τ_n^A	10	6, 8, 10, 12, 14	63 – 72
C_n^A	1	6, 8, 10, 12, 14	80

[1] Приведены номера строк первых четырех кадров суперкадра. В пятом кадре строки 14 и 15 не содержат параметров альманаха.

Таблица 3.13

Зависимость погрешности навигационных определений от "возраста" данных альманаха

"Возраст" данных альманаха	СКО погрешности определения	
	дальности, км	радиальной скорости, м/с
1 сутки	0,83	0,33
10 суток	2,0	0,7
20 суток	3,3	4,2

Резервные разряды в суперкадре. Совершенствование СНС ГЛОНАСС может потребовать ввода дополнительной информации в суперкадр. Она размещается за счет резервных разрядов в массиве данных. Часть резерва была задействована при разработке модификации ГЛОНАСС-М. Расположение оставшихся разрядов показано в табл. 3.14 [4]. Используется сплошная нумерация строк в пределах суперкадра, без разбиения на кадры.

Контроль достоверности навигационных данных. Применяемый при кодировании навигационной информации СНС ГЛОНАСС код Хэмминга позволяет исправлять одиночные ошибки *на стороне потребителя*, когда неверно принят один разряд строки, и обнаруживать четное число ошибок (2, 4, ... неверных разрядов).

Строка навигационной информации состоит из 85 разрядов, где старшие 77 разрядов содержат информационные символы (b_{85}, b_{84},... ... b_{10}, b_9), а младшие 8 разрядов – проверочные символы (β_8, β_7,... ... β_1).

Таблица 3.14

Размещение резервных разрядов в суперкадре

Номера строк в суперкадре	Расположение разрядов в строке
1, 16, 31, 46, 61	79, 80
2, 17, 32, 47, 62	65 – 69
3, 18, 33, 48, 63	68
4, 19, 34, 49, 64	27, 28, 29, 35 – 48
5, 20, 35, 50, 65	37
74	9 – 57
75	10 – 80

Проверка и исправление навигационной информации происходит с применением контрольных сумм. Вычисление контрольных сумм производится в соответствии с алгоритмом [4], приведенным ниже. Для исправления однократных ошибок в строках формируются контрольные суммы C_1, C_2, ... C_7, а для обнаружения четного числа ошибок вычисляется контрольная сумма C_Σ.

Далее вычисленные контрольные суммы анализируются и принимается решение о наличии ошибок, исправлении одиночной ошибки или выбраковке строки. Решение принимается в соответствии со следующими правилами:

1. Строка считается неискаженной, если *все* контрольные суммы C_1, C_2... C_7 и сумма C_Σ равны нулю, *либо лишь одна* из контрольных сумм C_1, C_2 ... C_7 равна единице и при этом $C_\Sigma = 1$.

2. Если *две или более* контрольных сумм C_1,...,C_7 равны единице и $C_\Sigma = 1$, то символ $b_{i\text{кор}}$ в разряде с порядковым номером

$i_{cor} = C_7C_6C_5C_4C_3C_2C_1 + 8 - K$ (при условии, что $i_{\text{кор}} \leq 85$),

считается искаженным и исправляется на противоположный. Двоичное число $C_7C_6C_5C_4C_3C_2C_1$ формируется из контрольных сумм записью младшими разрядами вправо. K – номер старшей из отличных от нуля контрольных сумм. Если получается, что $i_{\text{кор}} > 85$, это означает факт наличия нечетного числа кратных ошибок и строка бракуется.

3. Если хотя бы одна из контрольных сумм C_1, C_2... C_7 равна единице, а $C_\Sigma = 0$, или все контрольные суммы C_1, C_2 ... C_7 равны нулю, а $C_\Sigma = 1$, это означает наличие кратных ошибок и строка бракуется.

В случае выбраковки строки (строк) навигационная информация считается недостоверной. Аппаратура потребителя должна произвести повторный прием навигационной информации.

Пример алгоритма вычисления контрольных сумм при проверке достоверности информации в строке

$b_{77}, b_{76}, \ldots, b_2, b_1$ – информационные символы (9.85);
$\beta_1, \beta_2, \ldots, \beta_8$ – проверочные символы кода Хэмминга (1.8);
$C_1, C_2, \ldots, C_7, C_\Sigma$ – контрольные суммы;

$$C_1 = \beta_1 \oplus \left[\sum\nolimits_i b_i\right]_{\mathrm{mod}\,2}$$

i = 9, 10, 12, 13, 15, 17, 19, 20, 22, 24, 26, 28, 30, 32, 34, 35, 37, 39, 41, 43, 45, 47, 49, 51, 53, 55, 57, 59, 61, 63, 65, 66, 68, 70, 72, 74, 76, 78, 80, 82, 84.

$$C_2 = \beta_2 \oplus \left[\sum\nolimits_j b_j\right]_{\mathrm{mod}\,2}$$

j = 9, 11, 12, 14, 15, 18, 19, 21, 22, 25, 26, 29, 30, 33, 34, 36, 37, 40, 41, 44,45, 48, 49, 52, 53, 56, 57, 60, 61, 64, 65, 67, 68, 71, 72, 75, 76, 79, 80, 83, 84.

$$C_3 = \beta_3 \oplus \left[\sum\nolimits_k b_k\right]_{\mathrm{mod}\,2}$$

k = 10–12, 16–19, 23–26, 31–34, 38–41, 46–49, 54–57, 62–65, 69–72, 77–80, 85.

$$C_4 = \beta_4 \oplus \left[\sum\nolimits_l b_l\right]_{\mathrm{mod}\,2}$$

l = 13–19, 27–34, 42–49, 58–65, 73–80.

$$C_5 = \beta_5 \oplus \left[\sum\nolimits_m b_m\right]_{\mathrm{mod}\,2}$$

m = 20–34, 50–65, 81–85.

$$C_6 = \beta_6 \oplus \left[\sum_{n=35}^{65} b_n\right]_{\mathrm{mod}\,2},$$

$$C_7 = \beta_7 \oplus \left[\sum_{p=66}^{85} b_p \right]_{\mathrm{mod}2},$$

$$C_\Sigma = \left[\sum_{q=1}^{8} \beta_q \right]_{\mathrm{mod}2} \oplus \left[\sum_{q=9}^{85} b_q \right]_{\mathrm{mod}2}.$$

3.4.5. Контроль целостности радионавигационного поля СНС ГЛОНАСС

В связи с тем, что СНС ГЛОНАСС применяется в таких чрезвычайно критичных к достоверности навигационной информации приложениях, как авиация, боевые действия войск, морская навигация и т.п., контролю целостности радионавигационного поля СНС ГЛОНАСС придается большое значение.

Контроль целостности радионавигационного поля системы заключается в контроле качества передаваемых НКА радиосигналов и качества передаваемых ими навигационной информации. Кратко рассмотрим способы контроля целостности, применяемые в СНС ГЛОНАСС.

Самоконтроль на борту НКА. На спутниках СНС ГЛОНАСС предусмотрен непрерывный автономный контроль функционирования основных бортовых систем. При обнаружении нарушений работы систем, которые влияют на качество излучаемого радиосигнала или достоверность цифровой информации и не могут быть устранены внутренними средствами (например, включением резервного модуля), на спутнике формируется признак его неисправности, который передается потребителю в составе оперативной информации. Дискретность передачи такого признака составляет 30 с. Соответственно, максимальная задержка от момента обнаружения неисправности до момента передачи сообщения об этом не превышает 1 мин. В сигнале спутников серии ГЛОНАСС-М присутствует признак I_n (см.подпараграф 3.4.4), передаваемый с дискретностью не более 4 с, что позволяет сократить задержку оповещения потребителей до 10 с.

Бортовая система самоконтроля не может считаться достаточной, так как не позволяет обнаружить все возможные нарушения в работе СНС. Кроме того, не могут быть обнаружены отказы в работе самой системы контроля и искажение эфемеридной информации.

Контроль наземными средствами. В состав наземного комплекса контроля и управления входит специальная аппаратура контроля поля (АКП). При обнаружении непригодности НКА, информация об этом появляется в альманахе системы не позднее, чем через 16 часов. Соответствующий признак передается один раз в составе каждого суперкадра, т.е. дискретность передачи составляет 2,5 мин.

В соответствии с двумя способами контроля радионавигационного поля, в составе служебной информации каждого НКА системы передаются два типа признаков состояния (см. подпараграф 3.4.4):

$B_n(I_n)$ – нулевое значение признака обозначает пригодность данного НКА для навигационных определений. В скобках указано наименование признака для НКА ГЛОНАСС-М. Признак входит в состав оперативной информации.

C_n – совокупность (n = 1...24) обобщенных признаков состояния всех НКА системы на момент закладки альманаха. Значение $C_n = 0$ указывает на непригодность НКА, имеющего системный номер n^A, для навигационных определений. Значение $C_n = 1$ говорит о пригодности НКА с номером n^A. Признак входит в состав неоперативной информации (альманаха).

Признак $B_n(I_n)$ становится известен потребителю значительно раньше, чем признаки C_n, но формирование признаков C_n основано на более глубоком анализе качества радионавигационного поля. Аппаратура потребителя должна анализировать оба этих признака и принимать решение о пригодности сигнала конкретного НКА на их основе. В [4] приведено правило, по которому делается вывод о работоспособности НКА с точки зрения получения максимальной достоверности:

Значение $B_n(I_n)$	Значение C_n	Пригодность НКА
0	0	нет
0	1	да
1	0	нет
1	1	нет

Существует мнение, что до получения данных альманаха, основанных на глубоком анализе, спутник можно считать годным (*условно годным*) даже если признак C_n говорит об обратном. В интерфейсном контрольном документе GPS NAVSTAR также введено понятие ограниченной пригодности НКА, когда достоверность передаваемой информации не гарантируется, но потребитель может

использовать сигнал НКА *исключительно под свою ответственность*. В случае с ГЛОНАСС вариант правила, допускающего условную пригодность, выглядит так:

Значение $B_n(I_n)$	Значение C_n	Пригодность НКА
0	0	нет
0	1	да
1	0	нет
1	1	условная

Условная пригодность может считаться допустимой для некритичных (например, бытовых) применений, в условиях недостаточного количества доступных спутников. Но, в любом случае, признак C_n имеет высший приоритет и своим нулевым значением говорит об однозначной непригодности НКА с номером n^A.

Для наиболее критичных применений принимаются дополнительные меры по сокращению времени оповещения об отказе НКА. Существующие подходы к решению проблемы предусматривают проведение дифференциальных измерений и оповещение потребителей по дополнительным каналам связи, таким, как геостационарные ИСЗ и локальные УКВ передатчики.

Автономный контроль целостности в приемнике потребителя (RAIM). Благодаря избыточности навигационной информации, получаемой приемником потребителя от рабочего созвездия НКА, потребитель может самостоятельно организовать контроль качества радионавигационного поля. Как известно (гл.2), для определения вектора потребителя, включающего широту, долготу, высоту, вектор скорости и системное время достаточно созвездия из четырех спутников. При наличии в созвездии хотя бы одного дополнительного спутника становится возможным провести пять сеансов навигационных определений, поочередно исключая один из спутников.

Далее, анализируя результаты определений и сравнивая их между собой, можно сделать вывод о наличии неисправного НКА, а при большем числе доступных ("видимых") спутников и определить его номер.

Существует множество разнообразных способов реализации RAIM, отличающихся статистическим подходом, применяемыми правилами анализа, необходимым числом НКА и т.п.

Глава 4.

СИСТЕМА ГЛОБАЛЬНОГО ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ NAVSTAR, США

Законченная система GPS NAVSTAR, как и ГЛОНАСС, состоит из трех сегментов: космического, управляющего и пользовательского.

4.1. Космический сегмент

Полное созвездие NAVSTAR GPS состоит из 24 действующих и не менее 3-х резервных НКА (рис. 4.1). Действующие НКА движутся по шести круговым орбитам. Орбиты наклонены к плоскости экватора под углом 55°, угол между плоскостями орбит 60°. НКА движутся на высоте 10900 морских миль, что соответствует примерно 20180 км. Период обращения НКА 11 ч 58 мин.

Распределение НКА по орбитам подобрано таким образом, что в зоне видимости над каждой точкой земной поверхности постоянно находится созвездие как минимум из пяти НКА. Исключение составляют полярные и приполярные области. Предусмотрено наличие нескольких запасных НКА. Например, по состоянию на сентябрь 2002 г. на орбите находилось 29 НКА GPS. Кроме этого, НКА могут менять свое положение на орбите по команде с Земли, чтобы заменить вышедшие из строя НКА или увеличить покрытие на определенной территории.

Одновременно используются несколько типов НКА. В середине 1980-х годов были запущены первые несколько НКА серии "Block I". Следующая серия НКА, именуемая "Block II" выводилась на орбиту, начиная с 1989 г. К апрелю 1994 г, когда прекратил работу последний НКА серии "Block I", на орбите уже находилось 24 НКА серии "Block II". Следующая серия НКА получила сокращенное название "Block IIR", как сокращение от слова *Replenishment* – новый ресурс, замена. Запуск этой серии начался в 1996 году. И, наконец, серия, запуск которой запланирован на период до 2006 года, получила условное название "Block IIF" от английского термина *Follow-on* – модернизация в процессе эксплуатации.

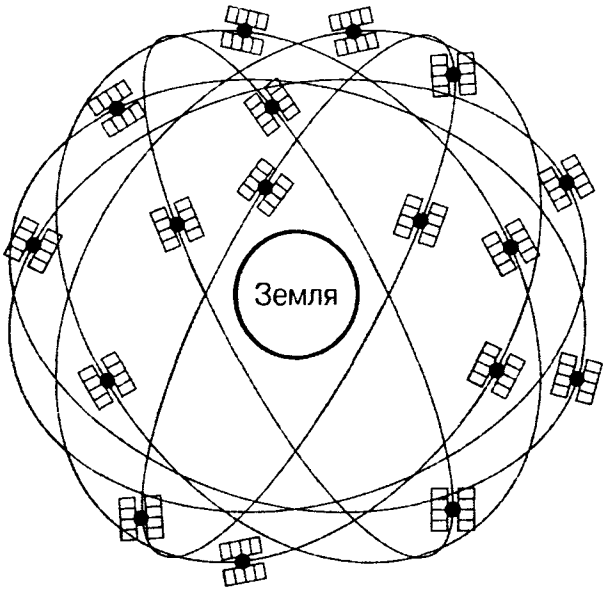

Рис. 4.1. Орбитальная структура системы GPS NAVSTAR

Размеры каждого НКА составляют около 1,5 м в ширину и 5,3 м в длину, включая солнечные панели. Прочие характеристики НКА приведены в таблице:

Серия	Масса, кг	Мощность автономных энергоисточников	Расчетный срок эксплуатации	Год запуска первого НКА
Block I	525	440	–	1978
Block II	844	710	5	1989
Block IIR	1094	1250	~10	1997
Block IIF			14-15	2002

Важнейшим элементом каждого НКА являются рубидиевые и цезиевые атомные стандарты частоты ("часы"), по четыре модуля на каждом НКА. НКА "Block II" несут на борту два рубидиевых стандарта частоты со стабильностью $5 \cdot E^{-13}$, и два цезиевых со стабильностью $2 \cdot E^{-13}$. Несмотря на то, что бортовые "часы" сами по себе чрезвычайно точны, их показания периодически корректируются с Земли. Кроме генерации собственно сигналов точного времени, атомные стандарты частоты служат источником опорной частоты 10,23МГц для бортовых передатчиков, которые излучают сигнал на двух частотах: $L1$ = 1575,42 МГц и $L2$ = 1227,6 МГц. Эти частоты кратны опорной частоте. Мощность бортовых передатчиков в разных модификациях около 50 – 60 Ватт.

Кроме стандартов частоты и передатчиков в состав бортового оборудования входят: синтезатор частот, блоки формирования навигационных сигналов, одна основная и две резервных бортовых ЭВМ, системы ориентации и коррекции орбиты, телеметрии, приема и ретрансляции сигналов наземного комплекса управления, терморегулирования и электропитания.

Система терморегулирования состоит из теплоотводящих панелей и нагревательных элементов. Источником электроэнергии являются панели солнечных батарей, а во время прохождения через тень Земли бортовое оборудование питается от никель-кадмиевых аккумуляторов.

Для передачи навигационных сигналов применяются фазированные антенные решетки на основе спиральных излучающих элементов. В линии обмена данными с наземным комплексом используются спирально-конические и конические антенны.

Бортовая подсистема телеметрии осуществляет передачу по радиоканалу данных о состоянии бортовой аппаратуры в наземный сегмент управления. По этому же каналу с земли передаются поправки к показаниям бортовых часов и эфемеридам. Для точного определения орбит НКА с земли посылается специальный запросный сигнал, который при помощи бортового ретранслятора отсылается обратно. При помощи измерения задержки и доплеровского сдвига частоты этого сигнала осуществляется точное определение орбиты и скорости движения данного НКА. Для канала "Земля - борт" используется частота 2227,5 МГц, канал "борт-Земля" использует частоту 1783,74 МГц.

Как уже упоминалось, НКА способны определенное время функционировать без контакта с землей, от 14 дней для "Block II" и до минимум 180 дней для "Block IIR". В первом случае повышения автономности добиваются, накапливая в памяти бортового компьютера большое количество статистических данных об изменениях орбиты и параметрах движения НКА и прогнозируя возможные погрешности. Через 14 дней погрешность местоопределения на поверхности Земли может достигать 425 метров. Во втором случае НКА способны производить взаимный обмен данными и синхронизацию часов без контакта с землей, автоматически вычисляя параметры орбит. В течение 180 дней сохраняется устойчивое функционирование системы с постепенным снижением точности местоопределения. Для нормального функционирования автономной системы коррекции "Autonav" необходимо наличие на орбитах не менее 14 – 16 НКА типа "Block IIR".

4.2. Сегмент управления

Сегмент управления отслеживает движение НКА и выполняет периодическую корректировку орбит, корректирует их эфемеридные константы и устраняет накапливающиеся ошибки бортовых часов. Соединенные Штаты располагают пятью полностью автоматическими станциями слежения, расположенными на Гавайях и атолле Кваджалейн в Тихом океане, на острове Вознесения в Атлантическом океане, на атолле Диего-Гарсия в Индийском океане, а также в Колорадо-Спрингс. В будущем планируется создание еще одной станции наблюдения на мысе Канаверал, штат Флорида. Расположение станций подобрано таким образом, чтобы разместить их наиболее равномерно вокруг земного шара по экватору и создать наиболее благоприятные условия для приема навигационных сигналов.

Координаты каждой приемной станции определены с очень высокой точностью, и каждая станция оснащена цезиевыми атомными часами. Стационарные атомные часы станций слежения имеют более высокую точность, чем бортовые часы НКА. Сигнал от каждого НКА принимается четырьмя из пяти станций слежения (станция на Гавайях на момент подготовки книги не имела позиционированной наземной антенны). Поскольку заранее известны точные координаты приемных станций и эталонное время, по времени прохождения сигнала от НКА до станций вычисляются так называемые псевдодальности, и рассчитывается точное положение НКА на орбите. Измеренные данные передаются в Главную управляющую станцию, расположенную в Колорадо-Спрингс, на базе ВВС Шривер. На этой станции осуществляется сбор и окончательная обработка данных, полученных от остальных наземных станций. Сколь бы ни были точны данные, получаемые от наземных станций слежения, они имеют свои погрешности, но благодаря некоторой избыточности данных и последующей математической обработке значительную часть погрешностей удается скомпенсировать.

Кроме основных данных со станций слежения, на главную станцию поступают данные от астрофизических и метеорологических НКА. Дело в том, что состояние ионосферы Земли значительно влияет на скорость распространения радиосигнала, а мало поддающиеся прогнозированию вспышки на Солнце не только ионизируют верхние слои атмосферы, но и влияют на орбиты НКА.

В результате обработки полученной информации вычисляются новые эфемериды НКА (данные о положении НКА на орбите) и ошибка бортовых часов.

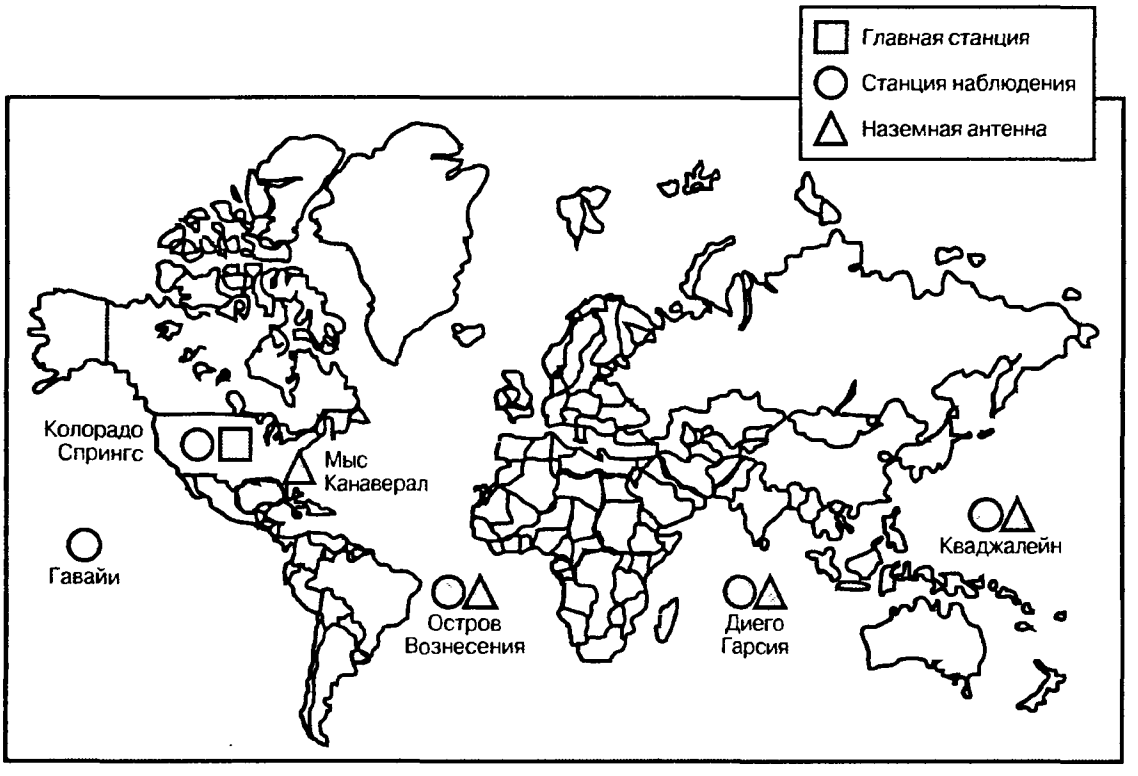

Рис. 4.2. Расположение наземных станций слежения GPS NAVSTAR

Один раз в сутки эфемериды и уточненные показания часов загружаются на НКА при помощи сети наземных передающих антенн, расположенных по всему миру. Кроме навигационных данных на НКА при необходимости передаются команды корректировки орбиты.

Наземные антенны также используются для приема телеметрической информации о состоянии бортового оборудования НКА. За то время, пока НКА находится в зоне видимости, один из операторов центра управления передает на него обновленную навигационную информацию, а второй выполняет тесты по проверке состояния бортовых систем. В случае обнаружения сбоев принимается решение о работоспособности данного НКА. Существующее в данный момент число наземных станций слежения приводит к разрывам в слежении за состоянием НКА, поэтому для обеспечения непрерывного и даже избыточного слежения задействованы шесть станций Национального управления картографирования (NIMA).

Очевидно, что столь сложная система требует проведения профилактических и ремонтных работ. Поэтому для обеспечения надежного сервиса для конечных пользователей, каждый НКА кроме навигационных данных передает информацию, именуемую *health status* – "состояние здоровья". На основании этой информации при-

емник пользователя принимает решение, следует ли принимать во внимание данные с конкретного НКА. Обычно НКА объявляется "больным" по команде Центра управления, на время проведения профилактических работ. Так, например, периодически требуется производить накачку ионов в резервные бортовые атомные часы или корректировать орбиту при помощи бортовых двигателей. В экстремальных ситуациях НКА способен самостоятельно объявить себя "больным". Некоторые современные приемники допускают возможность по требованию пользователя игнорировать информацию о непригодности НКА и использовать получаемые от него навигационные данные под свою ответственность. Как правило, необходимость в этом возникает в неблагоприятных ситуациях, когда затруднен или невозможен прием сигналов от достаточного числа НКА.

4.3. Сегмент потребителей

Сегмент потребителей GPS, аналогично сегменту потребителей ГЛОНАСС, состоит из приемников и некоторых дополнительных устройств, таких как антенны, интерфейс с исполнительными устройствами, а также вспомогательного программного обеспечения. В простейшем случае приемник получает от НКА навигационные данные, встроенный вычислитель решает навигационную задачу и выводит на дисплей абсолютные значения координат. Однако для большинства применений столь скромных возможностей недостаточно.

Области применения GPS на сегодняшний день:

- военные задачи (точное целеуказание и целенаведение, позиционирование);
- авиация (прокладка курса, позиционирование, автоматическая посадка);
- морской транспорт (прокладка курса, позиционирование);
- наземный транспорт (прокладка маршрута, контроль движения);
- геодезия и картография (кадастровые съемки, картографирование и т.п.);
- строительство (мосты, тоннели, продуктопроводы);
- сельское хозяйство (разметка и обработка сельхозугодий);
- добыча полезных ископаемых;
- спасательные работы;
- системы безопасности (поиск похищенных автомобилей и грузов и т.п.);
- службы точного времени;
- частное использование в быту (туризм, охота, хобби).

В соответствии с областью применения конструкции и возможности приемников GPS могут значительно отличаться. Так, например, приемники для частного применения, как правило, не измеряют высоту и не вычисляют составляющие вектора скорости в режиме реального времени, тогда как системы автоматизированной посадки выполняют эти измерения обязательно. С другой стороны, существуют приемные устройства GPS, единственной задачей которых является получение сигналов точного времени и образцовой частоты. Наиболее часто подобные устройства используются в системах мобильных коммуникаций, а также для проведения технических измерений и научных экспериментов.

4.4. Интерфейс системы GPS NAVSTAR.

Интерфейс системы подразумевает под собой перечень требований, описаний и технические стандарты сигналов, путем которых происходит передача информации от космического сегмента GPS к сегменту потребителей. Навигационные НКА используют для передачи информации две частоты: $L1$ и $L2$. Все НКА вещают на одинаковых частотах и используется кодовое разделение каналов.

Интерфейс системы GPS беззапросный, т.е. НКА излучают радиосигналы на частотах $L1$ и $L2$ непрерывно, и любой приемник потребителя, находящийся в зоне радиовидимости НКА, в произвольный момент времени может получать от него навигационную информацию в пассивном режиме.

В общей сложности излучаются три псевдослучайных дальномерных кода:

Р-код, являющийся основным дальномерным кодом. Псевдослучайный дальномерный Р-код, индивидуальный для каждого НКА, далее мы будем обозначать, как $P_i(t)$, где i – индивидуальный номер НКА. $P_i(t)$ представляет собой последовательность длиной 7 дней, со скоростью передачи 10,23 Мб/с. Эта последовательность формируется сложением по модулю 2 двух подпоследовательностей, обозначаемых, как $X1$ и $X2_i$; их длина соответственно 15,345,000 и 15,345,037 элементов. Последовательность $X2_i$ формируется из последовательности $X2$ избирательной задержкой на длительность от 1 до 37 элементов, что позволяет сформировать 37 индивидуальных последовательностей Р-кода длиной 7 дней. Из них 32 варианта используются НКА, остальные 5 зарезервированы для иных целей (например, для наземных передатчиков - псевдолитов и т.п.). Взаимосвязь между кодовыми последовательностями и номером НКА показана в табл. 4.1.

Таблица 4.1

Набор кодовых последовательностей

Номер НКА	Номер ПСП	Определение кодовой последовательности		Задержка кода, разрядов		Первые 10 разрядов восьмеричного* кода С/А	Первые 12 разрядов восьмеричного кода Р
		С/А ($G2_i$)	($X2_i$)	С/А	Р		
1	1	2 ⊕ 6	1	5	1	1440	4444
2	2	3 ⊕ 7	2	6	2	1620	4000
3	3	4 ⊕ 8	3	7	3	1710	4222
4	4	5 ⊕ 9	4	8	4	1744	4333
5	5	1 ⊕ 9	5	17	5	1133	4377
6	6	2 ⊕ 10	6	18	6	1455	4355
7	7	1 ⊕ 8	7	139	7	1131	4344
8	8	2 ⊕ 9	8	140	8	1454	4340
9	9	3 ⊕ 10	9	141	9	1626	4342
10	10	2 ⊕ 3	10	251	10	1504	4343
11	11	3 ⊕ 4	11	252	11	1642	|
12	12	5 ⊕ 6	12	254	12	1750	|
13	13	6 ⊕ 7	13	255	13	1764	|
14	14	7 ⊕ 8	14	256	14	1772	|
15	15	8 ⊕ 9	15	257	15	1775	|
16	16	9 ⊕ 10	16	258	16	1776	|
17	17	1 ⊕ 4	17	469	17	1156	|
18	18	2 ⊕ 5	18	470	18	1467	|
19	19	3 ⊕ 6	19	471	19	1633	|
20	20	4 ⊕ 7	20	472	20	1715	|
21	21	5 ⊕ 8	21	473	21	1746	|

Номер НКА	Номер ПСП	Определение кодовой последовательности		Задержка кода, разрядов		Первые 10 разрядов восьмеричного* кода С/А	Первые 12 разрядов восьмеричного кода Р
		С/А ($G2_i$)	($X2_i$)	С/А	Р		
22	22	6 ⊕ 9	22	474	22	1763	|
23	23	1 ⊕ 3	23	509	23	1063	|
24	24	4 ⊕ 6	24	512	24	1706	|
25	25	5 ⊕ 7	25	513	25	1743	|
26	26	6 ⊕ 8	26	514	26	1761	|
27	27	7 ⊕ 9	27	515	27	1770	|
28	28	8 ⊕ 10	28	516	28	1774	|
29	29	1 ⊕ 6	29	859	29	1127	|
30	30	2 ⊕ 7	30	860	30	1453	|
31	31	3 ⊕ 8	31	861	31	1625	|
32	32	4 ⊕ 9	32	862	32	1712	|
***	33	5 ⊕ 10	33	863	33	1745	|
***	34**	4 ⊕ 10	34	950	34	1713	|
***	35	1 ⊕ 7	35	947	35	1134	|
***	36	2 ⊕ 8	36	948	36	1456	|
***	37**	4 ⊕ 10	37	950	37	1713	4343

* В восьмеричной системе для первых 10 разрядов кода С/А, показанных в этой колонке, первая цифра (1) представляет "1" для первого разряда, и последние три цифры являются соответствующим восьмеричным представлением остальных 9 разрядов. (Например, первые 10 разрядов кода С/А для псевдослучайной последовательности №1 выглядят так: 1100100000).

** Коды С/А 34 и 37 одинаковые.

*** ПСП с 33-й по 37-ю зарезервированы для иных применений (например, наземных передатчиков, псевдолитов).

⊕ – "исключающее или" в двоичной алгебре.

Y-код, применяемый вместо P-кода при включении режима предотвращения преднамеренных помех и несанкционированного доступа к информации A/S (Antispoofing). Y-код представляет собой закрытый P-код, и доступен для расшифровки только лицензированными пользователями, имеющими соответствующий ключ. Поэтому Y-код принято обозначать как P(Y) код. Использование Y-кода определяется специальными документами ICD-GPS-203, ICD-GPS-224 и ICD-GPS-225.

Открытый код C/A (Coarse/Acquizion, "грубый захват"), который сначала использовался лицензированными пользователями для первичного вхождения в режим слежения и последующего захвата точного P или P(Y) кода. Сейчас код C/A находится в распоряжении мирового сообщества для использования в целях позиционирования.

Предусмотрена возможность преднамеренного снижения точности определения координат по коду C/A до уровня 100 м. В настоящее время преднамеренное снижение точности не используется, но может быть вновь введено по решению правительства США.

НКА, начиная с серии "Block II" и далее, способны излучать "некорректные" версии C/A и P(Y) кодов для защиты пользователей от приема недостоверных навигационных сигналов, которые могут быть сформированы в результате выхода из строя бортовой системы синтезирования относительных частот. Эти два "некорректных" кода получили название нестандартного C/A (NSC) и нестандартного Y (NSY). Коды NSC и NSY не предназначены для использования потребителями GPS и не входят в стандартный интерфейс. Кодовые последовательности образуют однозначные неразделимые пары, состоящие из соответствующих C/A и P последовательностей (табл. 4.1).

4.4.1. Физические параметры радиосигналов GPS

Частотный план. Сигналы *L*-каналов излучаются в пределах двух полос шириной 20,46МГц с центральными частотами *L*1 и *L*2. Несущие частоты для каналов *L*1 и *L*2 когерентно формируются из одного источника опорной частоты на борту НКА. С точки зрения наземного наблюдателя номинальная частота этого источника составляет 10,23 МГц. Для компенсации релятивистских эффектов, возникающих при движении НКА по орбите, эта частота смещается на некоторую величину $\Delta f/f = -4{,}4647 \cdot 10^{-10}$, эквивалентную изменению скорости передачи P-кода на величину $\Delta f = -4{,}5674 \cdot 10^{-3}$ Гц. Данное смещение соответствует реальной частоте бортового источника 10,22999999543 МГц.

Частота канала $L1$ соотносится с частотой бортового источника f_0, как $L1 = 154\ f_0$, а частота $L2 = 120\ f_0$. В соответствии с релятивистской поправкой, на борту НКА формируются частоты $L1_S$=1575,41999929622 МГц и $L2_S$ = 1227,5999994516 МГц, которые с точки зрения наземного потребителя соответствуют $L1$ = 1575,42 МГц и $L2$ = 1227,6 МГц.

Кроме постоянных релятивистских эффектов, компенсируемых на борту НКА, на номинальные значения частот принимаемых потребителем сигналов воздействует переменное по частоте и знаку доплеровское смещение. Оно имеет максимальное положительное значение, когда НКА движется из-за горизонта навстречу потребителю, постепенно уменьшается и становится равным нулю, когда положение НКА на небосклоне достигает апогея по отношению к наблюдателю. Затем доплеровское смещение меняет знак и увеличивается по мере движения НКА к горизонту. Чем ближе к точке зенита с точки зрения наблюдателя проходит орбита НКА, тем больше величина доплеровского смещения.

Корреляционные потери. Корреляционные потери при приеме сигнала определяются, как разность энергии сигнала, излучаемого передатчиком в полосе 20,46 МГц и энергии сигнала, принятой идеальным корреляционным приемником в той же полосе частот. Для каналов $L1$ и $L2$ наихудшее значение корреляционных потерь имеет место, когда несущая частота модулируется суммой P(Y) кода и навигационного сообщения. В этом случае корреляционные потери определяются следующими составляющими:

1. Неидеальность модуляции в передатчике НКА – 0,6 дБ;
2. Искажение формы сигнала в приемнике вследствие прохождения через фильтр 20,46 МГц – 0,4 дБ.

Фазовые шумы несущей. Спектральная плотность фазовых шумов немодулированной несущей такова, что схема слежения за фазой, имеющая одностороннюю шумовую полосу 10 Гц, обеспечивает точность слежения за фазой несущей не хуже 0,1 радиан (среднеквадратическое значение).

Внеполосное излучение. Мощность внеполосного излучения за пределами полос шириной 20,46 МГц для частот $L1$ и $L2$ не превышает –40 дБ относительно мощности немодулированных несущих.

Квадратура фазы. Два компонента сигнала $L1$, модулированные двумя различными битовыми последовательностями (код C/A плюс данные и код P(Y) плюс данные) должны находиться находиться в фазовой квадратуре с точностью ±100 миллирадиан со сдвигом несущей C/A относительно P на 90°. Если вести речь о фа-

зе несущей P, случай, когда $P_i(t) = 0$, понимают как "нулевой угол фазы". Генератор кодов P(Y) и C/A управляет фазами соответствующих выходных сигналов по следующему принципу: если $P_i(t) = 1$, происходит сдвиг на 180° несущей P; если $G_i(t) = 1$, несущая C/A опережает P на 90°; если $G_i(t) = 0$, то несущая C/A отстает на 90° (таким образом, когда $G_i(t)$ меняет состояние, происходит реверс на 180° несущей C/A). Результирующие номинальные составные фазы сигнала, как функция от двоичных значений модулирующих сигналов показаны в табл. 4.2.

Таблица 4.2

Составные фазы излучаемого сигнала L1

Номинальные значения составной фазы, град	Двоичные состояния	
	P	C/A
0	0	0
–70,5	1	0
+109,5	0	1
180	1	1

Примечание: для комбинации 0,0 знак составной фазы считается положительным.

На рис. 4.3 приведена упрощенная структурная схема, поясняющая принцип генерации последовательностей $P_i(t)$ с тактовой частотой 10,23 МГц и $G_i(t)$ с тактовой частотой 1,023 МГц для кодов P и C/A соответственно, а также суммирования их по модулю 2 с навигационным сообщением D(t), которое тактируется с частотой 50 Гц.

Мощность принимаемого сигнала. Мощность принимаемого потребителем сигнала такова, что на выходе линейно поляризованной антенны с коэффициентом усиления +3 дБ, расположенной на поверхности земли, и в наихудшем случае ориентированной на угол места 5°, составляет:

Канал	P(Y)	C/A
*L*1	–163,0 дБ·Вт	–160,0 дБ·Вт
*L*2	–166,0 дБ·Вт	

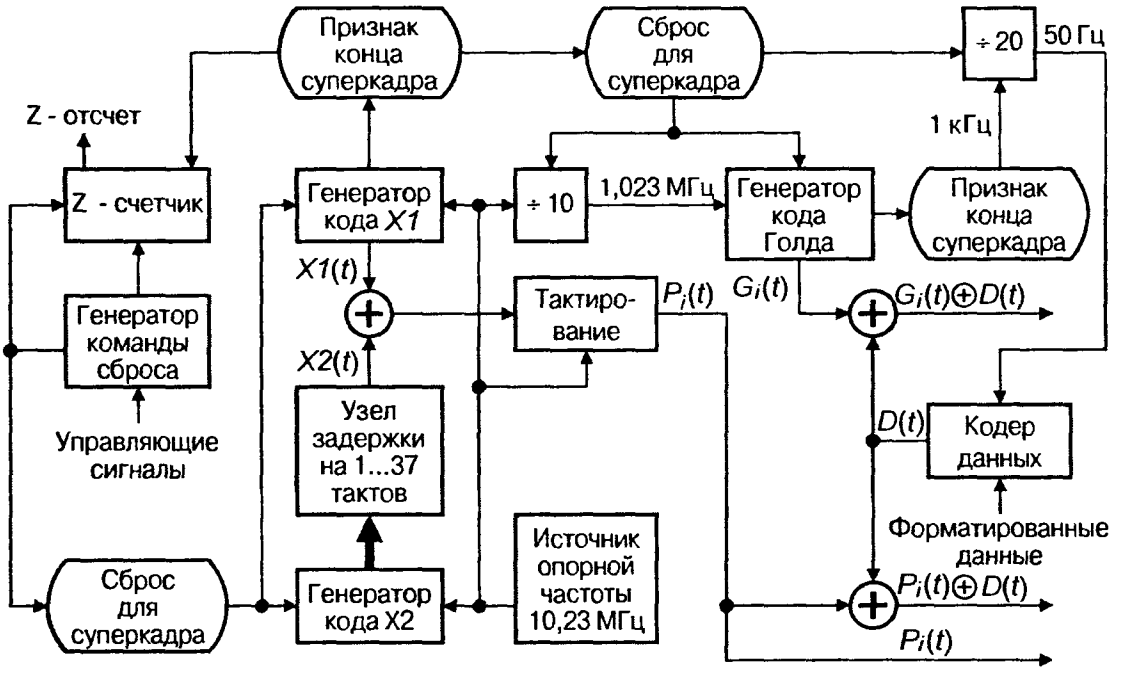

Рис. 4.3. Генерация кодов и модулирующих сигналов

Групповая задержка навигационного сигнала в бортовой аппаратуре определяется как задержка между излучаемым радиосигналом данного НКА (измеряется в фазовом центре передающей антенны), и выходным сигналом бортового стандарта частоты. Групповая задержка включает в себя постоянную и случайную составляющие. Постоянная составляющая не имеет значения для потребителя, поскольку корректирующие данные для ее исключения входят в состав навигационного сообщения и в аппаратуре потребителя происходит автоматическая компенсация. Величина не поддающейся компенсации случайной составляющей не превышает 3 нс.

Кроме того, существует *разность групповых задержек* сигналов *L*1 и *L*2, также состоящая из постоянной и случайной составляющих. Среднюю разность групповых задержек принято считать постоянной составляющей, которая может иметь как положительное, так и отрицательное значение. Абсолютная величина средней задержки не превышает 15 нс. Случайная составляющая не превышает 3 нс.

Когерентность передаваемых последовательностей. Все излучаемые определенным НКА сигналы когерентно сформированы из частоты одного бортового стандарта; все двоичные импульсы тактируются синхронно с Р-кодом в соответствии с его фронтами. Канал *L*1 имеет два модулирующих сигнала (код P(Y) и код C/A), для которых допустимый интервал между фронтами не превышает 10 нс.

Поляризация излучаемого сигнала. Излучаемый сигнал имеет правую круговую поляризацию (RHCP). В секторе углов излучения ±14,3° относительно оси симметрии диаграммы направленности передающей антенны коэффициент эллиптичности на частоте *L*1 должен быть не менее 1,2 дБ для НКА серии "Block II/IIA" и не менее 1,8 дБ для серии "Block IIR". Коэффициент эллиптичности на частоте L2 не менее 3,2 дБ для НКА серии "Block II/IIA" и 2,2 дБ для серии "Block IIR".

4.4.2. Формирование кодовых последовательностей

Структура кодовых последовательностей. Двоичная кодовая последовательность $P_i(t)$ формируется суммированием по модулю 2 двух псевдослучайных последовательностей $X1(t)$ и $X2(t - iT)$, где $T = 1/(1{,}023*10^7)$с – период следования разрядов Р-кода, i – целое число в интервале от 1 до 37, соответствующее номеру НКА. Таким образом, генерируется 37 уникальных последовательностей $P(t)$ с использованием одинаковых генераторов кода, как показано в табл. 4.1 и на рис. 4.3.

Линейная последовательность $G_i(t)$ является результатом сложения по модулю 2 двух 1023-битовых линейных последовательностей *G1* и *G2*. Вторая последовательность избирательно задерживается на целое число разрядов, как показано в табл. 4.1, для формирования 36 уникальных последовательностей $G(t)$.

Формирование Р-кода. Как было сказано выше, псевдослучайная последовательность P_i является суммой по модулю 2 двух последовательностей *X1* и $X2_i$, тактируемых с частотой 10,23 МГц. В свою очередь, *X1* формируется сложением по модулю 2 выходных сигналов двух 12-разрядных регистров сдвига (*X1A* и *X1B*) генерирующих сокращенные кадры длиной 4092 и 4093 бит соответственно. Когда число кадров *X1* достигает 3750, генерируется признак конца эпохи *X1*. Эпоха *X1* генерируется каждые 1,5 с, когда сформирована последовательность *X1* из 15,345,000 разрядов. Образующие полиномы для последовательностей *X1A* и *X1B*, относящиеся к соответствующим регистрам сдвига, имеют следующий вид:

$$(X1A)\quad 1 + X^6 + X^8 + X^{11} + X^{12};$$

$$(X1B)\quad 1 + X^1 + X^2 + X^5 + X^8 + X^9 + X^{10} + X^{11} + X^{12}.$$

Упрощенные схемы формирования кодовых последовательностей при помощи регистров сдвига показаны на рис. 4.4, рис. 4.5, рис. 4.6 и рис. 4.7.

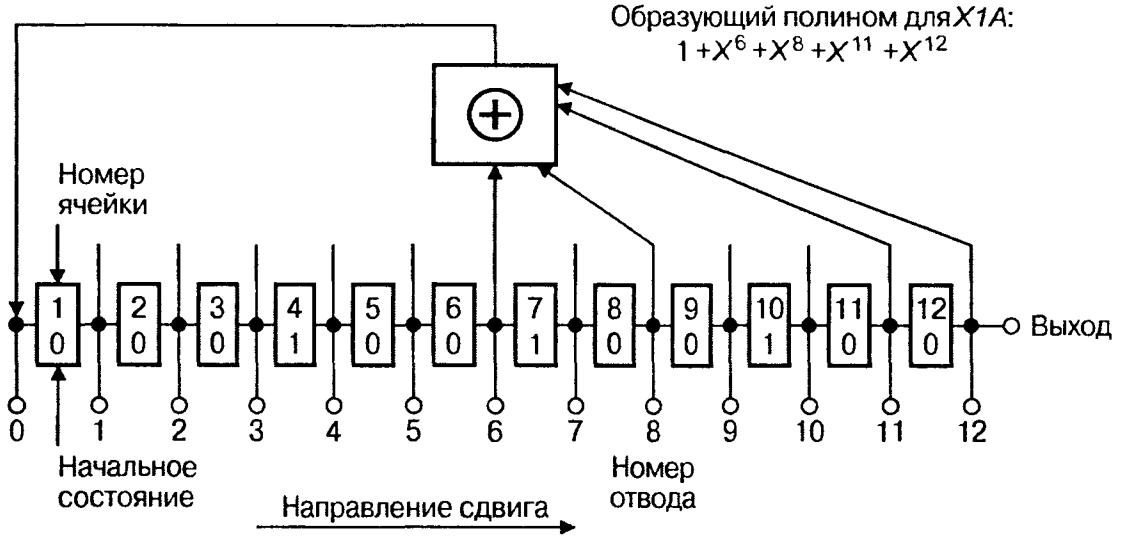

Рис. 4.4. Формирование последовательности *X1A*

Состояние каждого генератора может быть выражено как слово *кодового вектора*, следующим образом описывающего двоичное состояние каждого регистра:

вектор складывается из двоичных состояний каждого разряда регистра;

значение 12-го разряда последовательно принимает значения всех предыдущих, младших разрядов строго по порядку следования номеров;

сдвиг производится от младших разрядов к старшим и разряд 12 является выходом генератора кода.

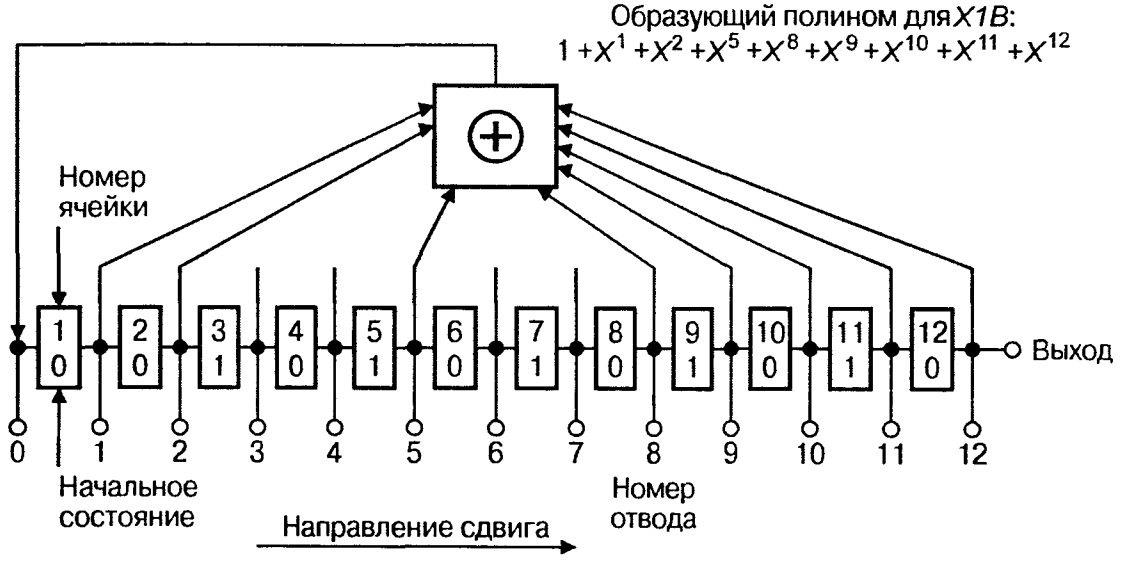

Рис. 4.5. Формирование последовательности *X1B*

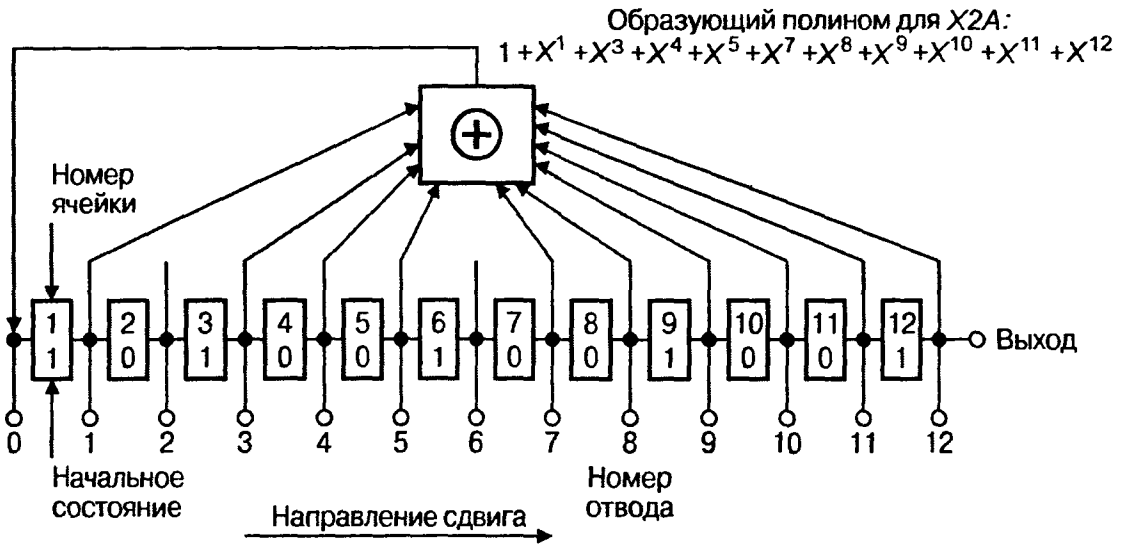

Рис. 4.6. Формирование последовательности *X2A*

Такой кодовый вектор описывает текущий двоичный уровень на выходе и 11 последующих уровней. В соответствии с этим определением, в начале каждой эпохи *X1*, сдвиговый регистр *X1A* инициализируется кодовым вектором 001001001000 и сдвиговый регистр *X1B* инициализируется кодовым вектором 010101010100. Первый разряд последовательности *X1A* и первый разряд последовательности X1B формируются одновременно, во время первого такта каждого периода *X1*.

Исходный 4095-битовый кадр генерируемых последовательностей укорочен для предотвращения прецессии (несинхронизма)

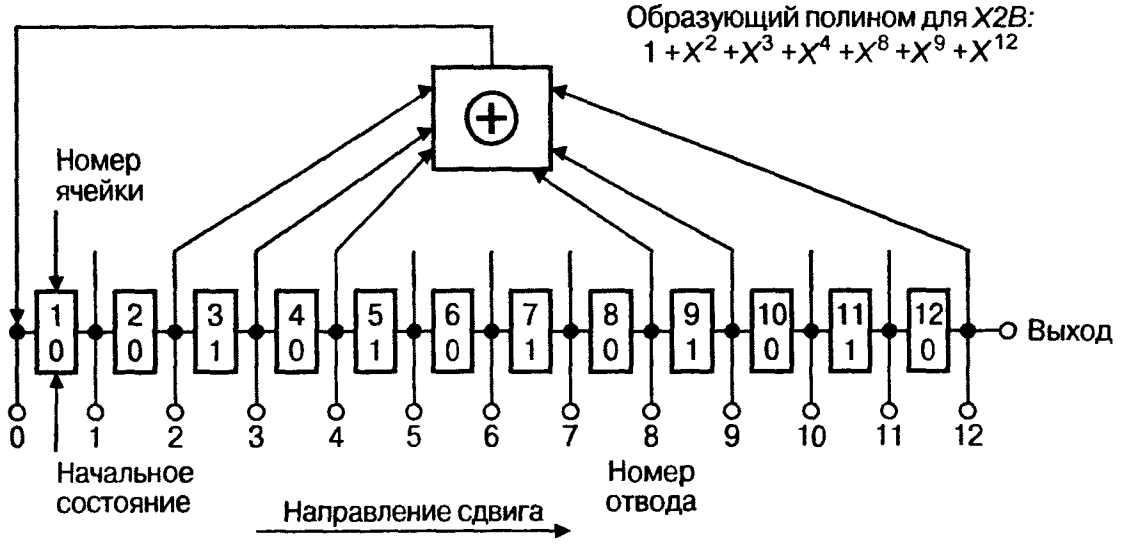

Рис. 4.7. Формирование последовательности *X2B*

последовательности *X1B* с последовательностью *X1A* в течение периода *X1*. Реинициализация сдвигового регистра *X1A* производится после выдачи 4092 бит последовательности, с отбрасыванием последних трех бит (001) действительной 4095-битовой последовательности *X1A*. Реинициализация сдвигового регистра *X1B* происходит после выдачи 4093 бит последовательности, с отбрасыванием двух последних бит (01) действительной последовательности *X1B*. В результате фаза последовательности *X1B* сдвигается на один бит для каждого кадра *X1A* в составе эпохи *X1*.

Как было сказано выше, эпоха *X1* состоит из 3750 кадров *X1A* (15,345,000 бит), что не соответствует целому числу кадров *X1B*. Для устранения данного несоответствия сдвиговый регистр *X1B* фиксирует финальное состояние (бит 4093) своего 3749-го кадра, и удерживает его, пока регистр *X1A* отрабатывает свой 3750-й кадр (343 дополнительных бита). По окончании 3750-го кадра устанавливается признак начала новой эпохи *X1*, который инициализирует регистры *X1A* и *X1B*.

Для формирования последовательности $X2_i$ сначала формируется последовательность *X2*, которая затем задерживается на целое число тактов i = 1...37. Каждая последовательность $X2_i$ суммируется по модулю 2 с последовательностью *X1*, в результате формируется 37 уникальных последовательностей *P*(*t*), из которых первые 32 предназначены для использования навигационными НКА, остальные пять используются альтернативными передатчиками, например наземными псевдолитами локального действия.

Сдвиговые регистры *X2A* и *X2B*, используемые для формирования последовательности *X2*, функционируют аналогично упомянутым выше *X1A* и *X1B*. Это также укороченные последовательности, X2A длиной 4092 бит и *X2B* длиной 4093 бит, следовательно, они имеют такое же соотношение длин, как сдвиговые регистры *X1*. Полный цикл *X2A* включает в себя 3750 кадров; регистр *X2B* защелкивает выходное состояние 3749-го кадра и удерживает его, пока регистр *X2A* отрабатывает свой 3750-й кадр. Образующие полиномы для регистров *X2A* и *X2B*, относящиеся к соответствующим регистрам сдвига, имеют вид:

(X2A) $1 + X^1 + X^3 + X^4 + X^5 + X^7 + X^8 + X^9 + X^{10} + X^{11} + X^{12}$;

(X2B) $1 + X^2 + X^3 + X^4 + X^8 + X^9 + X^{12}$.

Регистр *X2A* инициализируется вектором 100100100101, регистр *X2B* вектором 010101010100.

Когда начинается новая неделя GPS, сдвиговые регистры *X1A*, *X1B*, *X2A* и *X2B* инициализируются для выработки первого разряда недели. Прецессии (дискретные биения) регистров сдвига по отношению к *X1A* циклически продолжаются, пока не закончится последний кадр *X1A* на интервале текущей недели GPS. В интервале времени последнего кадра *X1A* регистры *X1B*, *X2A* и *X2B* отработав свои кадры, удерживают последнее выходное состояние, пока не закончится кадр регистра *X1A*. В этот момент времени все четыре регистра инициализируются и вырабатывается первый разряд новой недели. Временной механизм формирования Р-кода, формирования признака конца недели поясняют табл. 4.3, 4.4, рис. 4.8, 4.9 и показывают финальные кодовые векторы на момент окончания недели.

Таблица 4.3

Диаграмма сброса Р-кода (последние 400 мкс недели)

Время	Разряд кода			
	X1A	*X1B*	*X2A*	*X2B*
↓	1	345	1070	967
	•	•	•	•
	•	•	•	•
	•	•	•	•
	3023	3367	4092	3989
	•	•	•	•
	•	•	•	•
	•	•	•	•
	3127	3471	4092	4093
	•	•	•	•
	•	•	•	•
	•	•	•	•
	3749	4093	4092	4093
	•	•	•	•
	•	•	•	•
	•	•	•	•
	4092*	4093	4092	4093

• Последний бит недели.

Формирование С/А-кода. Каждая последовательность $G_i(t)$ представляет собой 1023-битовый код Голда, в свою очередь являющийся суммой по модулю 2 двух 1023-битовых линейных последовательностей $G1$ и $G2_i$.

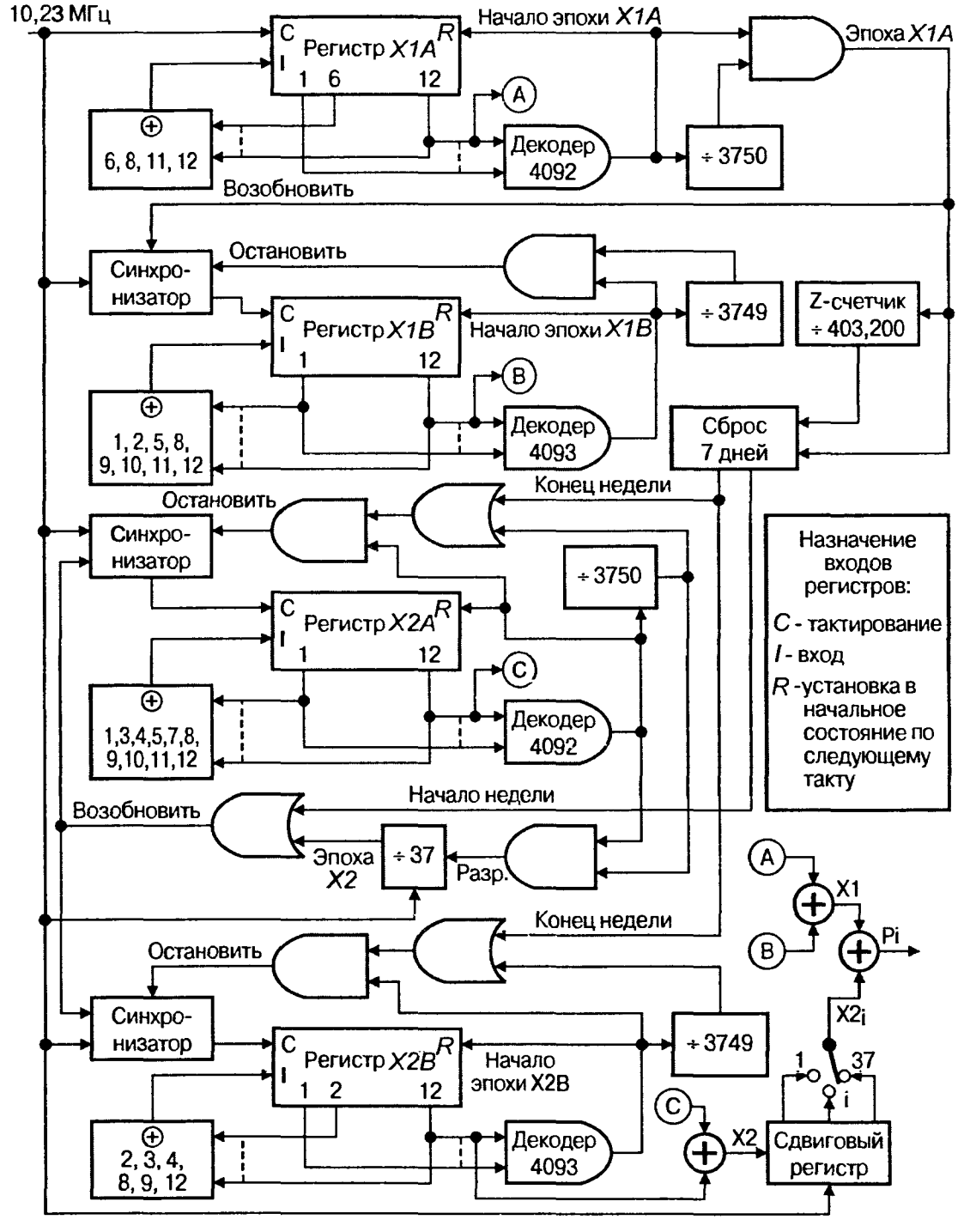

Рис. 4.8. Формирование Р-кода

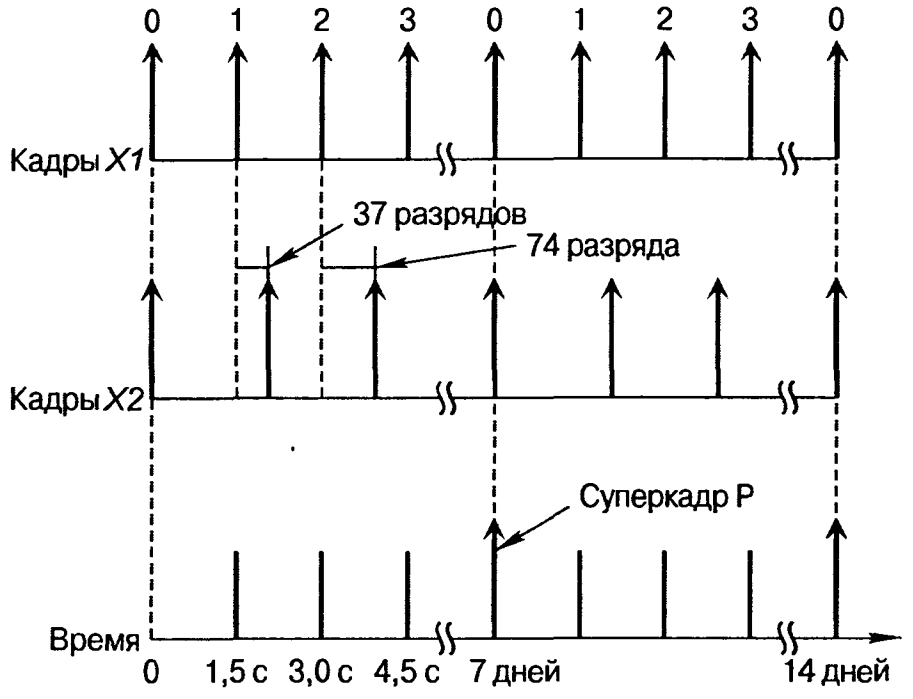

Рис. 4.9. Временные соотношения между компонентами P-кода

Таблица 4.4

Финальные состояния кодовых векторов

Код	Номер разряда	Состояние вектора кода	Состояние вектора для 1-го разряда следующей эпохи
X1A	4091	100010010010	001001001000
	4092	000100100100	
X1B	4092	100101010101	010101010100
	4093	001010101010	
X2A	4091	111001001001	100100100101
	4092	110010010010	
X2B	4092	000101010101	010101010100
	4093	001010101010	

Примечание: Первым разрядом в каждой последовательности является выходной бит, чей передний фронт формируется одновременно с началом эпохи.

Последовательность $G2_i$ формируется путем задержки $G2$ на целое число тактов в диапазоне от 5 до 950. Образующие полиномы для $G1$ и $G2$ описываются следующими выражениями:

$$G1 = X^{10} + X^3 + 1$$

$$G2 = X^{10} + X^9 + X^8 + X^6 + X^3 + X^2 + 1.$$

На рис. 4.10 и 4.11 показано формирование последовательностей $G1$ и $G2$.

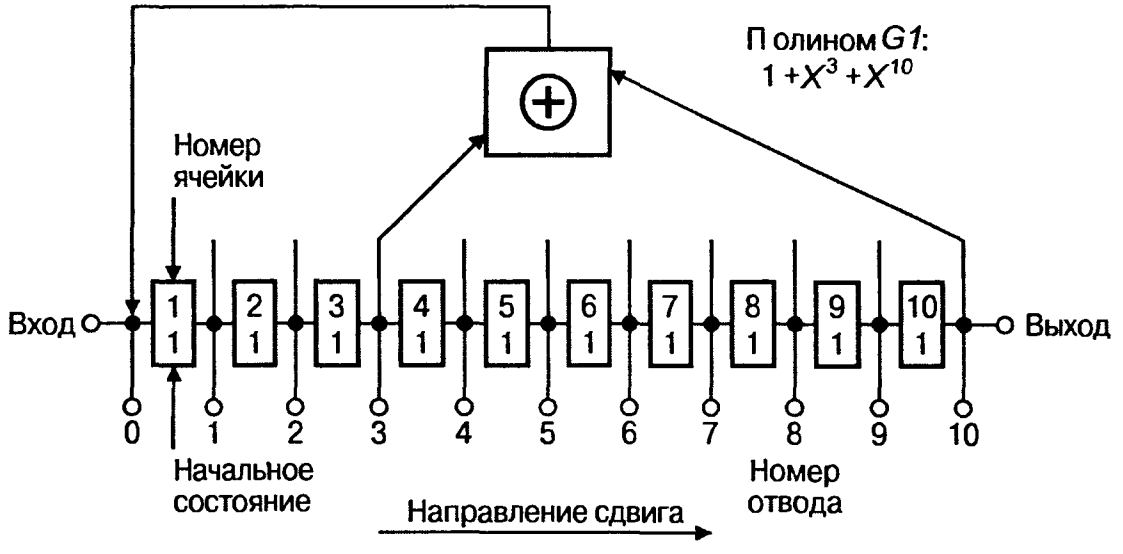

Рис. 4.10. Формирование последовательности $G1$

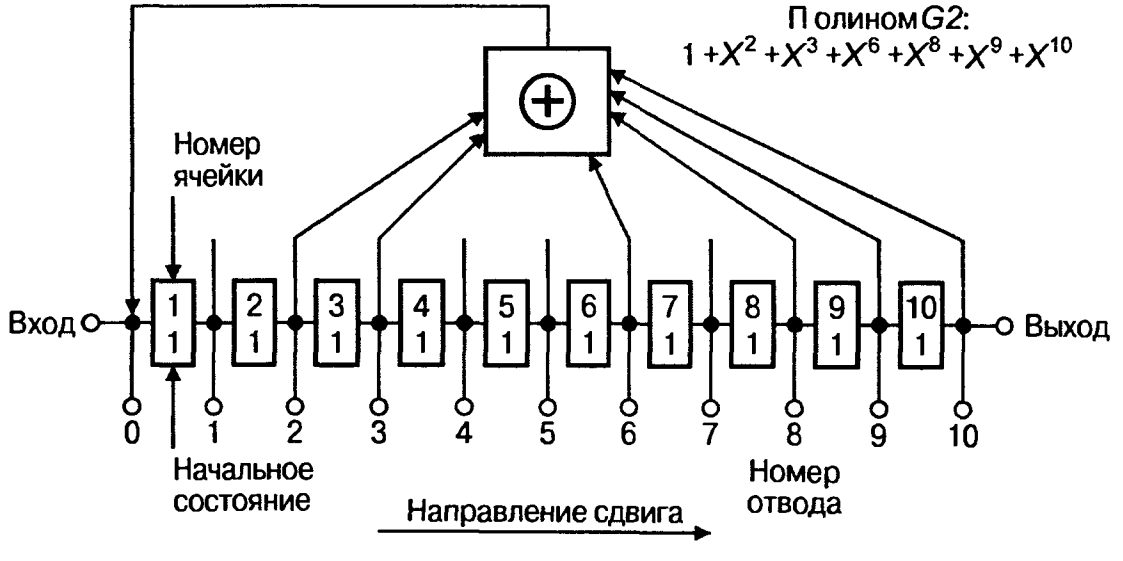

Рис. 4.11. Формирование последовательности $G2$

Начальный вектор обеих последовательностей имеет вид 1111111111. Сдвиговые регистры *G1* и *G2* инициализируются по началу эпохи *X1*. Для тактирования регистров *G1* и *G2* используется частота 1,023 МГц, образующаяся делением частоты 10,23 МГц, поступающей из кодера Р-последовательности. Инициализация регистров в фазе с эпохами *X1* гарантирует, что первый бит С/А-кода начнется синхронно с первым битом Р-кода.

Действующая задержка последовательности *G2*, благодаря которой формируется индивидуальная последовательность $G2_i$, достигается коммутацией двух выводов сдвигового регистра *G2* с последующим суммированием по модулю 2, как показано на рис. 4.12. Выбирается одна из 36 возможных комбинаций подключения выходов регистра, соответствующая одному варианту Р-кода.

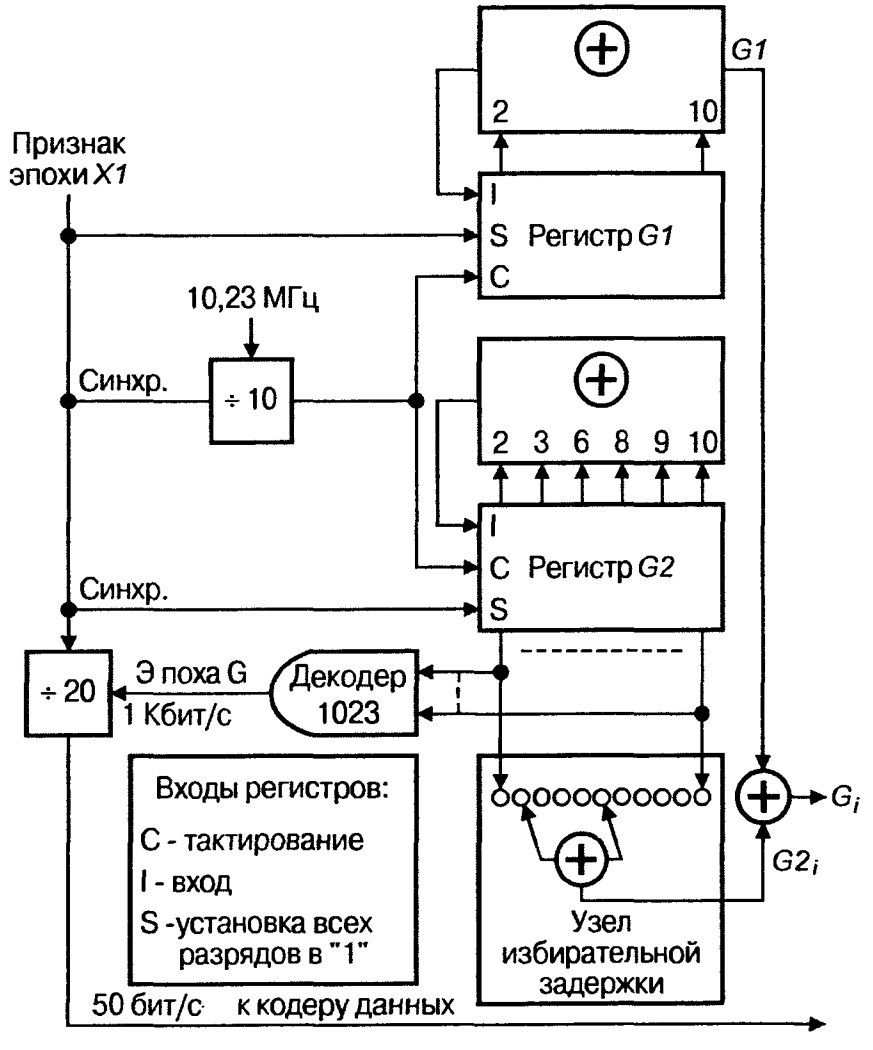

Рис. 4.12. Формирование С/А-кода

Системное время GPS и Z-отсчет. Системное время GPS устанавливается контрольным сегментом и соотносится со шкалой Координированного всемирного времени UTC (USNO). Нулевой точкой отсчета, когда началась *нулевая* неделя GPS, считается момент смены суток в полночь с 5 на 6 января 1980 г. Наибольшей единицей измерения времени GPS считается неделя, содержащая 604,800 с. Системное время GPS может отличаться от UTC на целое число секунд, так как системная шкала времени GPS должна быть непрерывной, тогда как UTC периодически корректируется на целое число секунд по рекомендации Международной службы вращения Земли (IERS). Погрешность привязки шкалы GPS к шкале UTC не превышает 1 мкс.

Навигационное сообщение содержит данные для привязки системного времени к UTC в приемном устройстве пользователя. Точность этих данных в интервале передачи выдерживается такой, что обеспечивает привязку системного времени GPS (задаваемого Главной станцией сегмента управления) к UTC(USNO) не менее 90 нс. Данные генерируются сегментом управления; следовательно их точность может снижаться, если по какой-либо причине сегмент управления не сможет передать обновленные данные на НКА. Компоненты погрешностей измерения дальности (например, уход бортовой частоты и погрешность определения положения НКА) увеличивают ошибку передачи точного времени. В стандартных условиях, когда производится передача системного времени по двум частотам и ошибка измерения дальности пользователем не превышает восьми метров, среднеквадратическая погрешность определения системного времени достигает 97 нс. К этой погрешности добавляются погрешность времени прохождения сигнала и задержка сигнала в приемнике, индивидуальные для каждого пользователя.

Эпоха *X1* Р-кода, передаваемого каждым НКА, содержит значение, используемое для вычисления системного времени приемным устройством. Время, передаваемое таким способом, именуется, как Z-отсчет, который представлен 29-битным числом, содержащим два следующих компонента:

1. Двоичное число, представленное последними 19 битами Z-отсчета, относится к отсчету времени недели (time of week, TOW) и равняется количеству эпох *X1*, сформированных за время, прошедшее с момента перемены недель. Это короткий отсчет, так как TOW может принимать значения лишь в диапазоне от 0 до 403199 эпох *X1* (одна неделя) и сбрасывается в ноль в конце каждой недели. Нуле-

вое состояние отсчета TOW означает, что эпоха *X1*, реализуемая в этот момент, соответствует началу новой недели. Такая эпоха формируется приблизительно в ночь с субботы на воскресенье, где полночь определяется как 00 ч 00 мин UTC на Гринвичском меридиане. В течение года момент начала "нулевой эпохи" может на несколько секунд расходиться с нулевой точкой полночи UTC в связи с упомянутым выше расхождением шкал времени. С целью быстрого захвата P-кода наземными потребителями, в потоке данных HOW (HandOver Word, ключевое слово, указывающее точную фазу кода) по L-каналу передается усеченная версия TOW-отсчета в виде 17-ти старших бит. Соотношение между действительным TOW-отсчетом и его усеченной HOW-версией показано на рис. 4.13.

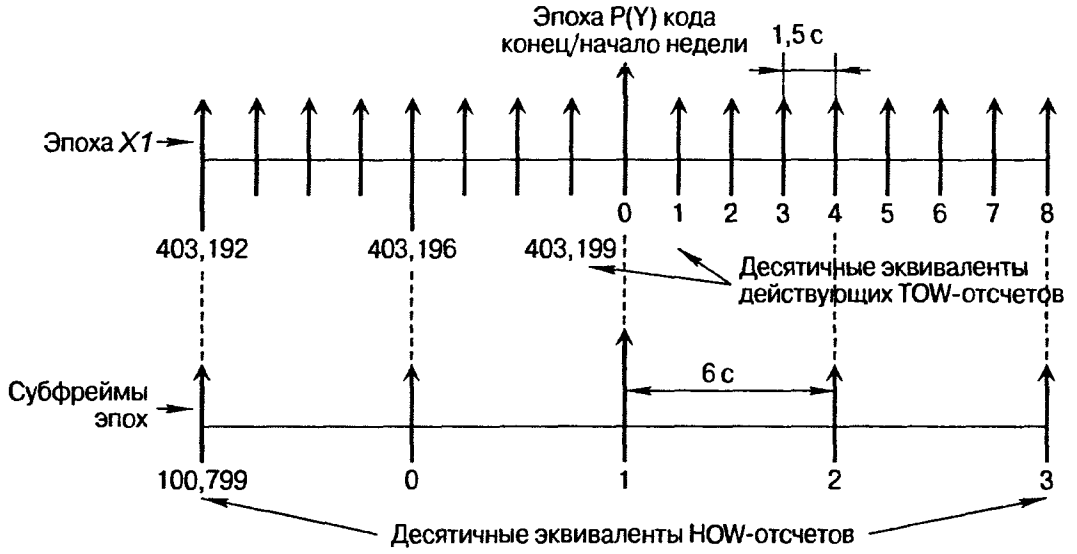

Рис. 4.13. Временное соотношение TOW- и HOW-отсчетов

2. Десять старших значащих бит Z-отсчета являются двоичным представлением по модулю 1024 последовательно задаваемого номера, соответствующего текущей неделе GPS. Диапазон значений этого счетчика от 0 до 1023, причем нулевое состояние соответствует нулевой неделе GPS и далее возрастает на единицу каждые 1024 недели. Таким образом, последовательным значениям старших 10 бит Z-отсчета соответствуют значения 0, 1024, 2048 и т.д. недель. Как особо отмечено в ICD-GPS-200C, пользователи должны иметь в виду, что номер недели, содержащийся в навигационном сообщении, не обязательно отражает полный системный номер недели GPS. Так, например, существует понятие "GPS system time rollover", когда завершается 1024-недельный цикл, по

которому изменяется навигационное сообщение НКА, и отсчет начинается заново. Этому моменту соответствует приращение на единицу счетчика, содержание которого соответствует 10 старшим разрядам Z-отсчета. Последний раз смена 1024-недельного цикла происходила в полночь с 21 на 22 августа 1999 г.

Относительные параметры времени. Многие параметры времени, характеристические для НКА и системы GPS в целом, отличаются от истинного времени и должны быть выражены как функции времени с коэффициентами, указанными в навигационном сообщении и извлекаемыми оборудованием потребителя. Следующие необходимые параметры являются функциями от времени GPS:

- бортовое время НКА;
- истинная аномалия;
- долгота восходящего узла;
- UTC;
- наклонение.

Каждый из этих параметров выражается, как полином во времени. Соответствующий порядок разложения может быть разным. Поскольку в формате навигационного сообщения, как будет рассмотрено далее, доступны поля данных ограниченной длины, номинальная эпоха полинома выбирается вблизи центра диапазона разложения, так что ошибка квантования мала. Далее, при рассмотрении содержания навигационного сообщения мы опишем алгоритмы применения каждого из относительных параметров времени, ниже приведем таблицу, содержащую перечисление параметров, которые передаются в навигационном сообщении, будучи выраженными по модулю 604800 с:

Интервал охвата, ч	Интервал передачи, ч	Кол-во часов после первого валидного времени передачи			
		t_{oc} (частота)	t_{oe} (эфемериды)	t_{oa} (альманах)	t_{ot} (UTC)
4	2*	2	2		
6	4	3	3		
8	6	4	4		
14	12	7	7		
26	24	13	13		
50	48	25	25		
74	72	37	37		

Интервал охвата, ч	Интервал передачи, ч	Кол-во часов после первого валидного времени передачи			
		t_{oc} (частота)	t_{oe} (эфемериды)	t_{oa} (альманах)	t_{ot} (UTC)
98	96	49	49		
122	120	61	61		
146	144	73	73		
144 (6 дней)	144			70	70
144 (6 дней)	4080			70	70

* Некоторые НКА имеют интервал передачи 1 ч.

Коэффициенты разложения напрямую зависят от выбора параметра, и, таким образом, параметр времени и коэффициенты разложения должны рассматриваться, как неразделимый набор параметров. Потребитель, использующий текущий набор параметров, будет работать с отрицательными значениями $(t - t_{oc})$ и $(t - t_{oe})$ в оценке разложения.

Сегмент управления вносит некоторые девиации в параметры для предотвращения неоднозначности, в момент, когда поток передаваемых с НКА данных переключается на новый набор. Изменение начального времени относительно используемого потребителем означает изменение значений в наборе данных.

Достоверность навигационного сообщения в автономном режиме. НКА серии "Block II" и "Block IIA" способны хранить в бортовой памяти навигационные данные, соответствующие 182 дням функционирования системы. При этом обеспечивается доступность услуги позиционирования в течение 180 дней. Это означает, что если для некоторого НКА обмен данными с наземным комплексом управления по каким-либо причинам будет невозможен, то полученных от наземной станции данных будет достаточно для формирования навигационного сообщения в течение 180 дней от момента последнего обновления бортовой памяти.

НКА "Block IIR" способны хранить в памяти навигационные данные для 182 дней при работе в режиме, аналогичном "Block IIA", либо хранят данные полученные из сегмента управления, достаточные для формирования навигационного сообщения в течение 210 дней в режиме "Autonav".

Поскольку при функционировании системы в расширенном режиме не происходит обновление данных о состоянии ионосферы, не корректируются бортовые стандарты частоты и данные альманаха, точность позиционирования постепенно снижается. В течение краткосрочного интервала (около 14 дней) точность снижается медленно, и к концу этого периода достигает 425 м (SEP). Затем скорость падения точности возрастает, и к концу 180-дневного интервала погрешность позиционирования достигает 10 км (SEP).

Режим, в котором навигационные НКА формируют навигационное сообщение без ежесуточного обмена данными с комплексом управления, называется расширенным навигационным режимом (Extended Navigation Mode, ENM). На сохранность данных в бортовой памяти могут повлиять такие объективные причины, как жесткое ионизирующее излучение, перепады напряжения в бортовой сети, перепады температуры и т.п. В силу этих причин для НКА серии "Block II" не гарантируется достоверность передаваемых навигационных данных в течение всего 180-дневного срока, но гарантируется их достоверность в течение 14 дней для поддержания краткосрочной расширенной функциональности. При обнаружении сбоя в памяти НКА начинает передавать чередующиеся нули и единицы в словах 3-10, как это будет рассмотрено далее.

НКА серии "Block IIA" имеют более надежную память, сохранность данных в которой гарантируется на протяжении всего 180-дневного периода. Для серии "Block IIR" гарантируется сохранность содержимого памяти в течение 210 дней.

Несмотря на то, что содержимое бортовой памяти периодически изменяется в процессе загрузки, передача достоверных навигационных данных остается непрерывной. Это достигается применением буферной памяти, переключаемой синхронно с началом цикла передачи навигационного сообщения. Объем данных, передаваемых наземной станцией, может быть разным для разных НКА, с целью исправления ошибок в модулях бортовой памяти.

4.4.3. Структура навигационного сообщения ID2

Далее мы рассмотрим специфическую структуру данных, передаваемых в навигационном сообщении и именуемых ID2 (блок данных номер 2). Когда эти данные передаются в навигационном сообщении, им соответствует двоичная нотация 01. Блок данных ID1 в системе больше не используется.

Данные передаются по каналам *L*1 и *L*2 со скоростью 50 бит/с, одинаково для обоих каналов и независимо от применяемых псевдослучайных дальномерных кодов.

Рассматривая навигационное сообщение, будем использовать терминологию, принятую в [11], когда структурными единицами сообщения являются *страницы*, *кадры*, *подкадры* и *слова*. Это позволит нам соблюсти терминологическое единство с прочими зарубежными публикациями, описывающими функционирование GPS. Но не следует думать, что иерархия структурных единиц настолько проста и соответствует приведенному выше порядку.

Структура навигационного сообщения основана на базовом формате с длиной кадра 1500 бит, разбитого на 5 подкадров по 300 бит. В процессе передачи навигационного сообщения подкадры 4 и 5 подкоммутируются к различным источникам данных, образуя 25 уникальных комбинаций, тогда как подкадры с 1 по 3 имеют постоянные источники информации. Таким образом, для передачи законченного навигационного сообщения необходимо 25 полных кадров. В каждом из этих 25 кадров подкадры 4 и 5 имеют различное информационное наполнение, поэтому принято говорить, что они образуют *25 страниц (с номерами от 1 до 25)*. Иначе говоря, в данном случае страница не является старшей структурной величиной, а характеризует *способ передачи данных внутри подкадров*, когда некоторые подкадры в цикле навигационного сообщения повторяются, а некоторые несут в себе данные, разбитые на страницы.

Каждый подкадр содержит 10 слов по 30 бит, старший разряд каждого слова передается первым. Каждый подкадр и/или страница содержит слово телеметрии TLM и ключевое слово HOW, сгенерированные НКА. Первым передается слово TLM, непосредственно за ним следует HOW и восемь слов данных. Каждое слово содержит биты четности. Структура навигационного сообщения показана на рис. 4.14(1) – рис. 4.14(11).

Сокращения и условные обозначения, использованные в рис.4.14(1) – 4.14(11):

** зарезервировано для системного применения, кроме страницы 17, где используется для специального сообщения;

*** зарезервировано для будущего использования;

P – 6 битов четности

t – 2 неинформационных выравнивающих бита для вычисления четности;

C – резервные биты слова TLM;

Страницы 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 и 10 подкадра 4 имеют одинаковый формат со страницами с 1-й по 24-ю подкадра 5.

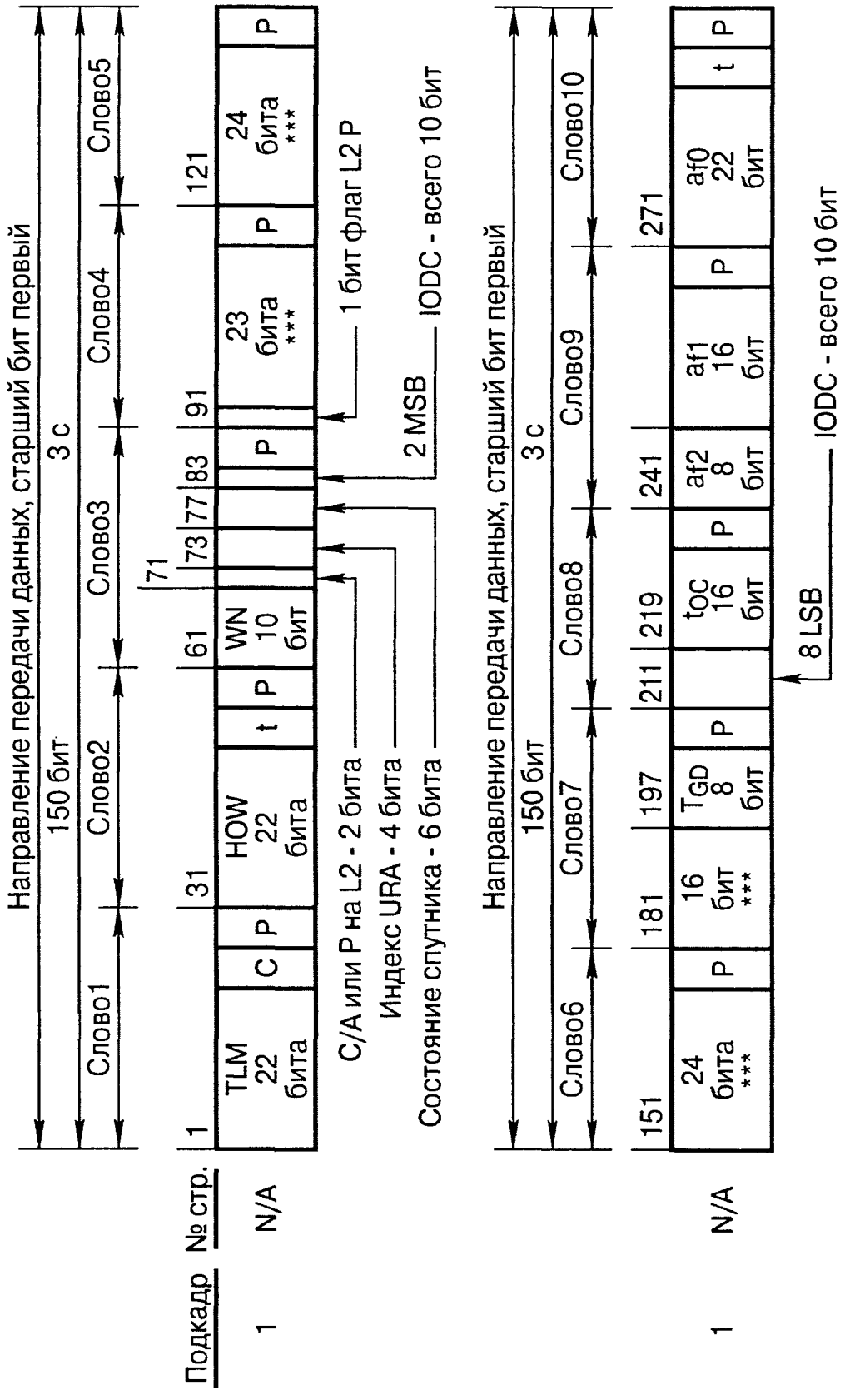

Рис. 4.14(1). Структура навигационного сообщения

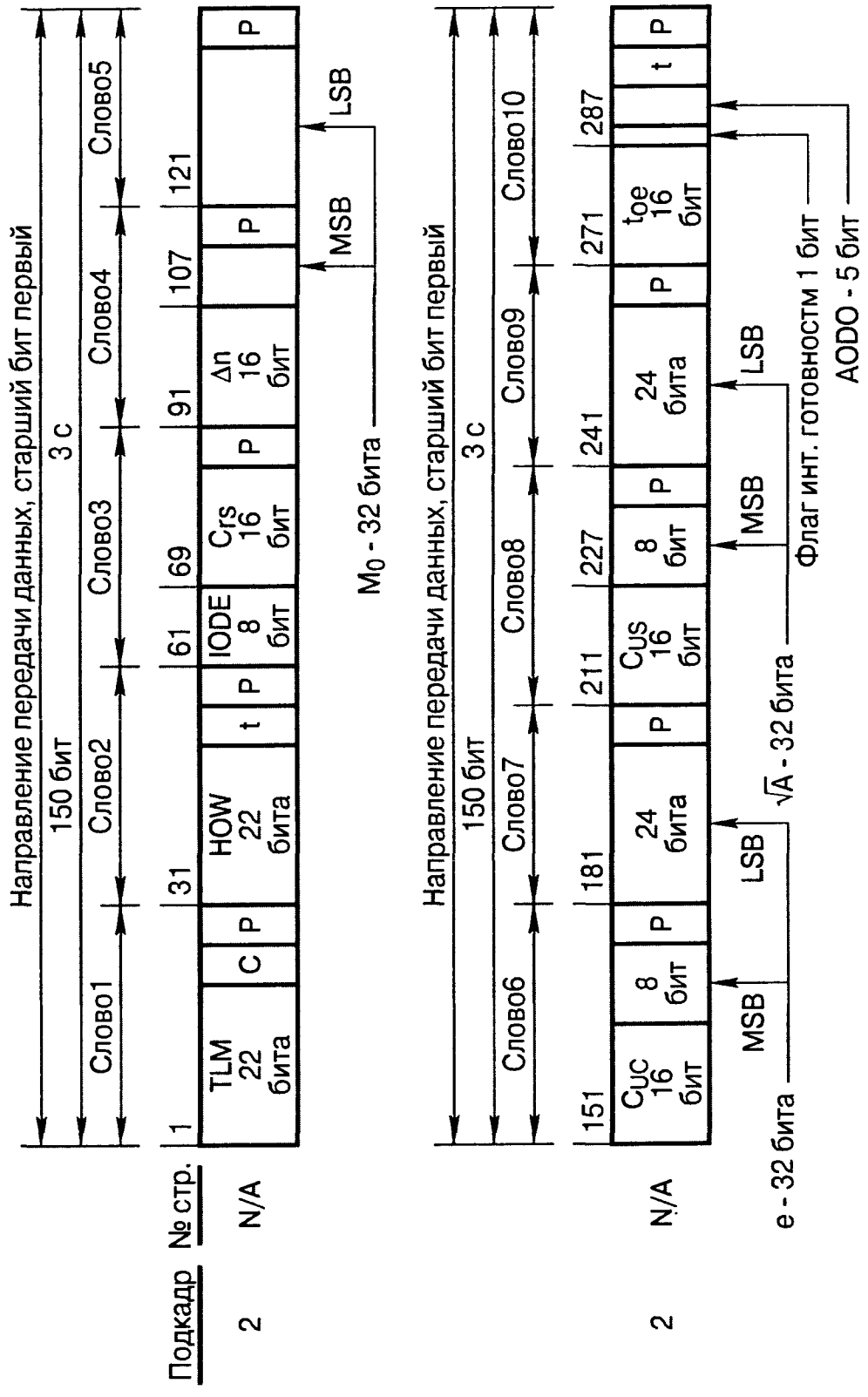

Рис. 4.14(2). Структура навигационного сообщения

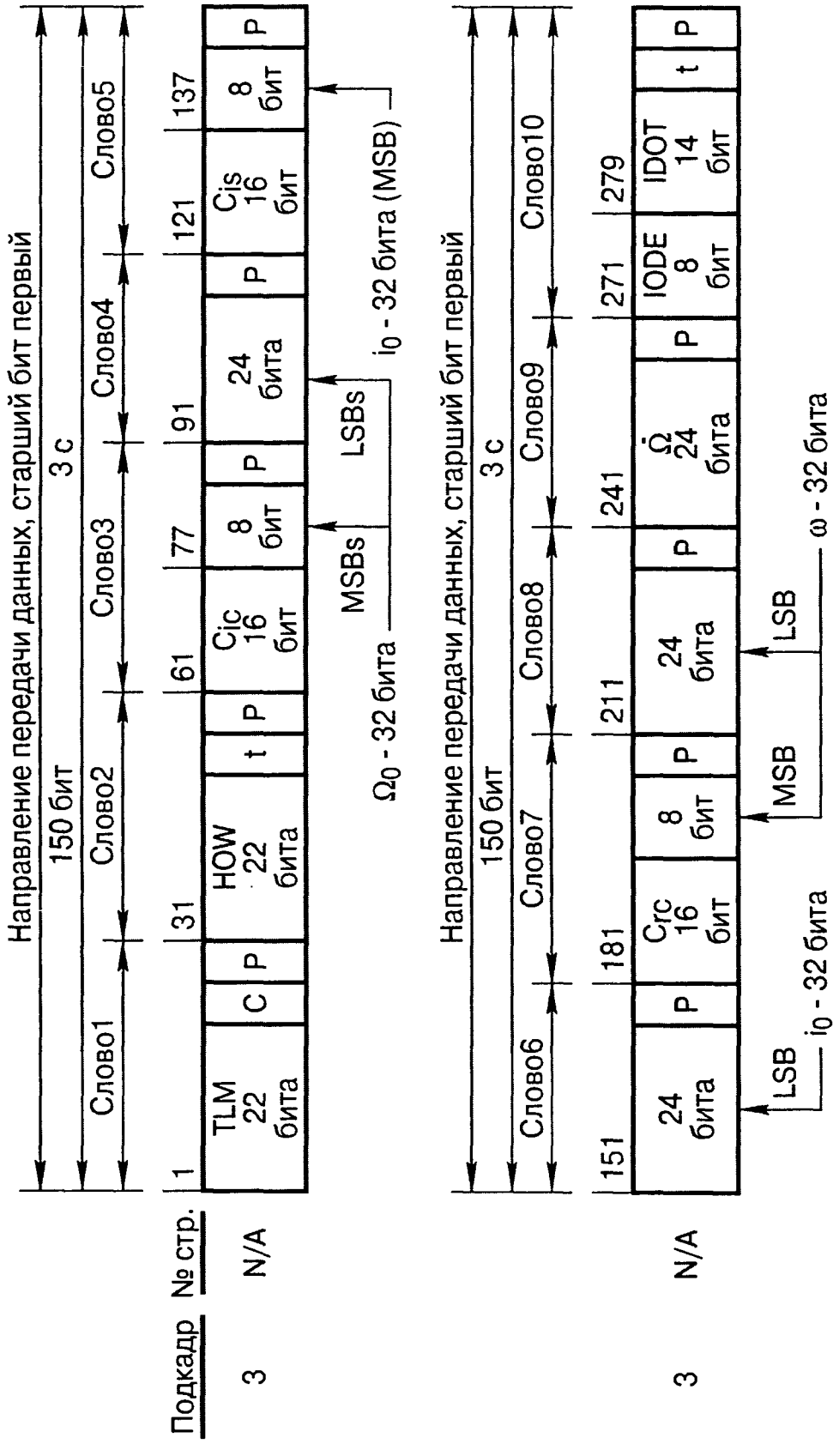

Рис. 4.14(3). Структура навигационного сообщения

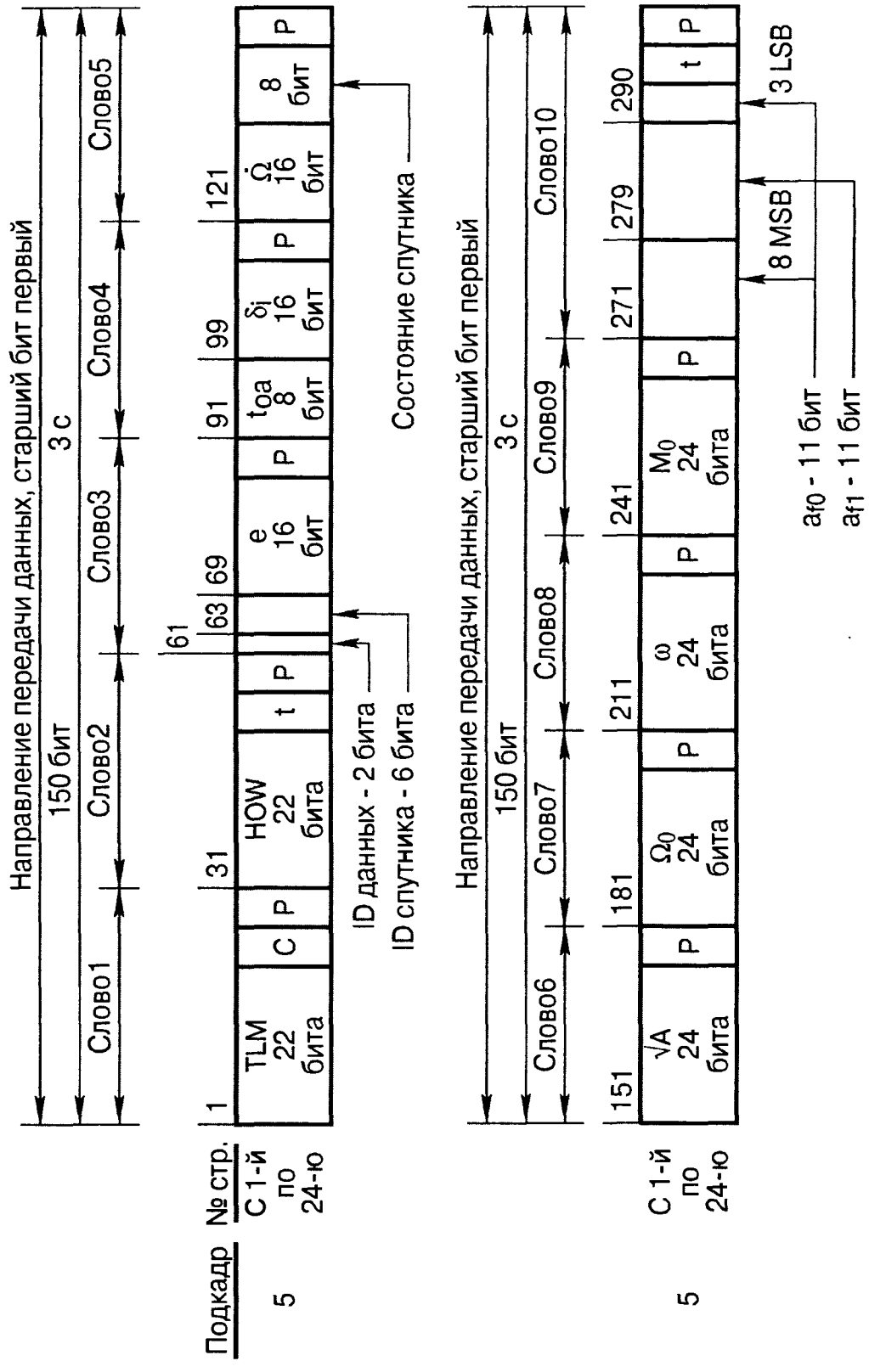

Рис. 4.14(4). Структура навигационного сообщения

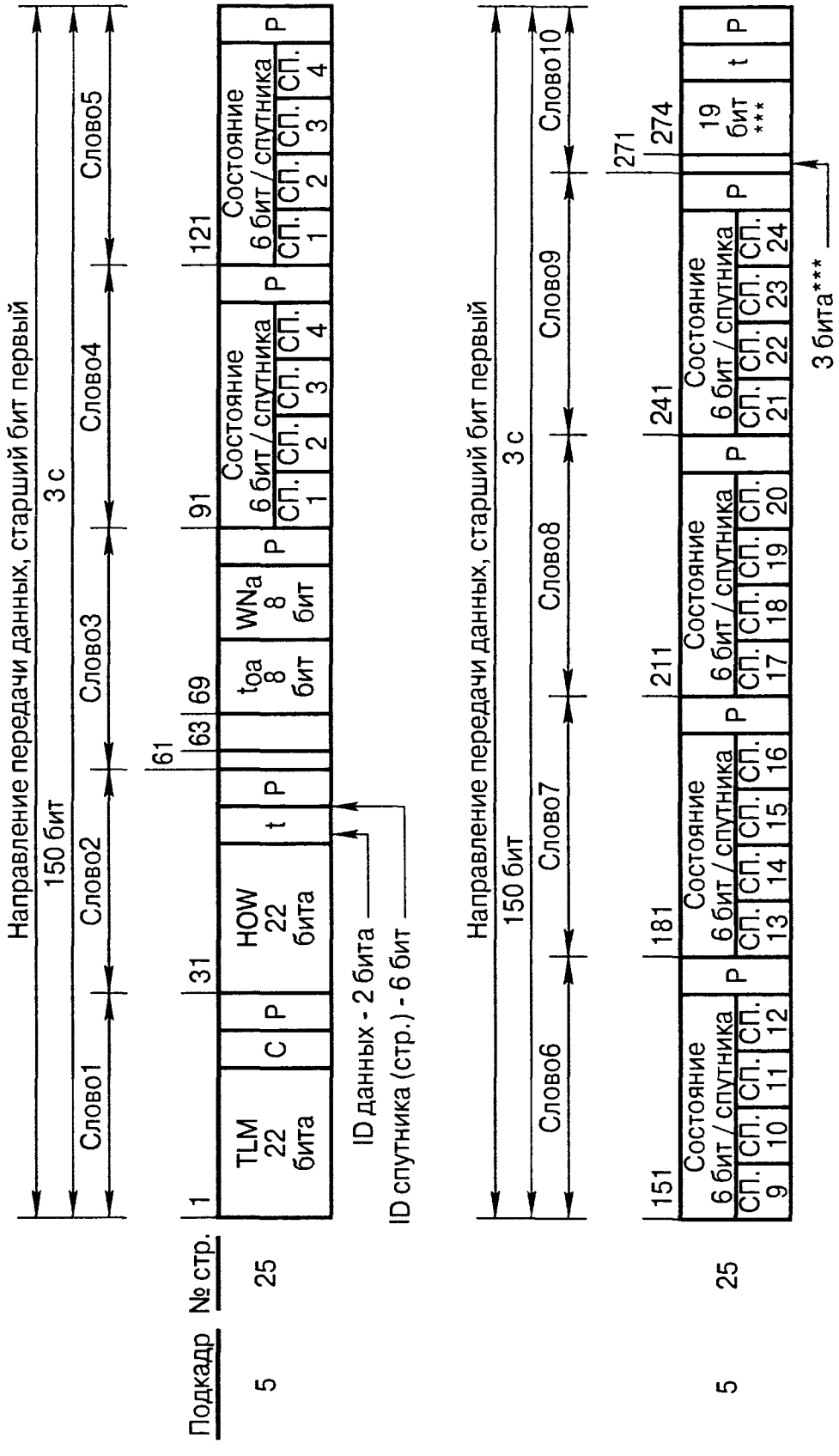

Рис. 4.14(5). Структура навигационного сообщения

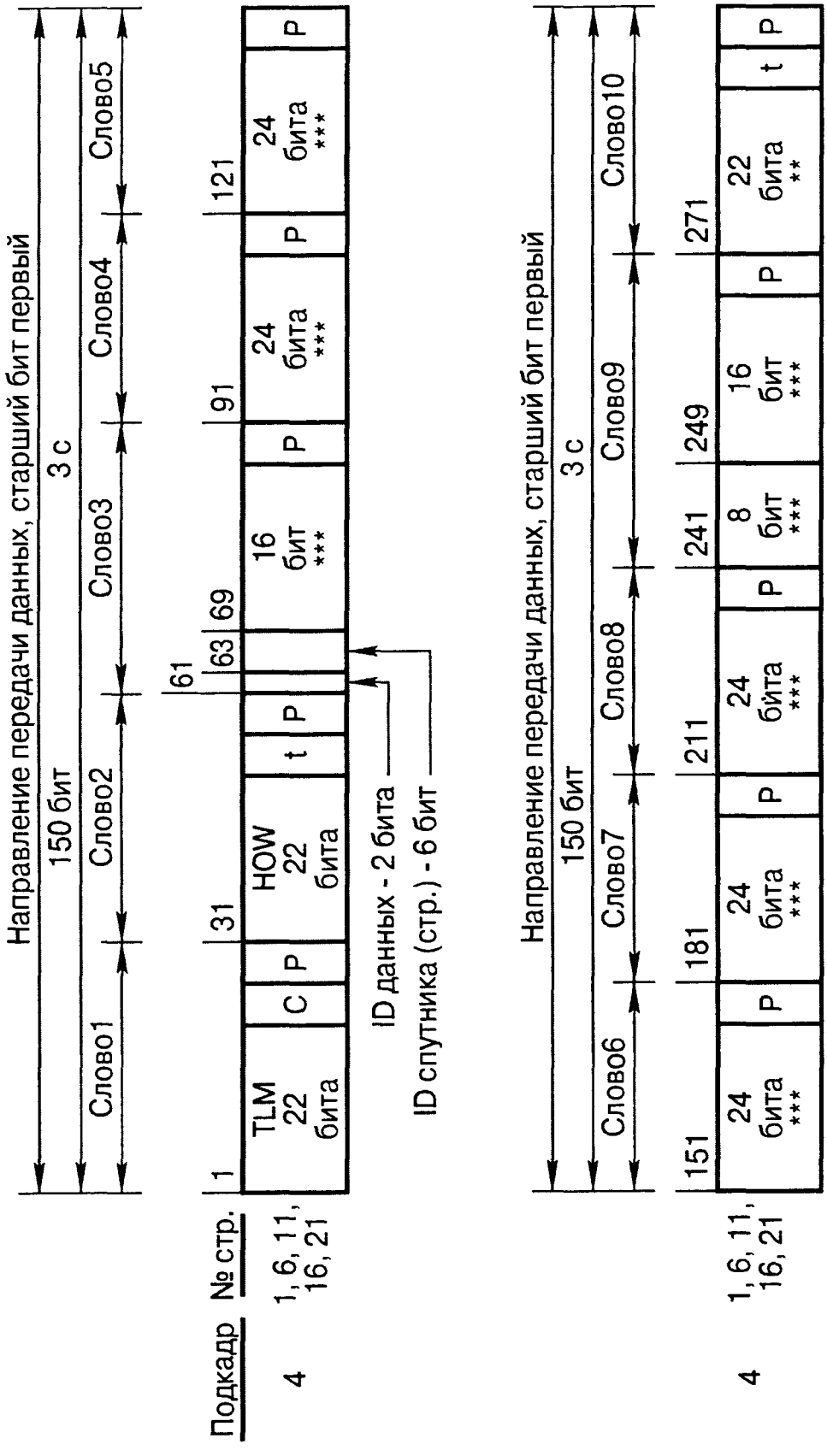

Рис. 4.14(6). Структура навигационного сообщения

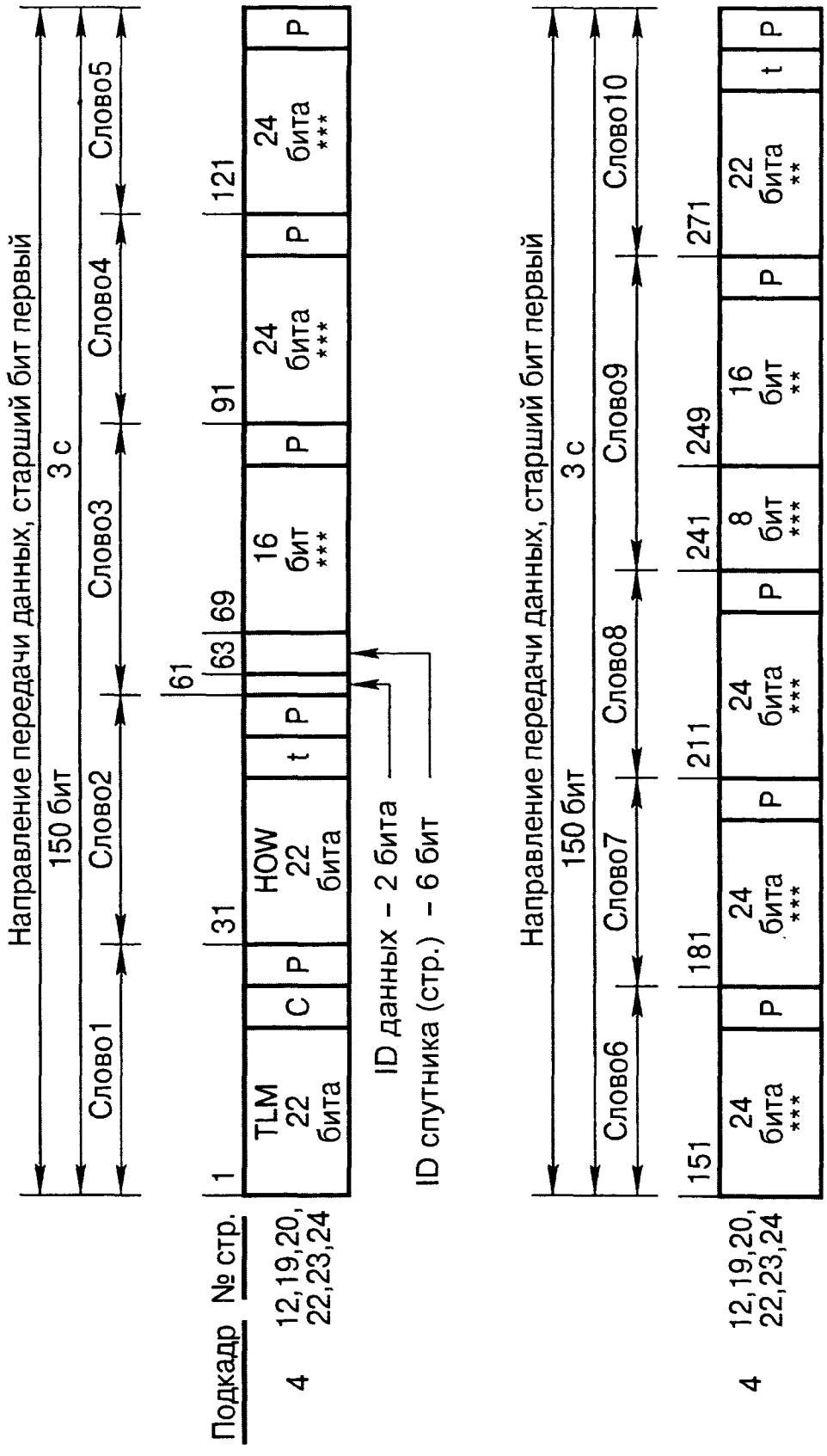

Рис. 4.14(7). Структура навигационного сообщения

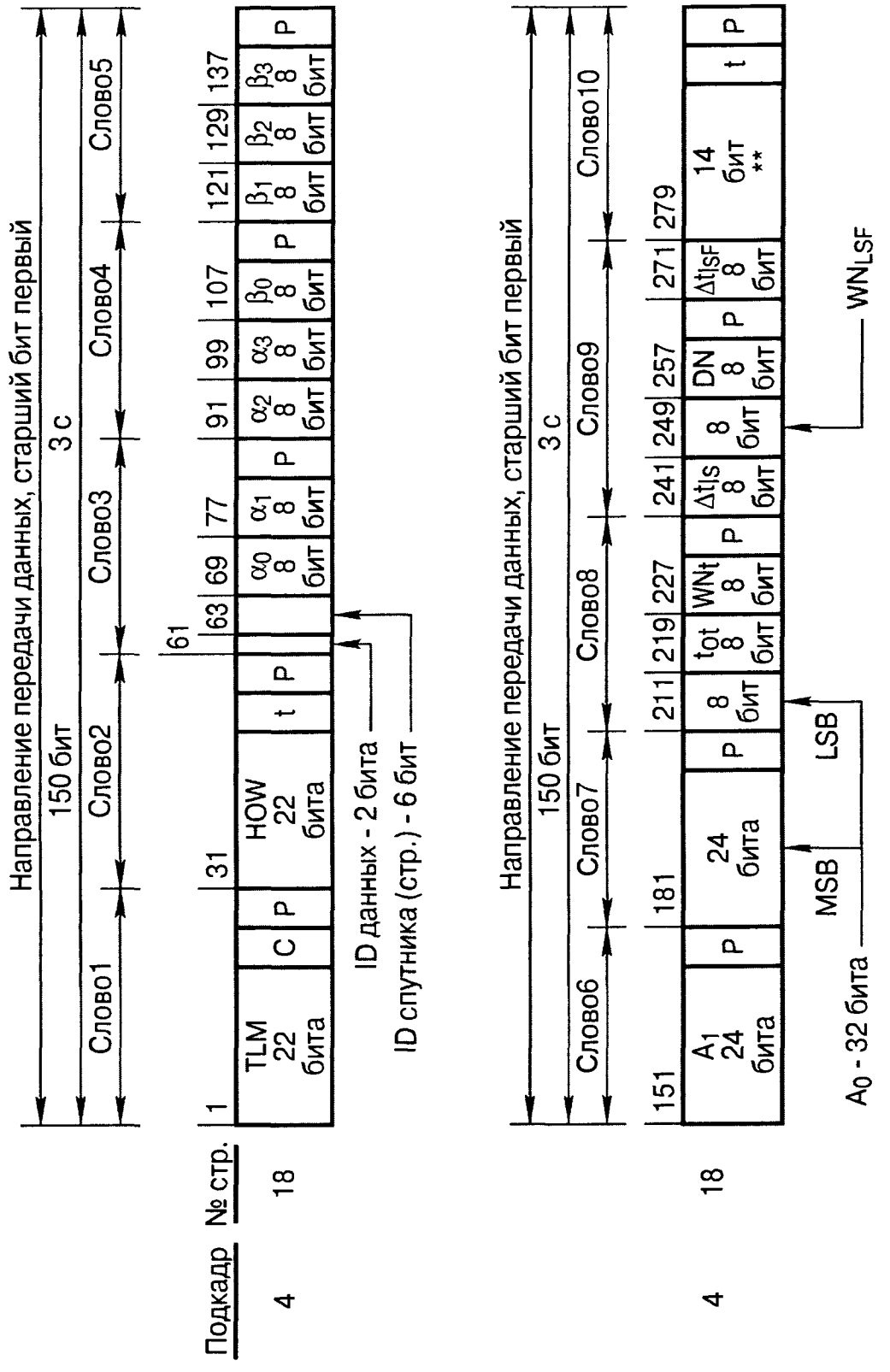

Рис. 4.14(8). Структура навигационного сообщения

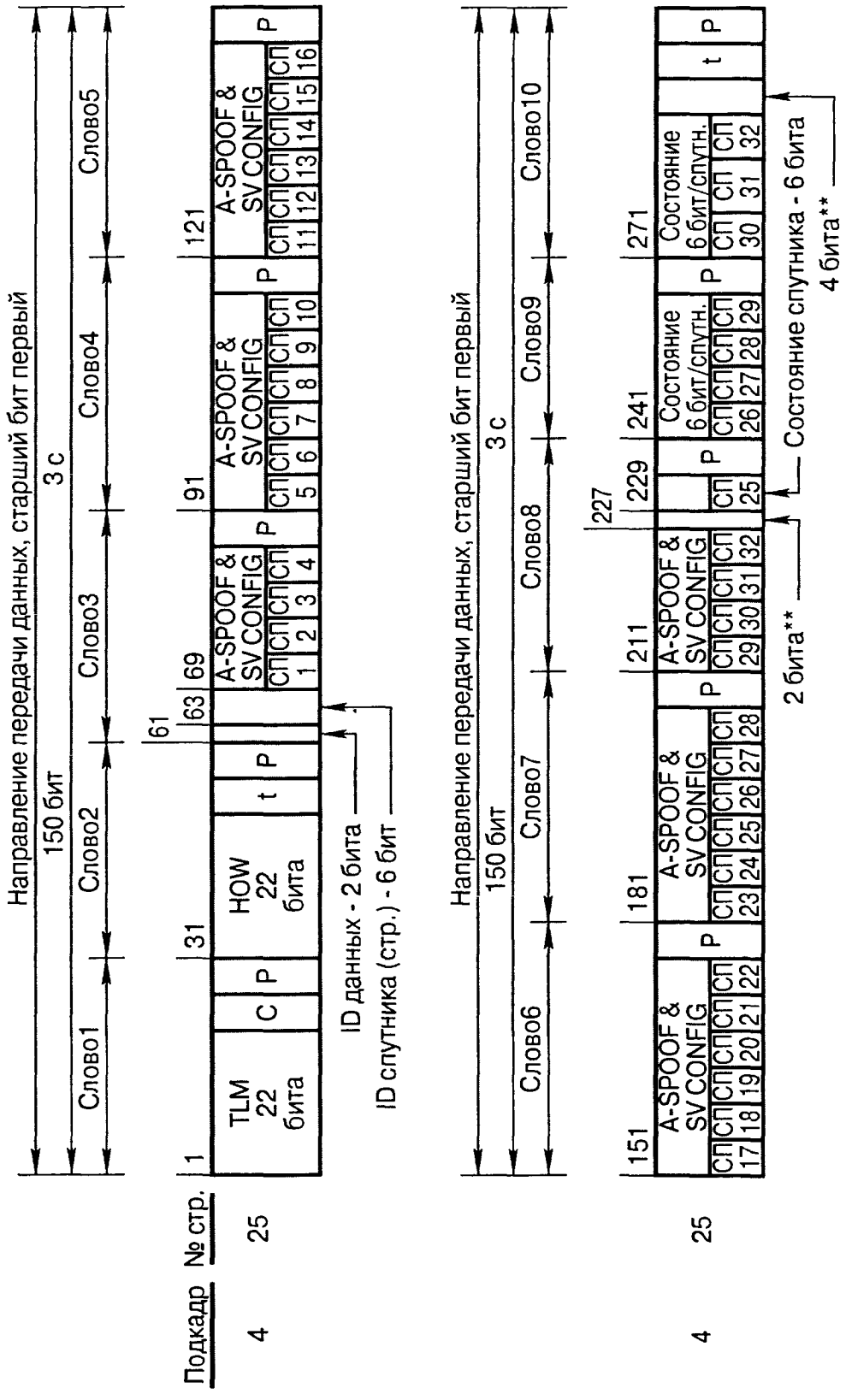

Рис. 4.14(9). Структура навигационного сообщения

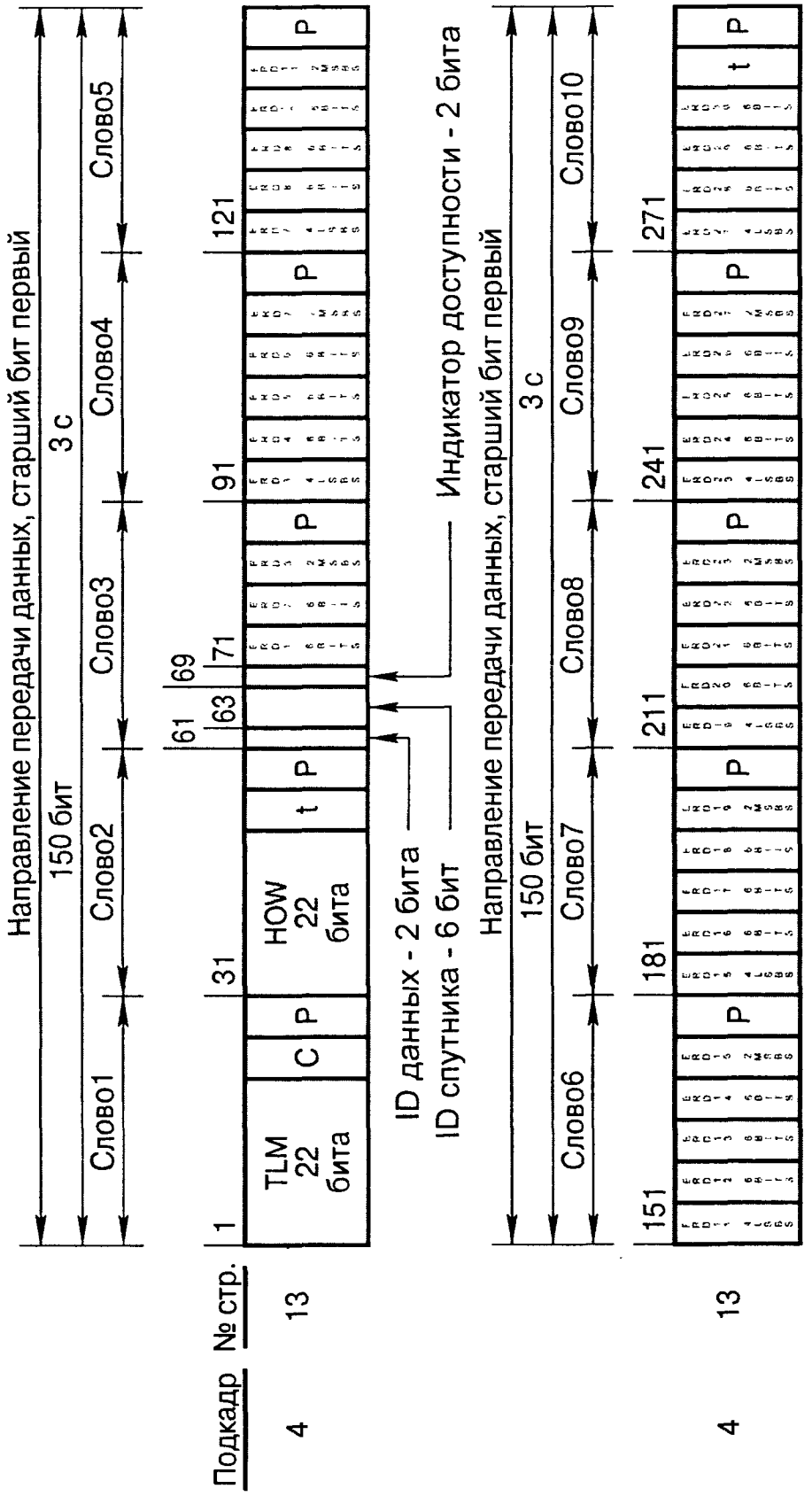

Рис. 4.14(10). Структура навигационного сообщения

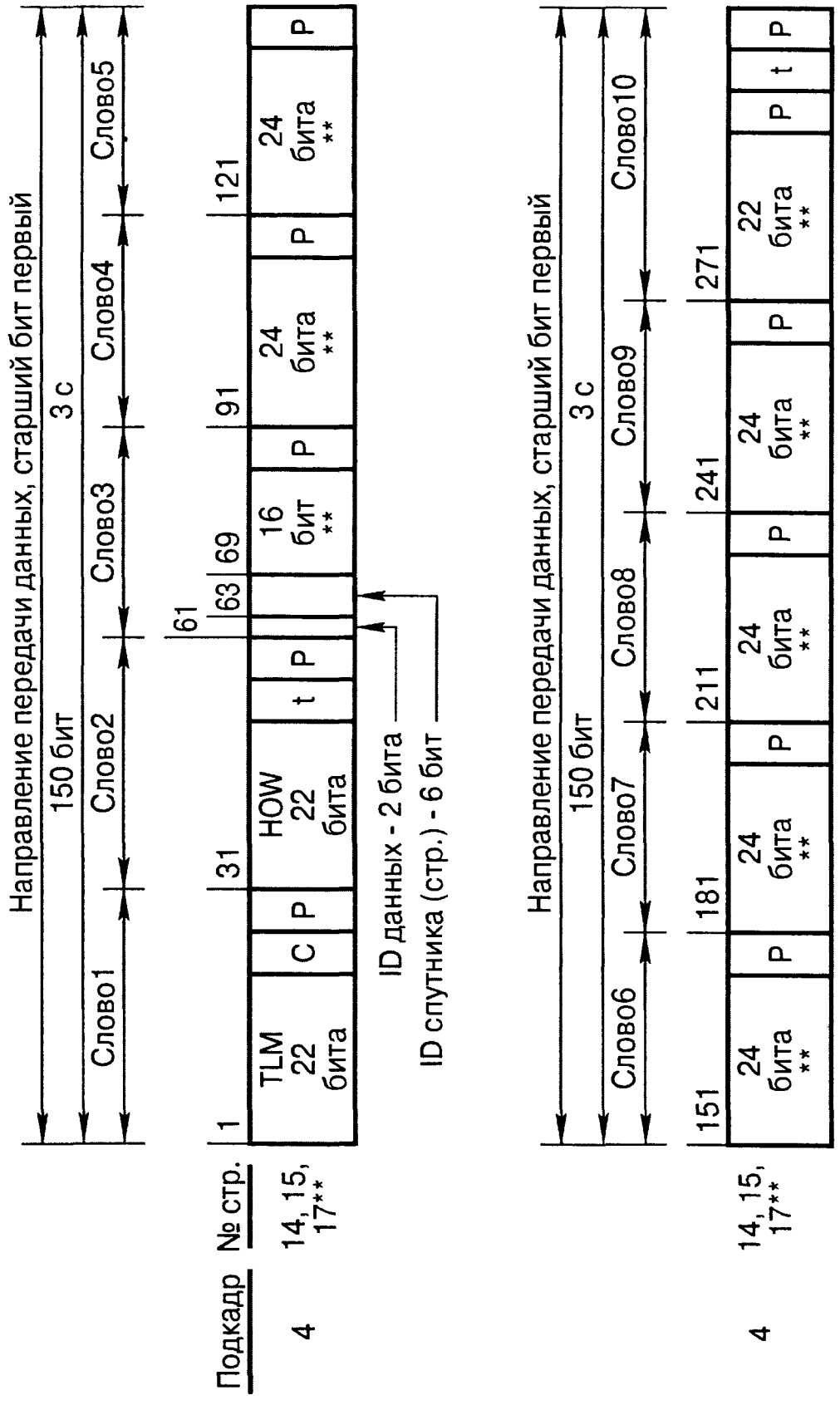

Рис. 4.14(11). Структура навигационного сообщения

Слово телеметрии (TLM). Слово телеметрии, длиной 30 разрядов, передается в кадре данных каждые 6 с и всегда является первым в каждом подкадре/странице. Формат слова TLM показан на рис. 4.15.

Старший разряд передается первым. Каждое слово TLM начинается преамбулой, за которой следует сообщение, два резервных разряда и шесть битов четности. Информация, которую несет сообщение, предназначена для авторизованных потребителей и наземных станций управления.

Ключевое слово захвата фазы кода (HOW). Слово HOW, длиной 30 разрядов, передается в кадре данных каждые 6 с непосредственно после слова TLM. Формат и содержание слова HOW показаны на рис. 4.15.

Старший разряд передается первым. Слово HOW начинается с 17-ти старших разрядов счетчика TOW, отсчитывающего время внутри текущей недели системы. В свою очередь, TOW содержит 19 младших разрядов 29-разрядного Z-отсчета (см. подпункт.4.4.2). Упомянутые 17 разрядов соответствуют TOW-отсчету количества эпох X1, прошедших до начала (передний фронт) последующего подкадра.

Разряд 18 является "аварийным" флагом. Если флаг установлен (разряд 18 = "1"), это сигнализирует неавторизованным потребителям, что реальная точность измерения дальности может быть хуже, чем указано в подкадре 1, и они могут использовать принятые данные только на свой риск. Интерфейс для авторизованного пользователя в этом случае описывается соответствующими закрытыми документами.

Разряд 19 является флагом включения антиспуфинга. Если разряд 19 = "1", это означает, что на *данном* НКА включен режим антиспуфинга.

Разряды 20, 21, и 22 несут номер подкадра, в котором передано слово HOW:

Подкадр	Двоичный номер
1	001
2	010
3	011
4	100
5	101

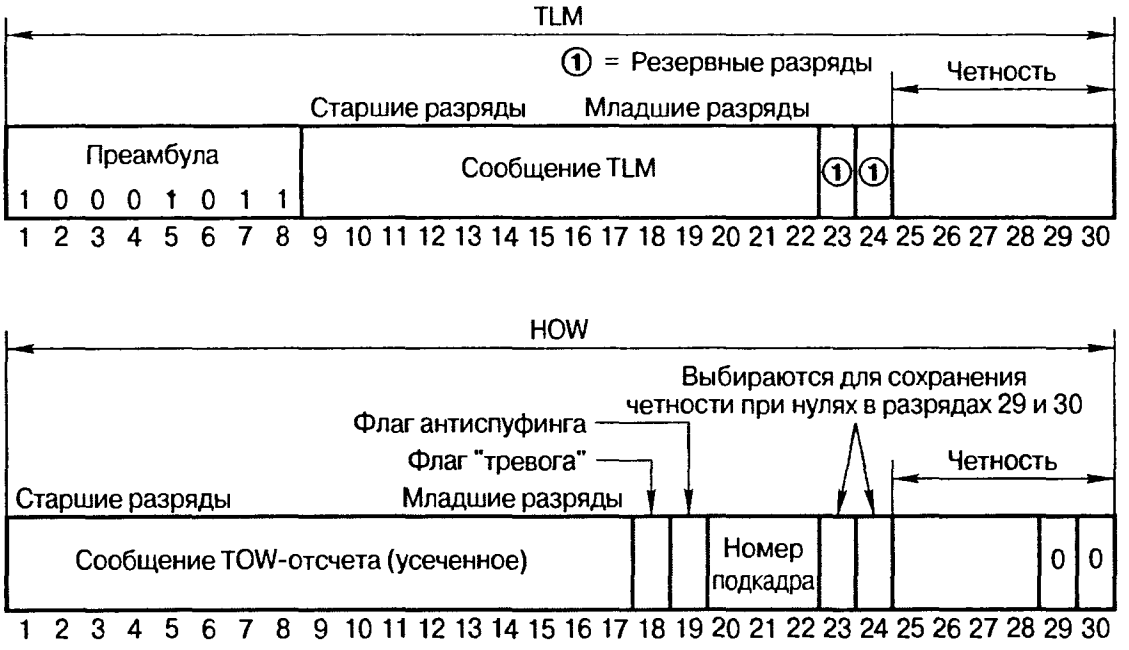

Рис. 4.15. Формат слов TLM и HOW

Далее мы рассмотрим содержание навигационного сообщения применительно к подкадрам.

4.4.4. Содержание навигационного сообщения в подкадрах

Подкадр 1. Первые два слова, TLM и HOW, рассмотрены выше. Слова с третьего по десятое содержат каждое по шесть контрольных разрядов четности. Контрольные разряды являются младшими. Дополнительно, разряды 23 и 24 слова 10 являются выравнивающими для правильного контроля четности. Остальные 190 разрядов содержат информацию о параметрах бортового источника времени и частоты и некоторые другие данные.

Параметры бортового источника времени описывают шкалу времени НКА в течение периода достоверности. Стандарт GPS требует, чтобы набор данных оставался достоверным на протяжении всего периода, пока они передаются со НКА плюс некоторое дополнительное время, пока не начнется передача новых данных.

Десять старших разрядов слова 3 соответствуют 10-ти старшим разрядам 29-разрядного Z-отсчета. Эти разряды соответствуют текущему номеру недели GPS в двоичном представлении по модулю 1024. Номер недели увеличивается при каждом переходе на новую недельную эпоху. Что касается НКА серии "Block II", то при работе в долгосрочном расширенном режиме, начиная примерно с 28-го дня

после последней загрузки данных, передаваемый номер недели может не соответствовать действительному номеру недели GPS, в силу смещения момента межнедельных переходов.

Разряды 11 и 12 третьего слова показывают, какой код (коды) передаются по каналу L2:

00 = резервная комбинация;
01 = код P включен;
10 = код C/A включен.

Разряды третьего слова с с 13 по 16 сообщают неавторизованным пользователям значение индекса URA НКА, излучающего сигнал. Индекс URA принимает целые значения в диапазоне от 0 до 15, которые соответствуют следующим значениям прогноза точности измерения псевдодальности потребителем:

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

*** Сообщение о прогнозе точности недоступно. Неавторизованные потребители могут использовать сигнал НКА на собственный риск.

Для каждого значения *N* индекса URA потребители могут вычислить номинальное значение *X* URA, пользуясь следующими соотношениями:

Если $N \leq 6$, $X = 2^{(1+N/2)}$

Если $6 \leq N < 15$, $X = 2^{(N-2)}$

$N = 15$ – Отсутствие данных о прогнозе точности.

Для значений N = 1, 3, 5 величина X должна быть приведена к значениям 2,8; 5,7 и 11,3 м соответственно.

Состояние навигационного НКА. В разрядах с 17 по 22 третьего слова описано техническое состояние НКА, излучающего сигнал. Старший разряд группы индицирует суммарное состояние, где

0 = все навигационные данные в норме;

1 = некоторые или все данные не в норме.

Пять младших разрядов группы отображают состояние отдельных компонентов сигнала. Следует иметь в виду, что состояние каждого конкретного НКА отображается относительно наличия потенциальных возможностей, заложенных при его создании. Таким образом, любой НКА, имеющий некоторое ограничение функциональности, тем не менее будет обозначаться, как исправный, если ограничение функциональности предусмотрено конструкцией, или он был сконфигурирован в некий ограниченный режим, являющийся нормальным с точки зрения потребителя.

Дополнительные данные о состоянии НКА передаются в подкадрах 4 и 5. Данные, передаваемые в подкадре 1, могут отличаться от данных в подкадре 4 и/или 5, так как их обновление происходит в разное время. Дело в том, что в первом подкадре указывается состояние *передающего* НКА, и признак его неисправности может быть сформирован бортовыми средствами самоконтроля. В подкадрах 4 и 5 указано состояние НКА системы по данным наземной станции, которая должна сначала установить явно или по косвенным признакам факт неисправности НКА, а затем загрузить его в бортовую память во время ближайшего сеанса связи.

В табл. 4.5 приведены двоичные комбинации упомянутых выше пяти младших разрядов, отображающие состояние отдельных компонентов сигнала. Такие же кодовые сочетания используются и в подкадрах 4 и 5, как будет описано далее.

Возраст данных шкалы времени и эфемерид (IODC и IODE). Разряды 23 и 24 третьего слова подкадра 1 являются старшими разрядами десятиразрядного слова IODC; разряды с первого по восьмой слова 8 содержат остальные, младшие разряды IODC.

Слово IODC показывает порядковый номер набора данных и, таким образом, предоставляет пользователю удобный способ обнаружения каких-либо изменений в корректирующих параметрах.

Таблица 4.5

Коды состояния отдельных компонентов сигнала

MSB LSB	Определение
00000	Все сигналы в норме
00001	Все сигналы слабые*
00010	Все сигналы отсутствуют
00011	Для всех сигналов отсутствует модуляция данными
00100	Сигнал *P* на линии *L*1 слабый
00101	Сигнал *P* на линии *L*1 отсутствует
00110	Нет модуляции данными сигнала *P* на линии *L*1
00111	Сигнал *P* на линии *L*2 слабый
01000	Сигнал *P* на линии *L*2 отсутствует
01001	Нет модуляции данными сигнала *P* на линии *L*2
01010	Сигнал *C* на линии *L*1 слабый
01011	Сигнал *C* на линии *L*1 отсутствует
01100	Нет модуляции данными сигнала С на линии *L*1
01101	Сигнал *C* на линии *L*2 слабый
01110	Сигнал *C* на линии *L*2 отсутствует
01111	Нет модуляции данными сигнала С на линии *L*2
10000	Сигнал *P* на линиях *L*1 и *L*2 слабый
10001	Сигнал *P* на линиях *L*1 и *L*2 отсутствует
10010	Нет модуляции данными сигнала Р на линиях *L*1 и *L*2
10011	Сигнал *C* на линиях *L*1 и L2 слабый
10100	Сигнал *C* на линиях *L*1и *L*2 отсутствует
10101	Нет модуляции данными сигнала *C* на линиях *L*1 и *L*2
10110	Сигнал линии *L*1 слабый*
10111	Сигнал линии *L*1 отсутствует
11000	Сигнал линии *L*1 не модулирован данными
11001	Сигнал линии *L*2 слабый*
11010	Сигнал линии *L*2 отсутствует
11011	Сигнал линии *L*2 не модулирован данными
11100	НКА *является* нерабочим (полностью непригоден)**
11101	НКА *может быть* нерабочим (ограниченно пригоден)**
11110	Резервная комбинация
11111	Для описания аномалии необходимо более одной комбинации (исключая случаи, отмеченные **)

* – снижение уровня выходной мощности бортового передатчика на величину от 3 до 6 дБ, превышение допустимого уровня фазовых шумов, нарушение позиционирования передающей антенны и т.д.

Иными словами, если с момента приема предыдущего набора данных значение IODC не изменилось, нет необходимости тратить время на прием и выделение корректирующих данных, а можно воспользоваться принятыми ранее и сохраненными в памяти приемника.

Слово IODE представляет собой восьмиразрядное число, совпадающее с восемью младшими разрядами слова IODC из этого же набора данных. При передаче значений IODC и IODE в различных наборах данных руководствуются следующими правилами:

а) передаваемое НКА значение IODC не должно повторяться на протяжении семи дней;

б) передаваемое НКА значение IODE не должно повторяться на протяжении шести часов.

Диапазон IODC показан в табл. 4.6. Под периодом в днях подразумевается срок, прошедший с момента последней выгрузки обновленных данных. Как уже было описано выше, при невозможности выгрузки новых данных, НКА из нормального режима переходит в режим автономной работы на срок до 182 дней, последовательно переходя сначала в режим краткосрочной, а затем долгосрочной навигации, меняя интервал передачи данных и соответствующее значение IODC.

Переход на новый набор данных происходит только по границе часа, исключая первый набор данных новой выгрузки. Поскольку выгрузка новой информации с наземной станции может произойти в произвольное время, а передача нового набора данных начинается немедленно после выгрузки, то первый набор данных в навигационном сообщении может передаваться меньше часа.

Переход на 4-часовые наборы и последующие переходы 4-часового периода всегда происходят кратно 4 часам от момента начала недели. Переход с 4-часовых наборов на 6-часовые происходит кратно 12 часам с момента начала недели. Переход с 12-часовых наборов на 24-часовые происходит в моменты, кратные 24 ч с начала недели. Переход с наборов, передаваемых с интервалом в 24 ч, далее происходит в моменты, кратные 24 часам с начала недели.

Начало интервала передачи для каждого набора данных связано с интервалом допуска набора данных. Каждый набор данных считается действительным в течение интервала допуска. В нормальном режиме наборы данных подкадров 1, 2 и 3 передаются с периодом в два часа, соответствующий интервал допуска равняется четырем часам. НКА серии "Block IIR" имеют отличие, состоящее в том, что в нормальном режиме подкадры 1, 2 и 3 передаются с интервалом в один час, но интервал допуска также составляет четыре часа.

Таблица 4.6

Значения IODC и длина наборов данных

Период, дней	Интервал передачи[5]	Интервал пригодности[6], ч	Диапазон значений IODC[1]
1	2[4]	4	прим.[2]
2–14	4	6	прим.[2]
15–16	6	8	240–247
17–20	12	14	248—255, 496[3]
21–27	24	26	497—503
28–41	48	50	504—510
42–59	72	74	511, 752–756
60–87	96	98	757–763
88–122	120	122	764–767, 1008–1010
123–182	144	146	1011–1020

[1] Для интервалов передачи 6 ч и более, указанные значения IODC передаются в порядке возрастания

[2] Значения IODC для блоков с 2- или 4-часовым интервалом передачи (как минимум, для первых 14 дней после выгрузки) могут быть любыми числами в диапазоне от 0 до 1023, исключая те значения IODC, которые совпадают со значениями IODE в диапазоне 240–255, как указано в тексте выше.

[3] Девятый 12-часовой набор данных может не передаваться.

[4] Некоторые НКА могут иметь 1-часовой интервал передачи.

[5] Первый набор данных в новой загрузке может иметь усеченное время передачи, следовательно, интервал передачи может оказаться меньше, чем указано.

[6] Каждый набор данных считается действительным в течение интервала пригодности.

Флаг данных для Р-кода на линии *L2*. Если разряд 1 четвертого слова установлен в "1", это говорит о том, что поток навигационных данных в составе Р-кода на линии *L2 отключен*.

Коррекция бортовой частоты. Разряды с 9-го по 24-й восьмого слова, разряды с 1-го по 24-й девятого слова и разряды с 1-го по 22-й десятого слова содержат параметры, необходимые пользователю для коррекции принимаемого значения частоты НКА (параметры t_{oe}, a_{f2}, a_{f1}, a_{f0}). Далее мы рассмотрим соответствующий алго-

ритм вычислений в приемнике потребителя, использующий эти параметры.

Приведенный ниже полином дает потребителю возможность определить действующий фазовый сдвиг псевдослучайного кода относительно фазового центра антенны (Δt_{sv}) через взаимосвязь системного времени GPS (t) и времени передачи данных. Коэффициенты, передаваемые в подкадре 1, описывают сдвиг, существующий для двухчастотных потребителей на интервале времени, когда передаются эти параметры. Эта предполагаемая коррекция вычисляется на основании детерминистической ошибки опорной частоты НКА, характеристик смещения частоты, дрейфа частоты, а также с учетом физических характеристик конкретного НКА, влияющих на смещение значения групповой задержки. Поскольку эти коэффициенты не включают в себя коррекцию релятивистских эффектов, приемник потребителя должен вычислить параметры релятивистской коррекции. Таким образом, вычисление сдвига, показанное далее, требует реализации этой функции.

Потребитель должен скорректировать время (в секундах), принимаемое со НКА в соответствии с равенством:

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

где t – системное время GPS, с; t_{sv} – действующее фазовое время псевдослучайного кода на время распространения навигационного сообщения, с; Δt_{sv} – сдвиг фазы псевдослучайного кода во времени, с.

В свою очередь, Δt_{sv} вычисляется, как

$$\Delta t_{sv} = a_{f0} + a_{f1}(t - t_{oe}) + (t - t_{oe}) + \Delta t_r ,$$

где a_{f0}, a_{f1}, a_{f2} – полиномиальные коэффициенты, переданные в подкадре 1; t_{oe} – относительное время (передачи данных), с; Δt_r – релятивистская поправка, с, рассчитываемая, как

$$\Delta t_r = Fe(A)^{1/2} \sin E_k .$$

Орбитальные параметры (e, A, E_k) передаются в подкадрах 2 и 3 и описаны в соответствующем разделе, F определяется как константа со значением

$$F = \frac{-2\mu^{1/2}}{c^2} = -4.442807633 \cdot 10^{-10} \text{ с/м}^{1/2},$$

где $\mu = 3{,}986005 * 10^{14}$ м^3/с^2 – значение всемирного гравитационного потенциала Земли; с = $2{,}99792458 \cdot 10^8$ м/с – скорость света.

Поскольку коэффициенты a_{f0}, a_{f1} и a_{f2} генерируются на основании системного времени GPS, разность между t и t_{sv} пренебрежимо мала и позволяет потребителю в равенстве (2) аппроксимировать t при помощи t_{sv}. Значение t должно отсчитываться от начала или конца недели в момент межнедельного перехода. Если величина $t - t_{oe}$ больше, чем 302400 с, из t вычитают 604800 с. Если величина $t - t_{oe}$ меньше, чем –302400 с, к t прибавляют 604800 с.

Сегмент управления использует следующее альтернативное, но эквивалентное по результату выражение для релятивистского эффекта, когда определяет параметры навигациолнного сообщения:

$$\Delta t_r = -\frac{2\mathbf{R}\cdot\mathbf{V}}{c^2},$$

где **R** – мгновенный вектор положения НКА; **V** – мгновенный вектор скорости НКА; c – скорость света.

В данном случае не имеет значения, выражены ли векторы **R** и **V** в геоцентрической инерциальной или геоцентрической подвижной системе координат.

Предполагаемая разность групповой задержки. Разряды с 17 по 24 седьмого слова содержат корректирующее значение для предполагаемой разности групповой задержки $L1$ – $L2$, параметр T_{GD}. Этот параметр предназначен для повышения точности позиционирования потребителями, использующими только канал $L1$ или только канал $L2$. Параметр T_{GD} содержит предполагаемое значение разности групповых задержек, изначально вычисляемое на контрольной станции на основании измерений, производимых изготовителем НКА в процессе производства. Это значение индивидуальное для каждого НКА и впоследствии может быть обновлено для отражения действительной разности групповой задержки во время нахождения НКА на орбите. Данный корректирующий параметр в полной мере может быть использован только потребителями, использующими обе частоты. Это обусловлено тем, что двухчастотные приемники могут применять это параметр для повышения точности вычисления ионосферной коррекции, устраняя влияние аппаратной составляющей.

Таким образом, потребители, использующие только частоту $L1$, преобразуют сдвиг фазы кода в соответствии с равенством

$$(\Delta t_{sv})_{L1} = \Delta t_{sv} - T_{GD},$$

где T_{GD} извлекается потребителем из данных подкадра 1. Для по-

требителей, использующих только частоту $L2$, соответствующее равенство имеет вид

$$(\Delta t_{sv})_{L1} = \Delta t_{sv} - \gamma T_{GD},$$

где, подразумевая под f_{L1} и f_{L2} центральные частоты каналов $L1$ и $L2$ соответственно,

$$\gamma = (f_{L1}/ f_{L2})^2 = (1575{,}42/1227{,}6)^2 = (77/60)^2.$$

Значение T_{GD} не равно собственно разности групповой задержки, но равно разности задержки, умноженной на $1/(1 - \gamma)$. Следовательно,

$$T_{GD} = \frac{1}{1-\gamma}(t_{L1} - t_{L2}),$$

где t_{L1} и t_{L2} – время GPS, передаваемое со НКА по каналам $L1$ и $L2$ соответственно.

Физический смысл приведенных соотношений дополнительно можно истолковать так: разность t_{L1} и t_{L2} представляет собой смещение относительно друг друга шкал системного времени GPS, принимаемых потребителем по каналам $L1$ и $L2$, возникающее из-за неодинаковой групповой задержки сигналов в бортовой аппаратуре, а γ – выравнивающий коэффициент, пропорциональный квадрату отношения периодов колебаний несущих частот.

Ионосферная коррекция. Двухчастотные потребители могут корректировать групповую задержку, возникающую вследствие ионосферных эффектов, применяя следующее соотношение:

$$PR = \frac{PR_2 - \gamma PR_1}{1-\gamma},$$

где PR – псевдодальность, скорректированная с учетом ионосферных эффектов; PR_1, PR_2 – псевдодальности, измеренные по каналам $L1$ и $L2$ соответственно; γ – определено выше.

В табл 4.7 сведено описание параметров подкадра 1, где указан масштабный коэффициент (вес младшего разряда), количество разрядов и диапазон значений.

Подкадры 2 и 3. Рассмотрим данные, передаваемые в словах с третьего по десятое подкадров 2 и 3, применительно к данным, необходимым штатному потребителю. Каждое из слов содержит по шесть битов четности в младших разрядах, кроме того, в десятом слове каждого подкадра разряды 23 и 24 используются как выравнивающие, для вычисления четности.

Таблица 4.7

Параметры подкадра 1

Параметр	Разрядность **	Цена младшего разряда	Диапазон значений***	Единицы измерения
Код на L2	2	1	–	двоичное
Номер недели	10	1	–	неделя
Р-код на L2	1	1	–	двоичное
Точность	4		–	см. текст
Состояние	6	1	–	двоичное
T_{GD}	8*	2^{-31}	–	секунды
IODC	10		–	см. текст
t_{oe}	16	2^{4}	604 784	секунды
a_{f2}	8*	2^{-55}	–	с/с^2
a_{f1}	16*	2^{-43}	–	с/с
a_{f0}	22*	2^{-31}	–	секунды

* Параметр со знаком (+ или –); знаковым разрядом является старший бит.

** Расположение в подкадре показано на рис.4.14(1) – 4.14(11).

*** Если значение не указано в столбце, эффективный диапазон определяется количеством разрядов и масштабным коэффициентом младшего разряда.

Разряды с 288 по 292 подкадра 2 содержат возраст данных (AODO), задаваемый для корректирующей таблицы навигационного сообщения (NMCT), содержащейся в подкадре 4. Остальные 375 разрядов подкадров 2 и 3 содержат эфемериды для передающего НКА.

В табл. 4.8 даны определения орбитальных параметров с использованием терминов описания классической Кеплеровской орбиты, однако, переданные потребителю значения параметров таковы, что наилучшим образом описывают положение НКА на наблюдаемом отрезке орбиты в геоцентрической фиксированной системе координат. Потребитель не должен преобразовывать промежуточные значения координат применительно к другим системам.

Параметр IODE позволяет потребителям определять, внесены ли какие-либо изменения в эфемеридную информацию со времени приема предыдущих данных.

Таблица 4.8

Определения значений эфемерид

M_0	Средняя аномалия за заданный период времени
Δn	Средняя динамическая разность с расчетными значениями
e	Эксцентриситет
$(a)^{1/2}$	Квадратный корень из большой полуоси
Ω_0	Долгота восходящего узла в орбитальной плоскости (недельная эпоха)
i_0	Наклонение орбиты в заданный период времени
ω	Аргумент (угол) перигея
$\dot{\Omega}$	Скорость прямого восхождения
$\dot{i}$	Коэффициент наклонения орбиты
C_{uc}	Амплитуда косинусоидального гармонического поправочного члена к аргументу широты
C_{us}	Амплитуда синусоидального гармонического поправочного члена к аргументу широты
C_{rc}	Амплитуда косинусоидального гармонического поправочного члена к радиусу орбиты
C_{rs}	Амплитуда синусоидального гармонического поправочного члена к радиусу орбиты
C_{ic}	Амплитуда косинусоидального гармонического поправочного члена к углу наклонения
C_{is}	Амплитуда синусоидального гармонического поправочного члена к углу наклонения
t_{oe}	Начальный момент времени эфемерид
IODE	Возраст данных (эфемериды)

Параметр IODE передается в обоих подкадрах 2 и 3 для сравнения с восемью младшими разрядами параметра IODC из подкадра 1. Если все три значения этого параметра не равны между собой, значит, произошла смена набора данных и приемник потребителя должен накопить в своей памяти новые данные.

Любое изменение в данных подкадров 2 и 3 приведет к одинаковым изменениям в обоих словах IODE. Контрольный сегмент гарантирует, что значение t_{oe} для первого блока данных, переданного

НКА после обновления бортовой информации, будет отличаться от последнего значения, переданного перед переключением на новый набор данных.

Флаг интервала пригодности, находящийся в подкадре 2, показывает, базируются ли эфемериды на четырехчасовом интервале, или интервал больше четырех часов.

Слово AODO из второго подкадра дает возможность потребителю определить время валидности для данных таблицы коррекции навигационного сообщения NMCT, находящейся в подкадре 4 набора данных передающего НКА. Это слово не является эфемеридным параметром и представляет собой пятиразрядный беззнаковый параметр с ценой младшего разряда 900, диапазоном от 0 до 31 и размерностью в секундах.

Потребители, желающие воспользоваться данными NMCT, передаваемыми в странице 13 подкадра 4, сначала должны проверить значение AODO. Если значение AODO = 27900 с (т.е. двоичное 11111), то таблица NMCT передающего НКА недействительна и не должна использоваться. Если же AODO < 27900 с, то потребитель вычисляет время валидности NMCT(t_{nmct}), используя эфемеридный параметр t_{oe} и условие AODO из текущего подкадра 2, как показано ниже:

$$O = t_{oe} \text{ [mod 7200]}$$

если $O = 0$, то $t_{nmct} = t_{oe} - AODO$;
если $O > 0$, то $t_{nmct} = t_{oe} - O + 7200 - AODO$,

при этом

если $t - t_{nmct} > 302400$, то $t_{nmct} = t_{nmct} + 604800$;
если $t - t_{nmct} < -302400$, то $t_{nmct} = t_{nmct} - 604800$.

Разные НКА передают NMCT с разным значением t_{nmct}, и наилучший результат достигается применением NMCT с последним (наибольшим) t_{nmct}. Следовательно, потребители должны вычислять и проверять значения t_{nmct} для всех видимых и доступных НКА с целью найти и использовать NMCT с последним t_{nmct}. Если два или более НКА передают одинаковые значения t_{nmct}, то может быть использована таблица NMCT с любого из НКА, однако значение оценки девиации дальности (ERD), передаваемое выбранным НКА, для остальных НКА с тем же t_{nmct} должно быть установлено в ноль, если они используются для позиционирования. Следует учитывать, что ожидаемая точность позиционирования не будет достигнута,

если данные из двух разных таблиц NMCT применяются одновременно или данные от конкретного НКА применяются к подгруппе НКА, используемых для решения навигационной задачи.

Передача информации NMCT поддерживается НКА серии "Block IIR" только при работе в режиме, аналогичном "Block IIA", включая режим тестирования системы Autonav.

В табл. 4.9 сведено описание параметров подкадров 2 и 3, где указан масштабный коэффициент (цена младшего разряда), количество разрядов и диапазон значений.

Таблица 4.9

Параметры подкадров 2 и 3

Параметр	Разрядность **	Цена младшего разряда	Диапазон значений***	Единицы измерения
IODE	8	–	–	см. текст
C_{rs}	16*	2^{-5}	–	метры
Δn	16*	2^{-43}	–	полукруг/с
M_0	32*	2^{-31}	–	полукруг
C_{uc}	16*	2^{-29}	–	радианы
e	32	2^{-33}	0,03	безразмерная
C_{us}	16*	2^{-29}	–	радианы
$(A)^{1/2}$	32	2^{-19}	–	$(\text{метры})^{1/2}$
t_{oe}	16	2^{4}	604784	секунды
C_{ic}	16*	2^{-29}	–	радианы
Ω_0	32*	2^{-31}	–	полукруг
C_{is}	16*	2^{-29}	–	радианы
i_0	32*	2^{-31}	–	полукруг
C_{rc}	16*	2^{-5}	–	метры
ω	32*	2^{-31}	–	полукруг
$\dot{\Omega}$	24*	2^{-43}	–	полукруг/с
$\dot{i}$	14*	2^{-43}	–	полукруг/с

* Параметр со знаком (+ или –); знаковым разрядом является старший бит.

** Расположение в подкадре показано на рис. 4.14(1) – 4.14(11).

*** Если значение не указано в столбце, эффективный диапазон определяется количеством разрядов и масштабным коэффициентом младшего разряда.

Элементы координатных систем представлены в табл. 4.10.

Таблица 4.10.

Элементы координатных систем

$\mu = 3{,}986005 \times 10^{14}$ м^3/с^2	Геодезическая константа гравитационного поля Земли с учетом атмосферы
$\dot{\Omega}_e = 7{,}2921151467 \times 10^{-5}$ рад/с	Угловая скорость вращения Земли
a	Большая полуось эллипса орбиты
$n_0 = \sqrt{\dfrac{\mu}{a^3}}$	Среднее движение (средняя угловая скорость)
$t_k = t - t_{oe}^*$	Относительное время эфемеридной эпохи
$n = n_0 + \Delta n$	Уточненное среднее движение
$M_k = M_0 + nt_k$	Средняя аномалия
$M_k = E_k - e \sin E_k$	Равенство Кеплера для эксцентрической аномалии
$\nu_k = \dfrac{1}{\tan\left(\dfrac{\sin\nu_k}{\cos\nu_k}\right)} = \dfrac{1}{\tan\left\{\dfrac{\sqrt{1-e^2\sin E_k/(1-e\cos E_k)}}{(\cos E_k - e)/(1-e\cos E_k)}\right\}}$	Истинная аномалия
$E_k = \dfrac{1}{\cos\left\{\dfrac{e+\cos\nu_k}{1+e\cos\nu_k}\right\}}$	Эксцентрическая аномалия
$\Phi_k = \nu_k + \omega$	Аргумент широты
$\left.\begin{aligned}\delta u_k &= c_{us}\sin 2\Phi_k + c_{uc}\cos 2\Phi_k\\ \delta r_k &= c_{rs}\sin 2\Phi_k + c_{rc}\cos 2\Phi_k\\ \delta i_k &= c_{is}\sin 2\Phi_k + c_{ic}\cos 2\Phi_k\end{aligned}\right\}$	Вторые зональные гармоники разложения в ряд по сферическим функциям

Окончание таблицы 4.10

$u_k = \Phi_k + \delta u_k$	Уточненный аргумент широты
$r_k = a(1 - e\cos E_k) + \delta r_k$	Уточненный радиус
$i_k = i_0 + \delta i_k + \dot{i} t_k$	Уточненное наклонение
$\left.\begin{aligned} x'_k &= r_k \cos u_k \\ y'_k &= r_k \sin u_k \end{aligned}\right\}$	Положение в орбитальной плоскости
$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e) t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}$	Уточненная долгота восходящего узла
$\left.\begin{aligned} x_k &= x'_k \cos\Omega_k - y'_k \cos i_k \sin\Omega_k \\ y_k &= x'_k \sin\Omega_k + y'_k \cos i_k \cos\Omega_k \\ z_k &= y'_k \sin i_k \end{aligned}\right\}$	Координаты в геоцентрической инерциальной системе

* Параметр t является системным временем GPS с учетом поправки на время передачи (расстояние/скорость света). Кроме того, t_k является полной разностью между временем t и временем эпохи t_{oe} и должно отсчитываться от начала или конца межнедельного перехода, т. е., если t_k больше, чем 302400 с, вычитают 604800 с из t_k; если t_k меньше, чем –302400 с, прибавляют 604800 с к t_k.

Пример применения корректирующих параметров. Типовое использование корректирующих параметров в приемнике потребителя схематически показано на рис. 4.16.

Подкадры 4 и 5

Цикл передачи навигационного сообщения включает в себя 25 вариантов подкадров 4 и 5, попарно включаемых в состав навигационного сообщения, соответственно принято говорить, что подкадры 4 и 5 передают 25 страниц информации, по одной на каждую версию пары подкадров. Кроме фрагментов, помеченных "резервировано для нужд системы" и подразумеваемых повторов, каждая страница содержит различные специфические данные в словах с третьего по десятое. Как показано на рис. 4.14(1) – 4.14(11), страницы, расположенные в подкадре 4 включают в себя семь разных форматов, тогда как подкадр 5 использует два.

Как и в предыдущих подкадрах, слова с третьего по десятое содержат по шесть младших контрольных разрядов и два выравнивающих разряда 23 и 24 в десятом слове для вычисления четности. Краткий постраничный обзор содержания страниц в подкадрах 4 и 5 выглядит следующим образом:

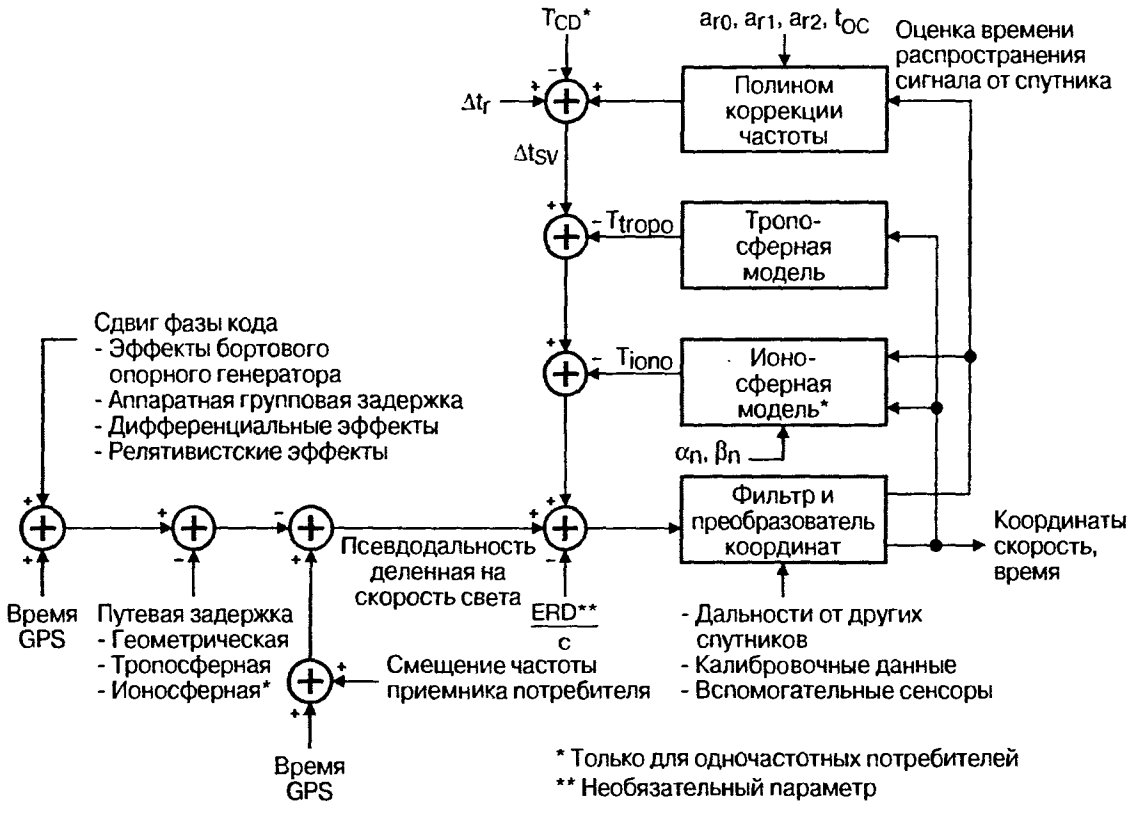

Рис. 4.16. Пример применения корректирующих параметров

Подкадр 4

Страницы 1, 6, 11, 16, 21: зарезервированы;

Страницы 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 и 10: данные альманаха для НКА с 25 по 32 соответственно. Эти страницы могут быть предназначены для иных функций; формат и содержание каждой страницы определяется системным номером ее НКА. В этом случае шестиразрядное слово состояния на странице 25 устанавливается в состояние "111111" и системному номеру НКА на странице не присваивается значение в диапазоне от 25 до 32;

Страницы 12, 19, 20, 22, 23, 24: зарезервированы;

Страница 13: NMCT;

Страницы 14 и 15: для системных нужд;

Страница 17: специальные сообщения;

Страница 18: UTC, состояние ионосферы;

Страница 25: флаги включения антиспуфинга, конфигурация 32-х НКА плюс состояние НКА с 25 по 32-й.

Подкадр 5

Страницы 1 – 24: данные альманаха для НКА с 1-го по 24-й;

Страница 25: данные о состоянии НКА с 1-го по 24-й, начальное время альманаха, начальный номер недели альманаха.

Два старших разряда третьего слова каждой страницы содержат идентификатор набора данных (Data ID), соответствующий применяемой на данный момент структуре навигационного сообщения. Так называемый "первый набор", обозначаемый двоичной комбинацией "00", применялся на первой стадии развития системы GPS и больше не используется. В настоящее время используется "второй набор" с двоичной комбинацией *ID* = 01. В будущем могут быть введены новые наборы данных, которые будут официально описаны разработчиками системы по мере необходимости.

Как показано в табл. 4.11, идентификатор набора данных используется для двух целей:

а) для страниц, относящихся по содержанию альманаха данных к *конкретному* НКА, идентификатор определяет структуру данных, используемую *тем НКА, чей альманах содержится в странице*;

б) для всех остальных страниц идентификатор описывает структуру данных *передающего эту страницу* НКА.

Таким образом, неявно подразумевается, что НКА системы могут передавать данные с различной структурой (и разными идентификаторами). Подобная ситуация может возникнуть в будущем, при модификации системы и последовательной замене НКА.

Системный идентификатор (номер) НКА содержится в разрядах с третьего по восьмой третьего слова каждой страницы. Для каждой страницы подкадров 4 и 5 зарезервированы специфические идентификаторы; тем не менее, номера НКА в страницах 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 и 10 подкадра 4 могут меняться от страницы к странице, чтобы отражать чередующееся содержание страниц. Номер НКА используется двумя способами:

а) для страниц, которые содержат данные альманаха данного НКА, идентификатор совпадает с фазой (условным номером) псевдослучайного дальномерного кода (см. табл. 4.1);

б) для всех остальных страниц идентификатор определен в соответствии с табл. 4.11, как "ID страницы".

Идентификаторы с 1-го по 32-й поставлены в соответствие тем страницам, которые содержат данные альманаха конкретных НКА (страницы 1 – 24 подкадра 5 и страницы 2 – 5, 7 – 10 подкадра 4). Нулевой идентификатор, определяемый двоичной комбинацией, состоящей только из нулей, обозначает выведенный НКА, иденти-

фикаторы с 51 по 63 используются для страниц, содержащи данные, иные, чем данные альманаха для определенного НКА.

Страницы, содержащие повторяющиеся данные, имеют одинаковый идентификатор. Например, в подкадре 4 страницы 1, 6, 11, 16 и 21 передаются с *ID* = 57, тогда как остальные страницы отмечены *ID* = 62.

Таблица 4.11

Идентификаторы данных и НКА в подкадрах 4 и 5

Страница	Подкадр 4		Подкадр 5	
	ID данных	ID НКА	ID данных	ID НКА
1	(2)	57	(1)	1
2(3)	(1)	25	(1)	2
3(3)	(1)	26	(1)	3
4(3)	(1)	27	(1)	4
5(3)	(1)	28	(1)	5
6	(2)	57	(1)	6
7(3)	(1)	29	(1)	7
8(3)	(1)	30	(1)	8
9(3)	(1)	31	(1)	9
10(3)	(1)	32	(1)	10
11	(2)	57	(1)	11
12	(2)	62	(1)	12
13	(2)	52	(1)	13
14	(2)	53	(1)	14
15	(2)	54	(1)	15
16	(2)	57	(1)	16
17	(2)	55	(1)	17
18	(2)	56	(1)	18
19	(2)	58(4)	(1)	19
20	(2)	59(4)	(1)	20
21	(2)	57	(1)	21
22	(2)	60(4)	(1)	22

Страница	Подкадр 4		Подкадр 5	
	ID данных	ID НКА	ID данных	ID НКА
23	(2)	61[4]	(1)	23
24	(2)	62	(1)	24
25	(2)	63	(2)	51

[1] Идентификатор данных того НКА, который соответствует этой странице.

[2] Идентификатор данных передающего НКА.

[3] Страницы 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 и 10 подкадра 4 могут содержать данные альманаха НКА с 25-го по 32-й соответственно, или данные для иных применений, что индицируется отличием ID от указанных значений.

[4] Идентификатор НКА может варьироваться.

Данные альманаха. Страницы с 1-й по 24-ю подкадра 5, а так же страницы со 2-й по 5 и с 7-й по 10-ю подкадра 4 содержат данные альманаха и слова состояния всех НКА, отражающие их исправность. Альманах GPS представляет собой неоперативную информацию, включающую в себя менее точный набор эфемерид и информацию о шкале времени. Данные занимают все разряды слов с третьего по десятое, исключая восемь старших разрядов третьего слова, отведенных под идентификаторы данных и НКА, разряды с17 по 24 пятого слова, отведенные под состояние НКА, и 50 контрольных разрядов. Обобщенное описание, включающее в себя разрядность, вес младшего разряда и единицы измерения данных альманаха, сведено в табл. 4.12.

Таблица 4.12

Параметры альманаха

Параметр	Разрядность	Вес младшего разряда	Эффективный диапазон***	Единица измерения
e	16	2^{-21}	–	безразмерная
t_{oa}	8	2^{12}	602112	секунды
δ_i****	16*	2^{-19}	–	доля полукруга
$\dot{\Omega}$	16*	2^{-38}	–	доля полукруга/с
$a^{1/2}$	24	2^{-11}	–	$м^{1/2}$

Параметр	Разрядность	Вес младшего разряда	Эффективный диапазон***	Единица измерения
Ω_0	24*	2^{-23}	–	доля полукруга
ω	24*	2^{-23}	–	доля полукруга
M_0	24*	2^{-23}	–	доля полукруга
a_{f0}	11*	2^{-20}	–	с
a_{f1}	11*	2^{-38}	–	с/с

* Параметр со знаком (+ или -); знаковым разрядом является старший бит.

** Расположение в подкадре показано на рис. 4.14(1) – 4.14(11).

*** Если значение не указано в столбце, эффективный диапазон определяется количеством разрядов и масштабным коэффициентом младшего разряда.

**** Относительно i_0 = 0,30 полукруга.

Сообщение альманаха для выведенного НКА

Под выведенным понимается НКА, функционирование которого в системе временно приостановлено или полностью прекращено по команде наземного комплекса управления. Сообщение альманаха такого НКА состоит из чередующихся нулей и единиц с корректной четностью. Для двенадцати или менее НКА, альманахи могут повторяться без 25-кратного ограничения подкоммутаций. В то время, как действует эта опция, применяются следующие ограничения:

а) каждая страница подкадров 4 и 5, которая назначена, согласно табл. 4.11, одному активному НКА на орбите, должна содержать данные альманаха именно этого НКА;

б) те содержащие альманах страницы, которые остаются неиспользованными согласно предыдущему правилу, должны быть переназначены для передачи дублирующего набора данных альманаха для активных НКА;

в) переназначение страниц производится в нарастающем порядке номеров страниц и соответственно нарастающему порядку идентификаторов НКА;

г) каждая переназначенная страница содержит идентификатор того НКА, которому она назначена.

Параметры альманаха должны обновляться контрольным сегментом не реже, чем раз в шесть дней, если существует техническая возможность выгрузки обновленных данных. В случае, если контрольный сегмент не может своевременно обновлять бортовую информацию НКА, точность передаваемых параметров альманаха

со временем снижается. Существует три набора данных альманаха, применяемых на НКА серий "Block II" и "Block IIA" для охвата периода в 182 дня. Первый и второй наборы передаются до шести дней каждый; третий набор предназначен для передачи в течение 182 дней от последнего обновления, но продолжительность его использования определяется индивидуальной способностью каждого НКА сохранять данные в бортовой памяти. НКА серии "Block IIR" принимают несколько наборов данных альманаха для использования в течение 210 дней без обновления.

Состояние НКА. Подкадры 4 и 5 содержат два типа информации о состоянии НКА:

а) каждая из 32-х страниц, содержащих информацию альманаха, содержит восьмибитное слово состояния того НКА, для которого передаются данные альманаха; слово состояния занимает разряды с 17 по 24 пятого слова.

б) 25-я страница подкадра 4 и подкадра 5 одновременно содержат шестибитные данные о состоянии до 32 НКА системы, занимающие старшие 24 разряда слов с четвертого по девятое страницы 25 подкадра 5 плюс разряды с 19 по 24 восьмого слова; 24 старших разряда восьмого слова и 18 старших разрядов десятого слова в странице 25 подкадра 4.

Три старших разряда восьмибитного слова состояния НКА (а) характеризуют состояние навигационного сообщения в соответствии с табл. 4.13. В шестиразрядных словах 25-й страницы (б) включена также суммарная информация о состоянии *данных* навигационного сообщения НКА в старшем разряде, как это описано для подкадра 1. Если разряд имеет двоичное значение "0", то навигационные данные, передаваемые соответствующим НКА, в норме. Если же разряд установлен в "1", то некоторые или все данные навигационного сообщения соответствующего НКА недостоверны или не соответствуют норме.

Пять младших разрядов восьмиразрядного и шестиразрядного слов описывают состояние компонентов сигнала НКА в соответствии с табл. 4.5. Кроме того, особое значение имеет комбинация "6 единиц" шестиразрядного слова 25-й страницы подкадров 4 и 5: она указывает, что НКА, имеющий данный ID, недоступен и может отсутствовать информация касательно данного НКА в данной странице подкадров 4 и 5. Примечание: указанное особое значение относится исключительно к 25-странице подкадров 4 и 5. Индикация состояния НКА выполняется относительно реализации возможностей НКА, заложенных при его создании (см. далее – *коды конфигурации*). Сле-

довательно, любой НКА, имеющий некоторые ограничения функциональности, предусмотренные конструкцией, или воспринимаемые потребителем как нормальные, будет считаться исправным.

Данные о состоянии НКА, упомянутые в этом разделе, обновляются одновременно с обновлением прочих данных альманаха, подготовленного сегментом управления. На это требуется определенное время, следовательно в текущем навигационном сообщении данные о состоянии передающего НКА или прочих НКА созвездия могут отличаться от их реального состояния. Такая ситуация может продолжаться вплоть до следующего обновления альманаха.

Коды состояния навигационного сообщения НКА представлены в табл. 4.13.

Таблица 4.13

Коды состояния навигационного сообщения НКА

Позиция бита			Значение кода
137	138	139	
0	0	0	Все данные в норме
0	0	1	Ошибка четности всех или некоторых данных
0	1	0	Проблемы с форматом слов TLM/HOW – какие-либо отклонения от стандартного формата (напр. преамбула отсутствует и/или некорректная и т.п.), исключая некорректный Z-отсчет
0	1	1	Некорректный Z-отсчет в слове HOW – какие либо проблемы с Z-отсчетом, некорректно отражающим текущую фазу кода.
1	0	0	Подкадры 1,2,3 – один или более элементов в словах с третьего по десятое в одном или более подкадров недостоверны.
1	0	1	Подкадры 4,5 – один или более элементов в словах с третьего по десятое в одном или более подкадров недостоверны.
1	1	0	Все загруженные в НКА данные недостоверны – один или более элементов в словах с третьего по десятое в любом одном (или более) подкадре (подкадрах) некорректны.
1	1	1	Все данные недостоверны – слово TLM и/или слово HOW и один или более элементов в одном или более подкадров недостоверны.

Флаги антиспуфинга и коды конфигурации НКА. Страница 25 подкадра 4 содержит четырехразрядный параметр для каждого из 32-х НКА, индицирующий режим антиспуфинга и код конфигурации НКА. Старший разряд является флагом антиспуфинга и его установка в значение "1" означает, что антиспуфинг включен. Следующие три разряда описывают конфигурацию каждого НКА. Пока на практике применяется только один код:

001	НКА серии "Block II/IIA/IIR". Возможность антиспуфинга плюс флаги "антиспуфинг" и "тревога" в слове HOW. Параметры бортовой памяти описаны выше.

Описание иных кодов предполагается ввести в стандартную документацию в будущем, по мере необходимости.

Данный параметр занимает разряды с 9-го по 24-й третьего слова, по 24 старших разряда слов с четвертого по седьмое и 16 старших разрядов восьмого слова, все в странице 25 подкадра 4.

Аналогично данным альманаха, из-за задержек в обновлении бортовой информации со стороны сегмента управления, данные об антиспуфинге могут не соответствовать реальному наличию режима антиспуфинга передающего НКА или прочих НКА созвездия.

Относительная неделя альманаха. Разряды с 17 по 24 третьего слова страницы 25 в подкадре 5 показывают номер недели WN_a, которой соответствует относительное время альманаха t_{oa}. Параметр WN_a содержит восемь разрядов, являющихся двоичным представлением по модулю 256 номера недели GPS, к которой относится t_{oa}. В свою очередь, разряды с 9-го по 16-й третьего слова страницы 4 в подкадре 5 содержат значение t_{oa}.

Параметры Всемирного координированного времени. В странице 18 четвертого подкадра 24 старших разряда слов с шестого по девятое плюс восемь старших разрядов десятого слова содержат параметры, описывающие соотношением между временем UTC и временем GPS. Параметры UTC обновляются контрольным сегментом не реже, чем раз в шесть дней, одновременно с выгрузкой прочей информации в НКА. В табл. 4.14 сведены характеристики параметров UTC.

Страница 18 четвертого подкадра содержит:

- параметры, необходимые для определения отношения времени GPS к времени UTC;
- уведомление потребителя касательно значения предстоящей или недавней (относительно последней выгрузки навигационной информации) секундной коррекции Δt_{LSF} (сдвига шкалы на целое число секунд), совместно с номером недели WN_{LSF} и номером дня DN, с окончания которого действует секундная коррекция.

Таблица 4.14

Параметры Всемирного координированного времени

Параметр	Разрядность**	Вес младшего разряда	Эффективный диапазон***	Единица измерения
A_0	32*	2^{-30}	–	секунды
A_1	24*	2^{-50}	–	с/с
Δt_{LS}	8*	1	–	секунды
t_{ot}	8	2^{12}	602112	секунды
WN_t	8	1	–	недели
WN_{LSF}	8	1	–	недели
DN	8****	1	7	дни
Δt_{LSF}	8*	1	–	секунды

* Параметр со знаком (+ или –); знаковым разрядом является старший бит.

** Расположение в подкадре показано на рис. 4.14(1) – 4.14(11).

*** Если значение не указано в столбце, эффективный диапазон определяется количеством разрядов и масштабным коэффициентом младшего разряда.

**** Выровненный по правому краю.

"День номер один" – это первый день относительно момента межнедельного перехода, а значение WN_{LSF} состоит из восьми бит и является представлением по модулю 256 номера той недели GPS, для которой указано значение DN. Поскольку имел место переход к новому отсчету недель GPS, потребитель должен учитывать усеченность параметров WN, WN_t и WN_{LSF}. Сегмент управления устанавливает эти параметры таким образом, что абсолютное значение разности между усеченными значениями WN и WN_{LSF} не превышает 127.

В зависимости от соотношения между действительной датой и временем GPS потребителя, могут применяться три различных соотношения GPS/UTC:

1) Когда назначенное время секундной коррекции, отображаемое значениями WN_{LSF} и DN не является прошедшим по отношению к настоящему времени потребителя и настоящее время потребителя не выпадает из интервала от $DN + 3/4$ и до $DN + 5/4$, соотношение UTC/GPS описывается выражением

$t_{UTC} = (t_E - \Delta t_{UTC})$ [по модулю 86400 с]

где t_{UTC} выражено в секундах и $\Delta t_{UTC} = \Delta t_{LS} + A_0 + A_1(t_E - t_{ot} + 604800(WN - WN_t))$; t_E – время GPS, установленное потребителем на основе скорректированного бортового времени t_{sv} с учетом ионосферных и прочих эффектов;

Δt_{LS} – сдвиг шкалы времени при секундной коррекции;

A_0 и A_1 – полиномиальные константы первого порядка;

t_{ot} – начальное время для данных UTC;

WN – текущий номер недели (передается в подкадре 1);

WN_t – начальный номер недели UTC.

Расчетное время t_E выражается в секундах относительно момента межнедельного перехода. Начальное время данных UTC t_{ot} соотносится с началом той недели, чей номер WN_t приведен в восьмом слове страницы 18 подкадра 4. Значение WN_t состоит из восьми бит, которые являются двоичным представлением по модулю 256 номера той недели GPS, к которой относится значение t_{ot}. Следует учитывать усеченный характер параметров WN, WN_t и WN_{LSF}, как это указано выше.

2) Когда текущее время потребителя выпадает из интервала от $DN + 3/4$ и до $DN + 5/4$, правильный учет секундной коррекции с возможным изменением номера недели обеспечивается следующим выражением:

$t_{UTC} = W$ [по модулю $(86400 + \Delta t_{LSF} - \Delta t_{LS})$] секунд

где

$W = (t_E - \Delta t_{UTC} - 43200)$ [по модулю 86400] + 43200 секунд

и определение Δt_{UTC}, данное выше для 1), применяется на всем протяжении периода смещения.

Следует учитывать, что если добавлен сдвиг на секунду, вычисляется нестандартное значение времени в формате 23:59:60.xxx. Некоторое оборудование потребителей разрабатывается с функцией аппроксимации UTC путем уменьшения работающего счетчика времени не позднее нескольких секунд после события секундной коррекции, таким образом возвращаясь к правильной индикации времени. Когда обнаружено событие секундной коррекции, оборудование потребителя должно последовательно выполнить переносы или заемы в счетчиках "год/неделя/день".

3) Когда назначенное время секундной коррекции является для потребителя "прошлым" исходя из значений WN_{LSF} и DN, соотно-

шение, данное выше в подпункте 1, является действующим, за исключением, того, что значение Δt_{LS} заменяется на Δt_{LSF}. Сегмент управления обновляет параметры UTC таким образом, чтобы обеспечить правильную и непрерывную шкалу времени t_{UTC} для потребителей.

Ионосферные параметры. Ионосферные параметры позволяют использовать ионосферную модель "одночастотным" пользователям, принимающим сигнал GPS только на частоте *L*1 или *L*2, для вычисления ионосферной задержки. Необходимые значения передаются в составе страницы 18 подкадра 4 и занимают разряды с 9 по 24-й третьего слова, плюс 24 старших разряда четвертого и пятого слова. Характеристики ионосферных параметров описаны в табл. 4.15. Параметры обновляются контрольным сегментом не реже, чем раз в шесть дней, одновременно с выгрузкой прочей информации в НКА.

Таблица 4.15

Ионосферные параметры

Параметр	Разрядность**	Вес младшего разряда	Эффективный диапазон***	Единица измерения
α_0	8*	2^{-30}	–	секунды
α_1	8*	2^{-27}	–	с/полукруг
α_2	8*	2^{-24}	–	с/(полукруг)
α_3	8*	2^{-24}	–	с/(полукруг)
β_0	8*	2^{11}	–	секунды
β_1	8*	2^{14}	–	с/полукруг
β_2	8*	2^{16}	–	с/(полукруг)
β_3	8*	2^{16}	–	с/(полукруг)

* Параметр со знаком (+ или –); знаковым разрядом является старший бит.

** Расположение в подкадре показано на рис.4.14(1) – 4.14(11).

*** Если значение не указано в столбце, эффективный диапазон определяется количеством разрядов и масштабным коэффициентом младшего разряда.

Ионосферная модель. Двухчастотные потребители, принимающие сигнал на частотах *L*1 и *L*2, могут корректировать значение времени, принимаемого с НКА с учетом задержки распространения

в ионосфере, используя разность в скорости прохождения сигналов на разных частотах. Одночастотные потребители могут использовать для коррекции приведенную ниже ионосферную модель.

$$T_{iono} = \begin{cases} F\left[5{,}0\cdot 10^{-9} + (AMP)\left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24}\right)\right], & |x| < 1{,}57 \\ F\left(5{,}0\cdot 10^{-9}\right), & |x| \geq 1{,}57 \end{cases} \text{(секунд)},$$

где T_{iono} относится к частоте $L1$; если потребитель использует частоту $L2$, корректирующий параметр должен быть умножен на величину $\gamma = (f_{L1}/ f_{L2})^2 = (1575{,}42/1227{,}6)^2 = (77/60)^2$;

$$AMP = \begin{cases} \sum_{n=0}^{3} \alpha_n \phi_m^n, & AMP \geq 0 \\ \text{если } AMP < 0, & AMP = 0 \end{cases} \text{(секунд)};$$

$$x = \frac{2\pi(t - 50400)}{PER} \text{(радиан)};$$

$$PER = \begin{cases} \sum_{n=0}^{3} \beta_n \phi_m^n, & \text{PER} \geq 72000 \\ \text{если PER} < 72000, & \text{PER} = 72000 \end{cases} \text{(секунд)};$$

$F = 1 + 16[0{,}53 - E]^3$

α_n и β_n передаваемые НКА слова данных с $n = 1, 2, 3$

$$\phi_m = \phi_i + 0.064\cos(\lambda_i - 1.617) \text{(полуокружность)};$$

$$\lambda_i = \lambda_u + \frac{\psi \sin A}{\cos \phi_i} \text{(полуокружность)}$$

$$\phi_i = \begin{cases} \phi_u + \psi \cos A(\textit{полуокр.}), & |\phi_i| \leq 0.416 \\ \text{если } \phi_i > +0.416 \text{ то } \phi_i = +0.416 \\ \text{если } \phi_i < -0{,}416 \text{ то } \phi_i = -0{,}416 \end{cases} \text{(полуокружность)};$$

$$\psi = \frac{0{,}0137}{E + 0{,}11} - 0{,}022 \text{ (полуокружность)};$$

$t = 4{,}32 \cdot 10^4 \lambda_i + t_{GPS}$ (секунды);

$0 \le t < 86400$,

если $t \ge 86400$, то вычитают 86400 с;если $t < 0$, то прибавляют 86400 с.

При вычислении задержки в ионосфере используются следующие параметры:

Передаваемые с НКА в составе навигационного сообщения

α_n – коэффициенты кубического уравнения, описывающего величину вертикальной задержки (4 коэффициента по 8 бит каждый);

β_n – коэффициенты кубического уравнения, описывающего период модели (4 коэффициента по 8 бит каждый);

Вырабатываемые приемником

E – угол возвышения между плоскостью потребителя и направлением на НКА

A – угол азимута между потребителем и направлением на НКА, отмеренный по часовой стрелке от направления на истинный (географический) Север.

ϕ_u – геодезическая широта потребителя (WGS-84)

λ_u – геодезическая долгота потребителя (WGS-84)

t_{GPS} – системное время, вычисляемое приемником

Вычисляемые

X – фаза, рад.

F – фактор наклонения орбиты.

t – локальное время, с.

ϕ_m – геомагнитная широта проекции на земную поверхность точки пересечения ионосферы (принимая высоту ионосферы равной 350км).

λ_i – геодезическая долгота проекции на земную поверхность точки пересечения ионосферы.

ϕ_i – геодезическая широта проекции на земную поверхность точки пересечения ионосферы.

ψ – геоцентрический угол между точкой расположения потребителя и проекцией на земную поверхность точки пересечения ионосферы.

Предполагается, что использование этой модели одночастотным пользователем уменьшает среднеквадратическую ошибку, оп-

ределяемую эффектами распространения в ионосфере, как минимум на 50 процентов. *При работе НКА в расширенном режиме или НКА серии "Block IIR" в режиме "Autonav" использование этой модели может привести к непредсказуемым результатам.*

Специальные сообщения. Страница 17 четвертого подкадра зарезервирована для специальных сообщений, с содержанием, определяемым контрольным сегментом. Длина сообщения ограничена и может содержать не более 22 восьмибитных ASCII-символов. Соответствующие 176 бит занимают разряды с 9-го по 24-й третьего слова, 24 старших разряда слов с четвертого по девятое и 16 старших разрядов десятого слова. Восемь старших разрядов третьего слова содержат идентификаторы данных и НКА, а разряды с 17 по 22 десятого слова зарезервированы для системных нужд. Для передачи сообщения доступен следующий набор символов:

Символ ASCII	Восьмеричный код
A – Z	101 – 132
0 – 9	060 – 071
+	053
–	055
. (десятичная точка)	056
' (маркер "минуты")	047
° (маркер "градус")	370
/	057
пусто (пробел)	040
:	072
" (маркер "секунды")	042

Таблица коррекции навигационного сообщения (NMCT). Страница 13 четвертого подкадра содержит данные NMCT, соответствующие передающему НКА. Каждая таблица содержит двухбитный индикатор доступности AI, за которым следуют 30 слотов, которые могут содержать до 30 действующих значений оценки дальномерных погрешностей (ERD). Каждое значение ERD вычисляется сегментом управления и представляет собой радиальный компонент эфемеридной погрешности НКА минус поправки на погрешность бортовых часов и скорость света. Погрешность бортовых часов определяется наземными станциями, путем сравнения

принимаемого значения с ожидаемым. Значение ERD применяется для коррекции псевдодальности, измеренной потребителем:

$PR_c = PR - ERD$,

где PR_c – скорректированная псевдодальность; PR – измеренная псевдодальность.

Индикатор доступности, находящийся в разрядах 9 и 10 третьего слова может принимать следующие значения:

AI	Уровень доступности
00	Таблица коррекции не зашифрована и доступна любому потребителю.
01	Таблица коррекции зашифрована и доступна только авторизованным потребителям (обычный режим).
10	Таблица коррекции недоступна никаким потребителям.
11	Зарезервированное значение.

Каждый отдельный шестиразрядный слот ERD содержит значение ERD, сопоставленное с конкретным идентификатором НКА. Слоты занимают разряды с 11-го по 24-й третьего слова и разряды с 1-го по 22-й десятого слова на странице 13 четвертого подкадра. Со значениями в слотах могут быть соотнесены значения ERD для НКА, имеющих идентификаторы от 1 до 31. Значение идентификатора $ID = 32$ не является в данном случае валидным для какого-либо слота в таблице NMCT. Взаимосвязь между тридцатью слотами ERD и 31 допустимым значением идентификатора НКА зависит от ID конкретного передающего НКА в соответствии с двумя правилами:

а) При выгрузке информации контрольный сегмент гарантирует, что НКА не будет передавать таблицу NMCT, содержащую слот ERD, сопоставленный с собственным ID передающего НКА.

б) Слоты ERD располагаются в порядке возрастания значений ID соответствующих НКА.

В качестве иллюстрации можно привести пример: НКА, работающий под идентификатором $ID = 1$, будет передавать (по порядку) значения ERD, сопоставленные идентификаторам НКА со 2-го по 31-й, в слотах с первого по тридцатый соответственно; тогда как НКА с $ID = 31$ будет передавать значения ERD для НКА с номерами 1...30 в слотах с 1-го по 30-й, по порядку.

Каждое значение ERD в слоте таблицы NMCT представлено

шестиразрядным двоичным числом, в котором старший разряд является знаковым. Вес младшего разряда составляет 0,3 м, соответственно эффективный диапазон значений составляет ±9,3 м. Двоичное значение "100000" указывает, что в данном слоте не содержится валидное значение ERD для соответствующего НКА.

Относительное время альманаха (нормальный и краткосрочный расширенный режимы). Относительное время альманаха t_{oa} является кратным значению 2^{12} = 4096 с, прошедших приблизительно за 70 ч после первой валидной передачи времени для этого набора данных альманаха. Альманах обновляется достаточно часто, чтобы гарантировать, что время GPS, t будет отличаться от t_{oa} не более чем на 3,5 дня в течение периода передачи. Время эпохи t_k подлежит вычислению как описано в табл. 4.10, при условии, что t_{oe} заменяется на t_{oa}.

Относительное время альманаха (долгосрочный расширенный режим). При работе в долгосрочном расширенном режиме или если потребитель желает продлить время использования данных альманаха дольше, чем он передается, следует учитывать переходы между временными интервалами, когда расчетное значение t_k перестает быть валидным. Возникающая неоднозначность времени может быть исключена с учетом того, что относительное время альманаха t_{oa} взаимосвязано с относительной неделей альманаха WN_a, и оба этих значения находятся в третьем слове страницы 25 пятого подкадра.

Все значения t_{oa} в подкадрах 4 и 5 являются одинаковыми для определенного альманаха и являются заведомо разными для последовательных (предыдущих и последующих) наборов данных, имеющих изменения в параметрах альманаха или состояния НКА. Следует иметь в виду, что переход к новым бортовым данным НКА может произойти между моментом, когда уже приняты параметры действующего альманаха и моментом, когда будет принята страница 25 подкадра 5. Таким образом, возникнет несоответствие между t_{oa} альманаха и принятым значением в третьем слове страницы 25 подкадра 5. Потребитель не должен использовать данные альманаха до тех пор, пока не убедится, что во всех страницах, содержащих t_{oa}, приняты идентичные значения.

Параметры времени альманаха. Параметры времени альманаха содержат 11-разрядную константу a_{f0} и 11-разрядный параметр первого порядка a_{f1}. Применяемый полином первого порядка, который дает время с точностью до двух микросекунд от времени t_{GPS}, имеет следующий вид:

$$t_{GPS} = t_{НКА} - \Delta t_{НКА},$$

где t_{GPS} – системное время GPS в секундах; $t_{НКА}$ – время излучения ПСП по бортовой шкале времени НКА; $\Delta t_{НКА}$ – смещение фазы ПСП НКА по времени в секундах

Соответственно, смещение $\Delta t_{НКА}$, являющееся смещением бортовой шкалы времени передающего НКА относительно единой системной шкалы GPS, вычисляется как

$$\Delta t_{НКА} = a_{f0} + a_{f1} t_k ,$$

где t_k вычисляется, как описано выше, в табл. 4.10, при условии, что t_{oe} заменяется на t_{oa}, и полиномиальные коэффициенты a_{f0} и a_{f1} получены из данных альманаха. Поскольку погрешность от периодического релятивистского эффекта составляет менее чем 25 м, нет необходимости включать ее в шкалу времени, применяемую для определения альманаха.

За пределами интервала валидности альманаха, параметры времени могут вносить существенный компонент погрешности измерения. Отчасти это объясняется тем, что ошибка, вносимая отбрасыванием параметров a_{f0} и a_{f1} может превышать 150 м, плюс набег 50 метров в день относительно начального времени t_{oa}.

Контроль четности данных. Алгоритмы контроля четности подразделяются на алгоритмы, применяемые сегментом управления и НКА и применяемые потребителем. Алгоритм, применяемый сегментом управления и НКА связывает 30-разрядные слова внутри подкадров и целиком подкадры из десяти слов используя коды Хэмминга, как описано в табл. 4.16,

Таблица 4.16

Равенства алгоритма кодирования четности

D_1	=	$d_1 \oplus D_{30}^*$
D_2	=	$d_2 \oplus D_{30}^*$
D_3	=	$d_3 \oplus D_{30}^*$
	•	
	•	
	•	
D_{24}	=	$d_{24} \oplus D_{30}^*$

Продолжение таблицы 4.16

D_{25}	=	$D_{29}^{*} \oplus d_1 \oplus d_2 \oplus d_3 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_{10} \oplus d_{11} \oplus d_{12} \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{17} \oplus \oplus d_{18} \oplus d_{20} \oplus d_{23}$
D_{26}	=	$D_{30}^{*} \oplus d_2 \oplus d_3 \oplus d_4 \oplus d_6 \oplus d_7 \oplus d_{11} \oplus d_{12} \oplus d_{11} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{18} \oplus \oplus d_{19} \oplus d_{21} \oplus d_{24}$
D_{27}	=	$D_{29}^{*} \oplus d_1 \oplus d_3 \oplus d_4 \oplus d_5 \oplus d_7 \oplus d_8 \oplus d_{12} \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{16} \oplus \oplus d_{19} \oplus d_{20} \oplus d_{22}$
D_{28}	=	$D_{30}^{*} \oplus d_2 \oplus d_4 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_8 \oplus d_9 \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{16} \oplus d_{17} \oplus \oplus d_{20} \oplus d_{21} \oplus d_{23}$
D_{29}	=	$D_{30}^{*} \oplus d_1 \oplus d_3 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_7 \oplus d_9 \oplus d_{10} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{16} \oplus d_{17} \oplus \oplus d_{18} \oplus d_{21} \oplus d_{22} \oplus d_{24}$
D_{30}	=	$D_{29}^{*} \oplus d_3 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_8 \oplus d_9 \oplus d_{10} \oplus d_{11} \oplus d_{13} \oplus d_{15} \oplus d_{19} \oplus d_{22} \oplus \oplus d_{23} \oplus d_{24}$

В таблице d_1, d_2, ..., d_{24} – биты исходных данных; символом * помечены два последних бита предыдущего слова подкадра; D_{25}, D_{26}, ..., D_{30} – вычисленные биты четности; D_1, D_2, ..., D_{29}, D_{30} – биты, передаваемые НКА; $\oplus$ – логическая операция сложения по модулю 2 (исключающее ИЛИ).

Потребитель имеет возможность проверять достоверность принятых данных и частично корректировать возникающие при приеме ошибки. На рис. 4.17 показан упрощенный пример алгоритма, позволяющего восстановить данные (d_n) и проверить четность. Бит четности D_{30}^{*} применяется для восстановления необработанных данных. Биты четности D_{29}^{*} и D_{30}^{*} совместно с восстановленными исходными данными складываются по модулю 2 в соответствии с равенствами, приведенными в табл. 4.16. Вычисленные в соответствии с равенствами значения D_{25} ... D_{30} сравниваются с принятыми от НКА битами D_{25} ... D_{30}.

4.5. Основные системные различия GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС

Основываясь на приведенной в [22] сравнительной таблице технических параметров двух СНС, отметим основные различия между GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС.

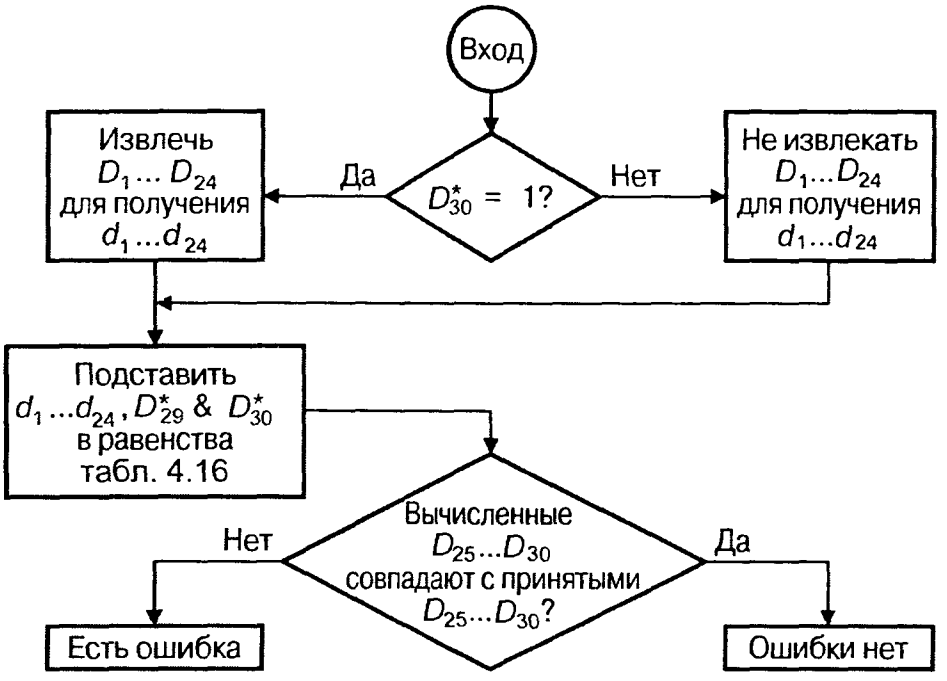

Рис. 4.17. Пример алгоритма проверки четности в аппаратуре потребителя

Несмотря на то, что имеются некоторые различия в орбитальной структуре систем, к основным отличиям прежде всего следует отнести различия в навигационных сигналах. Во-первых, в GPS применяется кодовое разделение каналов, а в ГЛОНАСС - частотное. Во-вторых, в отличие от GPS, в ГЛОНАСС никогда не применялось преднамеренное ухудшение характеристик сигнала стандартной точности. На данный момент преднамеренное ухудшение характеристик отменено и в системе GPS, но правительство США оставило за собой право введения помех в случае необходимости.

Показатель	ГЛОНАСС	GPS NAVSTAR
Число НКА в полной системе	24	24
Число орбитальных плоскостей	3	6
Число НКА в каждой плоскости	8	4
Наклонение орбиты,°	64,8	55
Высота орбиты, км	19 130	20 180
Период обращения НКА	11 ч 15 мин 44 с	11 ч 58 мин 00 с
Система координат	ПЗ-90	WGS-84
Масса НКА, кг	1450	1055

Показатель	ГЛОНАСС	GPS NAVSTAR
Мощность солнечных батарей, Вт	1250	450
Срок активного существования, лет	3	7,5
Средства вывода на орбиту	Протон-К/ДМ	Delta 2
Число НКА, выводимых за один запуск	3	1
Космодром	Байконур	Мыс Канаверал
Эталонное время	UTC (SU)	UTC (NO)
Метод доступа	FDMA	CDMA
Несущая частота:		
*L*1	1598,0625—1604,25	1575,42
*L*2	7/9 *L*1	60/77 *L*1
Поляризация излучения	Правосторонняя	Правосторонняя
Тип ПСП	М-последовательность	Код Голда
Число элементов кода		
C/A	511	1023
P	51 1000	2,35x1014
Скорость кодирования, Мбит/с		
C/A	0,511	1,023
P	5,11	10,23
Уровень внутрисистемных радиопомех, дБ	– 48	– 21,6
Структура навигационного сообщения		
Скорость передачи, бит/с	50	50
Вид модуляции	BPSK (Манчестер)	BPSK NRZ
Длина суперкадра, мин	2,5 (5 кадров)	12,5 (25 кадров)
Длина кадра, с	30 (15 строк)	30 (5 строк)
Длина строки, с	2	6

Различается и структура навигационного сообщения. Благодаря тому, что длительность суперкадра в СНС ГЛОНАСС составляет 2,5 мин (в отличие от 12,5 мин для GPS), в ней происходит более быстрое обновление альманаха.

Орбитальная группировка СНС ГЛОНАСС построена таким образом, что меньше, чем у GPS, подвержена влиянию нецентричности поля тяготения Земли и коррекция положения СНС требуется намного реже.

Различия в алгоритмах формирования навигационных сигналов и применяемых системах времени и координат менее важны с точки зрения конечного потребителя при построении комбинированной аппаратуры или выборе СНС, так как эти различия преодолеваются соответствующими алгоритмическими и вычислительными методами, используемыми в приемоиндикаторе.

ГЛОССАРИЙ

А

AAIM	Aircraft Autonomous Integrity Monitoring – *автономная система контроля целостности на воздушном судне*
AAS	Absence of Solar Orientation – *потеря ориентации на Солнце*
ABAS	Aircraft Based Augmentation System – *система функционального дополнения, установленная на воздушном судне*
A/C	Aircraft – *воздушное судно*
ACAS	Airborne Collision Avoidance System – *бортовая система предотвращения столкновений*
ACP	Active Control Point – *активный пункт наблюдения*
ACSM	American Congress on Surveying and Mapping – *конгресс по геодезии и картографии США*
ACTS	Advance Communications Technology Satellite – *спутник, сделанный на основе усовершенствованных коммуникационных технологий*
ADAS	Airborne Data Acquisition System – *авиационная бортовая система сбора данных*
ADC	Air Data Computer – *вычислитель воздушных сигналов*
ADF	Automatic Direction Finder – *автоматический пеленгатор*
ADR	Accumulated Delta Range – *величина допустимой накопленной ошибки*
ADS	Automatic Dependent Surveillance – *автоматическое зависимое наблюдение, основанное на данных, передаваемых от бортовой навигационной системы*
ADS-B	Automatic Dependent Surveillance Broadcast – *автоматическое зависимое вещание*
AE	Antenna Electronics – *антенный блок*
AEEC	Airlines Electronic Engineering Committee – *технический комитет по электронным системам в авиации*
AFB	Air Force Base – *база военно-воздушных сил*

AFC	Automatic Frequency Control – *автоматическая регулировка частоты*
AFI	Automatic Fault Indication – *автоматическая индикация потери (сигнала, ориентации)*
AFS	Air Force Station – *станция военно-воздушных сил*
AFSCN	Air Force Satellite Control Network – *спутниковая система управления ВВС*
AFSS	Automated Flight Service Stations – *автоматизированные станции обеспечения воздушного движения*
AFTN	Aeronautical Fixed Telecommunications Network – *стационарная сеть авиационной связи*
AGC	Automatic Gain Control – *автоматическая регулировка усиления, АРУ*
AGL	Above Ground Level – *над уровнем грунта или земли*
AGU	American Geophysical Union – *Американский геофизический союз*
AHRS	Attitude and Heading Reference System – *система информирования о положении и курсе*
AI	Availability Indicator – *индикатор доступности*
AIC	Aeronautical Information Circular – *официальный информационный документ комитета по аэронавтике США*
AII	Accuracy Improvement Initiative – *предложения по повышению точности*
AIMS	Airspace Traffic Control Radar Beacon System IFF Mark XII System
AIP	Aeronautical Information Publication – *сборник аэронавигационной информации*
AIS	The Universal Shipborne Automatic Identification System – *всеобщая корабельная система автоматической идентификации*
AIS	Aeronautical Information Service – *служба аэронавигационной информации*
AIRSAR	Airborne Synthetic Aperture Radar – *бортовой авиационный радар с синтезированной апертурой*
A/J	Anti-Jamming – *защита от помех*

AL	Alarm Limit – *порог срабатывания тревожной сигнализации*
Alert limit	*Предел ошибки позиционирования, при превышении которого пользователю выдается сообщение о нарушении целостности системы*
AM	Amplitude Modulation – *амплитудная модуляция*
AMCP	Aeronautical Mobile Communications Panel, ICAO – *группа экспертов ИКАО по аэронавигационной мобильной связи*
AMS(R)S	Aeronautical Mobile-Satellite (Route) Service – *авиационная подвижная спутниковая (маршрутная) служба*
AMSS	Aeronautical Mobile-Satellite Service – *авиационная подвижная спутниковая служба*
ANA	Area Navigation Approach – *позиционирование сближения в пространстве*
ANC	Air Navigation Commission – *аэронавигационная комиссия – АНК*
ANC	Air Navigation Council – *аэронавигационный совет*
ANS	Air Navigation System – *аэронавигационная система*
ANSI	American National Standards Institute – *Национальный Институт Стандартизации США*
AF	Anywhere fix – *способность приемника начать навигационные вычисления без аппроксимации времени*
AOC	Advanced Operational Capability – *расширенная функциональность*
AOC	Auxilliary Output Chip – *вспомогательная выходная микросхема*
AOC	Airport Obstruction Chart – *карта ограждения (ограничителей) аэропорта*
AODO	Age of Data Offset – *"возраст" данных*
AOPA	Airplane Owners and Pilot Association – *ассоциация летчиков и владельцев аэропланов*
AOR-E/W	Atlantic Ocean Region East/West – *регион Атлантического океана Восток/Запад применительно к ИНМАРСАТ*
APL	Airport Pseudolite – *псевдолит (псевдоспутник), обслуживающий зону аэропорта*
APL	Applied Physics Laboratory, (Laurel, MA, USA) – *лаборатория прикладной физики, США, Лаурель (штат Массачусетс)*

ARNS	Aeronautical Radionavigation Service – *служба аэронавтики и радионавигации*
AROF	Ambiguity resolution on the fly – *разрешение неопределенности в полете*
ARPA	Automatic Radar Plotting Aid – *автоматическая курсография по радарным меткам*
ARSR	Air Route Surveillance Radar – *радар слежения за маршрутом полета*
ARTS	Automated Radar Terminal System – *автоматическая аэродромная радиолокационная система*
A-S (A/S)	Anti-spoof (anti-spoofing) – *"антиспуфинг", защита от преднамеренных помех, навязывания ложной информации*
ASD	Aeronautical Satellite Division – *подразделение по аэронавтике (спутниковой системы)*
ASDE	Airport Surface Detection Equipment – *оборудование для обнаружения и распознавания поверхности аэропорта*
ASIC	Application Specific Integrated Circuit – *интегральная микросхема специального назначения*
A-SMGCS	Advanced Surface Movement Guidance and Control
ASOS	Automated Surface Observing System
ASQF	Application Specific Qualification Facility (EGNOS)
ASR	Airborne Search Radar – *(самолетная) бортовая РЛС обнаружения воздушных целей*
ASR	Airport Surveillance Radar – *аэродромная обзорная РЛС*
AST	Apparent Sidereal Time – *неприведенное сидерическое (звездное) время*
AST1	Apparent Sidereal Time (corrected for polar motion) – *неприведенное сидерическое (звездное) время, пересчитанное для движения полюсов*
ATA	Air Transport Association – *Ассоциация воздушных перевозчиков США*
AT/AF Support	Air Traffic Organization/Airway Facilities Organization – *Комитет по воздушному движению / Комитет по безопасности воздушных трасс (первый определяет, как оборудование GPS должно применяться в повседневной практике полетов, второй следит, чтобы к применению допускались только сертифицированные приборы и процедуры)*

ATC	Air Traffic Control – *управление воздушным движением*
ATCRBS	Air Traffic Control and Radar Beacon System – *система радиомаяков и управления воздушным движением*
ATE	Automatic Test Equipment – *оборудование для автоматического тестирования*
ATCC	ATC Center – *центр управления воздушным движением*
ATCU	ATC Unit – *пункт управления воздушным движением*
ATFM	Air Traffic Flow Management – *управление структурой воздушного движения*
ATIS	Air Traffic Information Service – *служба автоматической передачи информации в районе аэродрома*
ATM	Air Traffic Management – *организация воздушного движения*
ATN	Aeronautical Telecommunication Network – *сеть авиационной электросвязи*
ATNP	ATN Panel – группа экспертов по ATN
ATON	Aids to Navigation – *(вспомогательное) оборудование для навигации*
ATS	Air Traffic Services – *службы воздушного движения*
ATCRBS	Air Traffic Control Beacon System – *система радиомаяков для управления воздушным движением*
Autonav	Autonomous Navigation – *автономная навигация без контакта спутника с MCS*
AVI	Automatic Vehicle Identification – *автоматическое определение местоположения транспортного средства*
AVLS	Automatic Vehicle Location System – *автоматическая система определения местоположения транспортного средства*
AVM/AVI	Automatic Vehicle Monitoring and Identification – *автоматический мониторинг и идентификация транспортных средств*
AWDS	Automated Weather Distribution System – *автоматизированная система оповещения о прогнозе погоды*
AWGN	Additive White Gaussian Noise – *аддитивный белый гауссовский шум*
AWN	Aviation Weather Network – *авиационная сеть оповещения о погоде*

AWOG	All Weather Operations Group (EANPG) – *исследовательская группа по всепогодным полетам*
AWOP	All Weather Operations Panel – *группа экспертов ИКАО по всепогодным полетам*
AWOS	Automated Weather Observing System – *система автоматизированного наблюдения за погодой*
AWP	Automated Weather Processor – *автоматизированный обработчик метеоданных*

B

BA	Barometric Altitude – *барометрическая высота*
BC(bc)	Before Christmas – *до нашей эры (до Рождества Христова)*
BCD	Binary Code Decimal – *двоично-десятичное число*
BIPM	Bureau International de Poids et Mesures – *международный комитет мер и весов (Франция)*
BIT	Built-In-Test – *встроенный тест (самотестирование)*
BITS	Building Integrated Timing Supply (BITS "clock") – *встроенный источник тактовых (синхронизирующих) импульсов*
bps	bit per second – *бит в секунду*
BPSK	Binary Phase Shift Keying – *двоичная фазовая манипуляция*
BW	Bandwidth – *полоса частот, занимаемая сигналом*

C

C2	Command and Control – *управление и контроль*
C/A code	Coarse (Clear)/Acquisition Code – *общедоступный "гражданский" код GPS. Применяется, как рабочий код в коммерческом оборудовании и как код предварительного захвата в военной аппаратуре.*
CAA	Civil Aviation Authority – *управление гражданской авиации (Канада)*
CACD	Collins Avionic & Communication Division – *подразделение авионики и связи им. Коллинза (в составе Rockwell International)*
CADC	Central Air Data Computer – *центральный компьютер обработки авиаданных*

CAS	Controlled Access Service – *сервис с управляемым доступом*
CATx	ICAO Category x of Approach – *категория №X захода на посадку по нормам ИКАО*
CBN	Cooperative Base Network – *сеть с общей базой*
CCDS	Consultative Committee for Definition of Second – *консультативный комитет по определению секунды*
CCF	Central Control Facility – *основное управляющее оборудование*
CCIR	Consultative Commitee of International Radio – *международный консультативный комитет по радиовещанию (МККР)*
CCS	Command and Control System – *система управления и контроля*
CCTF	Consultative Committee for Time and Frequency – *консультативный комитет по стандартам времени и частоты (образован в 1956 г.)*
CDI	Course Deviation Indicator – *индикатор отклонения от курса*
CDMA	Code Division Multiple Access – *система с кодовым разделением каналов (кодовое разделение каналов)*
CDTI	Cockpit Display of Traffic Information – *дисплей на приборной доске самолета, для информации о движении*
CDU	Control Display Unit – *дисплейный блок оборудования*
CEP	Celestial Ephemeris Pole – *эфемеридный небесный полюс*
CEP	Circular Error Probable – *круговая вероятность ошибки, равная радиусу окружности, включающей 50% ошибок. Двумерный аналог SEP.*
CEPT	Conference of European Postal and Telecommunications Administrations – *Европейская конференция администраций почт и электросвязи*
CEU	Commission of the European Union – *комиссия Евросоюза*
CFR	Code of Federal Regulations – *кодекс (свод) федеральных законов США*
CG	*то же, что и USCG*
CGS	Civil GPS Service – *гражданское применение GPS*
CGSIC	Civil GPS Service Interface Committee – *координационный комитет по гражданскому применению GPS*

CGSIC	CGS Interface Committee channel – *канал приемника GPS, содержащий схему, необходимую для приема сигнала от одиночного спутника*
CIGNET	Cooperative International GPS Tracking Network – *международная сеть общего пользования, в которой применяется маршрутизация на основе GPS*
CIM	Central Integrity Monitoring – *централизованный мониторинг целостности*
CIO	Conventional International Origin – *международное установленное начало системы координат*
CMF	Control And Monitoring Functions – *функции управления и мониторинга*
C/No	Carrier to Noise Ratio – *отношение уровня несущей к уровню шума*
CNC	Central Navigation Computer – *центральное навигационное вычислительное устройство*
CNES	Centre Nationale d'Etudes Spatiales – *национальное космическое агентство Франции*
CNI	Communication-Navigation-Identification – *связь-навигация-идентификация*
CNS	Communication-Navigation-Surveillance – *связь-навигация-наблюдение*
CS	Cold Start – *"холодный старт", первое включение навигационного приемника, когда абсолютно неизвестны координаты, время, альманах и т.д.*
COMEDS	CONUS Meteorological Distribution System – *система распространения метеоданных в континентальной части США*
CONUS	Continental United States - *континентальная часть США*
CORS	Continuously Operating Reference Station – *непрерывно работающая опорная станция*
CPF	Central Processing Facility – *центр обработки данных*
CRC	Cyclic redundancy check (CRC code) – *контроль с помощью циклического избыточного кода*
CRPA	Controlled Radiation Pattern Antenna – *антенна с управляемой диаграммой направленности излучения*
CRV	Crew Return Vehicle – *спускаемый космический аппарат для возвращения экипажа*

Cs	Cesium – *цезий (редкоземельный металл)*
CS	Control Segment – *сегмент управления*
CSE	Course Selection Error С *погрешность задания курса*
CSOC	Consolidated Space Operations Center (Colorado Springs, USA)
CSTC	Consolidated Space Test Center – *объединенный центр космических исследований*
CSTG	Commission on International Coordination of Space Techniques for Geodesy and Geodynamics – *международная координационная комиссия по применению космической техники в геодезии и геодинамике*
CTDU	crosslink transponder data unit (GPS BLOCK IIR) – *транспондерный блок непрерывного преобразования данных из аналоговой формы в цифровую (спутники GPS серии Block IIR)*
CTP	Conventional terrestrial pole – *общепринятый земной полюс*
CTRS	Conventional Terrestrial Reference System – *общепринятая земная система координат*
CUC	Civil Users Community – сообщество гражданских потребителей
C&V	correction and verification – *коррекция и сравнение*
CW	Continuous Wave – *непрерывная волна (радиоизлучения)*

D

DAB	Data Analysis Branch – *подразделение анализа данных*
DECT	Digital European Cordless Telecommunications – *европейский стандарт цифровой беспроводной связи*
DERA	Defence Evaluation and Researh Agency (UK) – *управление оборонных исследований Великобритании*
DGNSS	Differential GNSS – *дифференциальная подсистема глобальной навигационной спутниковой системы*
DGPS	Differential GPS – *дифференциальная подсистема GPS*
DH	Decision Height – *значащая высота*
DHP	Datum Crossing Point (GBAS) – *точка схождения для данных*
DIA	Defense Intelligence Agency – *разведывательное управ-*

	ление Министерства обороны США
DLL	Delay-Lock-Loop – *система автоматической подстройки по задержке при измерении псевдодальности приемником СНС*
DLM	Data Loader Module – *модуль загрузчика данных*
DMA	Defense Mapping Agency – *Военно-картографическое управление США, впоследствии преобразовано в NIMA*
DME	Distance Measuring Equipment – *дальномерное оборудование*
DME/P	Precision Distance Measuring Equipment – *дальномерное оборудование повышенной точности*
DN	Day Number – *номер дня (в данных альманаха)*
DNS	Decca Navigator System – *фазовая радионавигационная система "Декка"*
DOA	Department of Agriculture – *Министерство сельского хозяйства США*
DOC	Depth of Coverage – *степень покрытия (количество наземных станций, видимых с некоторого спутника)*
DOC	Department of Commerce – *Министерство торговли США*
DoD	Department of Defense (USA) – *Министерство обороны США*
DOI	Department of Interior – *Министерство внутренних дел США*
DOJ	Department of Justice – *Министерство юстиции США*
DOP	Dilution Of Precision – *мультипликативный фактор, влияющий на погрешность измерения дальности и зависящий от взаимного геометрического расположения спутников и потребителя. Также называется геометрическим фактором (GDOP).*
DOS	Department of State – *Госдепартамент США*
DoT	Department of Transportation (USA) – *Министерство транспорта США*
DOY	Day of year – *номер дня в году*
DSCS	Defence Satellite Communications System – *спутниковая система связи Министерства обороны США*
DSI	Detailed Spectrum Investigation – *детализованная спектрограмма*

DSP	Defence Support Program – *правительственная программа США по поддержке исследований для нужд обороны*
DAC	Digital to Analog Converter – *цифро-аналоговый преобразователь (ЦАП)*
DLS	Data Loader System – *система получения (загрузки) данных*
DR	Dead Reckoning – *счисление пути (штурманский термин)*
DRS	Dead Reckoning System – *система счисления пути (обычно пройденного)*
DT&E	Development Test and Evaluation – *испытание и тестирование при разработке*
D/U	Data signal / Undesired signal – *отношение сигнал / помеха*
DVB	Digital Video Broadcasting – *цифровое телевизионное вещание*

E

EANPG	European Air Navigation Planning Group – *Европейская координационная группа по раазвитию аэронавигации*
EAROM	Electrically Alterable Read-Only Memory – *электрически изменяемая память (обобщенный термин)*
EBU	European Broadcasting Union – *Европейский союз радиовещания*
EC	European Commission – *Европейская комиссия*
ECAC	European Civil Aviation Conference – *Европейская конференция по вопросам гражданской авиации*
ECEF	Earth-Centred, Earth-Fixed coordinates – *геоцентрическая фиксированная система координат*
ECI	Earth-Centered, Inertial – *геоцентрическая инерциальная система координат*
EDM	Electronic Distance Measurement – *электронное измерение дальности*
EEPROM	Electrically Erasable Programmable Read-Only – *электрически стираемое программируемое постоянное запоминающее устройство (ППЗУ)*
EET	East European Time – *восточноевропейское поясное время*

EFR	Extended or Electronic Flight Rules – *расширенные (или с применением электронных средств) правила полетов*
EFTF	European Frequency and Time Forum – *Европейский Форум по частоте и времени (ежегодная конференция)*
EGNOS	European Global Navigation Overlay System – *Европейская геостацинарная навигационная система*
EINS	Electronic Integrated Navigation System – *электронная интегрированная навигационная система*
EIRP	Equivalent Isotropic(ally) Radiated Power – *эффективная изотропно-излучаемая мощность*
ELT	Emergency Locator Transmitter – *аварийный радиомаяк*
EMC	Electromagnetic Compatibility – *электромагнитная совместимость*
EMCON	Emission Control – *регулировка излучения (тока эмиссии, тока передатчика)*
EME	Externally Mounted Equipment – *наружное оборудование (напр. антенна спутника)*
EME	ElectroMagnetic Environment – *электромагнитная обстановка*
ENM	Extended Navigation Mode – *расширенный навигационный режим*
EOARD	European Office of Aerospace Research and Development (USAF) – *Европейский офис по аэрокосмическим иследованиям и разработкам ВВС США, Лондон*
EOW	End Of Week – *конец недели (признак в альманахе GPS)*
Eq.E	Equation of equinox – *равенство равноденствия*
ERC	European Radiocommunications Committee – *европейский комитет радиосвязи*
ERD	Estimated Range Deviation – *предполагаемая девиация дальности, оценка дальномерной погрешности*
ERMES	European Radio Messaging System – *европейский стандарт на передачу сообщений на радиочастотах; стандарт ERMES*
ESA	European Space Agency – *Европейское космическое агентство*
ESGN	Electrically Suspended Gyro Navigator – *гироскоп навигатора с электрическим подвесом*
EST	East Standard Time – *восточное поясное время*

ETA	Estimated Time of Arrival – *расчетное время прибытия*
ETRF	European Terrestrial Reference Frame – *европейская система земных координат*
ETSI	European Telecommunications Standards Institute – *Европейский институт стандартов по телекоммуникациям*
EU	European Union – *Евросоюз*
EUGIN	European Union Group of Institutes of Navigation – *объединенная европейская группа исследовательских организаций в области навигации*
EUMETSAT	European Meteorogical Satellite – *Европейский метеоспутник*
EUROCAE	European Organization for Civil Aviation Equipment (Electronics) – *контролирующая европейская организация по применению электронного оборудования в гражданской авиации*
EUROCONTROL	European Organization for Safety of Air Navigation – *европейский комитет по безопасности аэронавигации*
EUT	Equipment Under Test – *оборудование в процессе тестирования*
EVS	Extravehicular Studies – *исследования в открытом космосе, за бортом спутника*

F

FAA	Federal Aviation Agency – *Федеральное авиационное агентство (США)*
FAAR	Federal Aviation Authority of Russia – *Федеральная служба воздушного транспорта России (ФСВТ)*
FAF	Final Approach Fix – *точка выхода на посадочную прямую*
FANS (Phase II)	Future Air Navigation System – *Специальный комитет по контролю и координации разработки и планированию перехода к будущей системе аэронавигации*
FAS	Final Approach Segment (GBAS) – *сегмент выведения на посадку (см. GBAS)*
FBSR	Feedback Shift Register – *сдвиговый регистр с обратной связью*
FCC	Federal Communications Commission – *Федеральная комиссия связи (США)*

FDE	Fault Detection and Exclusion – *обнаружение и исключение отказа*
FDI	Fault Detection and Isolation – *обнаружение и изоляция отказа*
FDMA	Frequency Division Multiple Access – *множественный доступ с частотным разделением*
FDPS	Flight Data Processing System – *обработка полетных данных*
FEC	Forward Error Correction – *прямое исправление ошибок*
FIR	Flight Information Region - *район полетной информации (РПИ)*
FLL	Frequency Locked Loop – *система автоматической подстройки частоты (АПЧ)*
FLTSATCOM	Fleet Satellite Communications System – *спутниковая система связи флота*
FM	Frequency Modulation – *частотная модуляция*
FMS	Flight Management System – *перечень требований к организации управления полетами*
FOC	Full Operational Capability – *полная оперативная готовность*
FPAP	Flight Path Alignment Point – *визирная точка летного маршрута*
FRA	Federal Railroad Administration (USA) – *Федеральная железнодорожная администрация (США)*
FRP	Federal Radionavigation Plan – *Федеральный радионавигационный план*
FRPA	Fixed Radiation Pattern Antenna – *антенна с фиксированной диаграммой излучения*
FRPA-GP	FRPA Ground Plane – *проекция на земную поверхность излучения от FRPA (см. выше)*
FTE	Flight Technical Error – *техническая ошибка пилотирования*
FTP	Fictitious Threshold Point – *воображаемая отправная точка*

G

GAD	GBAS Accuracy Designator – *класс точности наземной системы функционального дополнения*

GALA	Galileo Architecture Definition Contract – *соглашение об архитектуре системы "Галилео"*
GalileoSat	Galileo Space Segment and Related Ground Segment Contract – *соглашение о строении космического сегмента и размещении наземных станций системы "Галилео"*
GAST	Greenwich apparent sidereal time – *наблюдаемое звездное (сидерическое) время на Гринвичском меридиане*
GAST	Galileo Architecture Support Team – *сообщество разработчиков архитектуры системы "Галилео"*
GA	Ground Antennas – *наземная антенна*
GBAS	Ground-Based Augmentation System (ICAO GNSS) – *наземная дополняющая система (дополнение к спутниковой системе навигации в соответствии с требованиями ИКАО)*
GBPP	Ground-Based Prediction Program – *программа предсказания погрешностей на основе наземных наблюдений*
GCN	Ground Communication Network – *наземная сеть связи*
GCS	Ground Control Segment – *наземный сегмент управления спутниковой навигационной системы*
GDOP	Geometric Dilution of Precision – *геометрический фактор снижения точности*
GEMINUS	Galileo European Mutimodal Integrated Navigation User Service
GENESIS	Galileo European Network of Experts to Support The European Commission
GEO	Geostationary Earth Orbit – *геостационарная орбита искусственного спутника Земли*
GERP	GBAS Elevation Reference Point – *точка вертикального наведения GBAS (см. выше)*
GES	Ground-based Earth Station – *наземная станция*
GFAC	Flight Recorder Approval Committee of the International Gliding Commission, Federation Aeronautique Internationale
GIB	GNSS Integrity Broadcasts – *вещание информации о целостности СНС*
GIC	GNSS Integrity Channel (Geostationary Integrity Channel) – *канал уведомления о целостности СНС (через геостационарный спутник)*

GIS	Geographic Information System – *географическая информационнаяя система, ГИС*
GLONASS	GLObal NAvigation Satellite System – *ГЛОбальная Навигационная Спутниковая Система (Россия)*
GMDSS	Global Maritime Distress and Safety System – *глобальная система безопасности и спасения на море*
GMST	Greenwich mean sidereal time – *Гринвичское среднее звездное (сидерическое) время*
GMT	Greenwich Mean Time – *Гринвичское среднее время*
GNSS	Global Navigation Satellite System (ICAO) – *глобальная навигационная спутниковая система (обобщенное понятие в терминологии ИКАО)*
GNSS-2	Global Navigation Satellite Service of second generation – *GNSS второго поколения*
GNSSP	Global Navigation Satellite System Panel (ICAO) – *совет по GNSS при ИКАО*
GPA	Glide path angle – *угол глиссады*
GPNN	Global Positioning & Navigation News (US paper) – *"Новости глобального позиционирования и навигации", бюллетень, издаваемый в США*
GPS	Global Positioning System (USA): (US DoD definition) that "provides a global, three-dimensional positioning, velocity and time information system for aircraft,artillery, ships, tanks and other weapons delivery system.
GRAS	Ground-based Regional Augmentation System – *наземная региональная система функционального дополнения*
GRS	Ground-based Reference Station – *наземная эталонная станция (с прецизионно определенными координатами)*
GRS 80	Geodetic Reference System of 1980 – *эталонная геодезическая система 1980 года*
GPSIC	GPS Information Center – *информационный центр GPS*
GWAN	GNSS Wide Area Network – *всемирная сеть GNSS*

H

HAL	Horizontal Alert Limit (SBAS) – *порог срабатывания предупреждения при отклонении по горизонтали*
HARN	High-Accuracy Reference Network – *высокоточная эталонная система*

HDOP	Horizontal Dilution of Precision – *горизонтальное снижение точности*
HF	High Frequency – *высокая частота, ВЧ*
HIRF	High Intensity Radiation Field – *поле интенсивного излучения*
HMI	Hazardously Misleading Information – *опасное искажение информации (в навигационном приемнике GPS)*
HOW	Hand-Over Word – *ключевое слово, указывающее точную фазу кода GPS*
HPL	Horizontal protection level (SBAS) – *уровень защиты по горизонтали*
HSI	Horizontal Situation Indicator – *индикатор положения по горизонтали*
HUD	Head-up display – *индикация на лобовом стекле (кабины экипажа)*
HV	Host Vehicle – *главный (ведущий) спутник*
HQ USAF	Headquarters US Air Force – *штаб-квартира ВВС США*

I

I/A/CoS/ToA	Integrity, Availability, Continuity of Service and time to alarm – *целостность, доступность, непрерывность обслуживания и время оповещения*
IAG	International Association of Geodesy – *Международная Геодезическая Ассоциация*
IAIN	International Association of Institutes of Navigation – *Международная Ассоциация навигационных организаций*
IALA	International Association of Lighthouse Authorities – *Международная Ассоциация Маячных Служб - МАМС*
IACSP	*поставщик обслуживания международной авиационной связи*
IAF	Initial Approach Fix – *начальная точка захода на посадку*
IAOPA	*Международный совет ассоциаций владельцев и пилотов воздушных судов (ИАОА)*
IAP	GPS Instrument Approach Procedure – *процедура захода на посадку с применением GPS*
IATA	International Air Transport Association – *Международная Ассоциация воздушных перевозчиков*

IAU	International Astronomical Union – *Международный Астрономический Союз*
IBAC	*Международный совет служебной авиации (МССА)*
IBIR	In-Band Interference Rejection – *подавление внутриполосной интерференции*
ICAO	International Civil Aviation Organization – *Международная организация гражданской авиации*
ICC	Interface Control Contractor – *интерфейсный контрольный координатор (организация)*
ICCAIA	*Международный координационный совет ассоциаций авиакосмической промышленности (ИККАИА)*
ICD	Interface Control Document – *интерфейсный контрольный документ*
ICRF	International Celestial Reference Frame – *Международный базовый астрономический набор (как реализация для построения ICRS, см. ниже)*
ICRS	International Celestial Reference System – *Международная астрономическая система координат, с началом в барицентре Солнечной системы. Направление ее осей привязано к удаленным квазарам с точностью, лучшей чем ± 20 угловых микросекунд. Соответствующий набор квазаров сокращенно именуется ICRF.*
ID	Identification – *идентификация (процедура), также идентификационный номер (идентификатор)*
IE	Installable Equipment – *оборудование, разрешенное к установке*
IEC	International Electrotechnical Committee – *Международный электротехнический комитет (МЭК)*
IEEE	Institute of Electrical and Electronical Engineers – *Институт инженеров по электротехнике и радиоэлектронике (ИИЭР)*
IERS	International Earth Rotation Service – *Международная служба слежения за вращением Земли*
IF	intermediate frequency – *мгновенная частота*
IFF	Identification Friend or Foe – *распознавание "свой – чужой"*
IFIC	International Frequency Information Circular – *Международный информационный циркуляр по частотам Бюро радиосвязи Международного союза электросвязи*

IFR	Instrumental Flight Rules – Правила полета по приборам (ППП)
IGEB	Interagency GPS Executive Board – *межведомственный исполнительный совет GPS*
IGP	Ionospheric Grid Point – *точка иносферной сетки*
IGS	International GPS Service for Geodynamics
IIS	Integrated Information System – *интегрированная информационная система*
ILA	International Loran Association – *Международная ассоциация пользователей системы "Лоран"*
ILS	Instrumental Landing System – *система посадки по приборам*
IMC	Instrumental Meteo Conditions – *сложные метеорологические условия*
IME	Internally Mounted Equipment – *оборудование, монтируемое внутри летательного аппарата, спутника*
IMO	International Maritime Organization – *Международная морская организация (ИМО)*
IMS	Integrity Monitoring System – *система слежения за целостностью*
IMT	International Mobile Telecommunications – *международная организация разработчиков и пользователей систем мобильной связи*
IMU	International Measurement Unit – *международная единица измерения*
INMARSAT	International Maritime Satellite Organization – Международная организация морской спутниковой связи "Инмарсат"
INS	Inertial Navigation System – *инерциальная навигационная система*
INTELSAT	International Telecommunication Satellite – *международная система спутниковой связи*
I&M	Improvement and Modernization Programs – *программа развития и модернизации*
IOC	Initial Operational Capability (GPS) – *исходные эксплуатационные возможности GPS*
IODC	Issue of Data, Clock – *передача данных (поправки частоты)*

IODE	Issue of Data, Ephemeris – *передача данных (эфемериды)*
ION	Institute of Navigation (USA) – *Институт навигации (США)*
IOT	In Orbit Test – *проверка функциональности спутника на орбите*
IPP	Ionospheric pierce point – *точка проникновения в ионосферу (для направленных радиоволн)*
IPV	Instrumental Approach with Vertical guidance – *инструментальная посадка со слежением по вертикали*
IRM	IERS Reference Meridian – *опорный меридиан службы слежения за вращением Земли*
IRP	IERS Reference Pole – *опорный полюс службы слежения за вращением Земли*
IRS	Inertial Reference System – *инерциальная опорная система*
I/S	Interference-to-Signal ratio – *отношение интерференция / сигнал*
ISO	International Standartization Organization – *Международная организация по стандартизации (ИСО)*
IT	Information Technologyes – *информационные технологии*
ITRF	International Terrestrial Reference Frame – *опорный набор Международной земной системы координат (см. ITRS)*
ITRS	International Terrestrial Reference System – *Международная земная система координат, с центром в точке центра масс Земли, включая океаны и атмосферу. Реализована на основе координат и скоростей, определенных группой станций наблюдения, см. ITRF.*
ITU	International Telecommunications Union – *Международный союз электросвязи (МСЭ)*
ITU-R	ITU - Radiocommunications sector – *сектор радиосвязи МСЭ*
ITU-RR	Radio Regulations of the ITU – *кодекс нормативов радиосвязи МСЭ*
IVHS	Intelligent Vehicle Highway Systems – *интеллектуальная система управления движением на транспортных магистралях*

J

JCAB	The Japan Civil Aviation Bureau – *Бюро гражданской авиации Японии*
JD	Julian Date – *Юлианская дата*
JGPSC	Japan GPS Council – *руководящий совет по GPS в Японии*
JHU/APL	Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory – *лаборатория прикладной физики при университете им. Джона Гопкинса (США)*
JPL	Jet Propulsion Laboratory – *лаборатория реактивного движения (Пасадена, штат Калифорния)*
JPO	Navstar GPS Joint Program Office – *объединенное руководство программы Navstar GPS*
J/S	Jammer-to-Signal ratio – *отношение помеха / сигнал*
JSC	Joint Spectrum Center (DoD USA) – *объединеный центр контроля за радиочастотным спектром при Министерстве обороны США*
JTDIS	Joint Tactical Information Dissemination (Distribution) System – *объединенная система распространения тактической информации*

K

KASC	Knowledge Availability System Center - *Центр обеспечения доступа к базам знаний (США)*
KB	1. Keyboard - *клавиатура* 2. Knowledge Base - *база знаний, полезной информации*
KBPS	Kilobytes per second – *килобайт в секунду (единица скорости передачи данных)*
KDS	Keyboard Display Station – *пульт дисплейного терминала*
KTS	Kelvin Temperature Scale – *термодинамическая (абсолютная) температурная шкала, шкала Кельвина*
KHL	Kennelly-Heaviside layer - *слой Кеннелли-Хэвисайда (слой Е ионосферы)*
KF	Kalman Filter – *фильтр Калмана*
KGU	Know-Good Unit – *заведомо исправный блок*
KIAS	Knots Indicated Air Speed – *в авиации: приборная воздушная скорость в узлах*

L

L1	*Несущая частота GPS (1575.42 МГц) для передачи C/A и P (или Y) кодов*
L2	*Несущая частота GPS (1227.60 МГц) для передачи только P или Y кода*
L3	*Частота GPS на которой передаются данные системы обнаружения атомных взрывов*
L5	*Перспективная дополнительная частота GPS (1176.45 МГц) для гражданских пользователей*
LAA	Local Area Augmentation – *локальное расширение*
LAAS	Local Area Augmentation System – *локальная система функционального дополнения*
LAD	Local Augmentation Differential – *локальная дифференциальная подсистема*
LADGPS	Local Area Differential GPS – *локальная дифференциальная подсистема GPS*
L-band	*L-диапазон радиочастот от 390 МГЦ до 1550 МГц*
LEO satellite	Low Earth Orbited satellite – *низкоорбитальный спутник*
LEO	Low Earth Orbit – *низкая околоземная орбита*
LEOP	Launch and Early Orbit Phase – *начальная фаза орбитального полета*
LGF	LAAS Ground Facility – *наземное оборудование дифференциальной подсистемы*
LGS	Local Geodetic System – *локальная геодезическая система*
LHCP	Left-hand Circular Polarization – *левосторонняя круговая поляризация*
LLR	Lunar laser ranging – *лазерное измерение дальности до Луны*
LO	Local Oscillator – *локальный (собственный) генератор*
LORAN-C	Long-Range Navigation, Version C
LSB	Least Significant Bit – *младший значащий бит (разряд слова)*
LSF	Leap Seconds Future – *предстоящая секундная коррекция*
LTP	Landing Threshold Point – *точка касания ВПП*

M

MAGR	Miniature Airborne GPS Receiver – *миниатюрный бортовой авиационный приемник GPS*
MAP	Missing Approach Point – *точка ухода на второй круг*
MBS	Mobile Broadcast Service – *мобильная вещательная служба*
MCC	Mission Control Center or Master Control Center – *Центр управления*
M-code	Military Code – *новый навигационный сигнал для военных целей, который будет внедрен на спутниках GPS Block IIF, а также на модернизированных спутниках GPS Block IIR*
MCS	Master Control Station GPS -*главная станция управления GPS*
MDE	Minimum Detectable Error – *минимальная обнаруживаемая ошибка*
MDR	Minimum Detectable Ratio – *минимальное обнаруживаемое отношение*
MEO	Medium altitude Earth Orbit – *средняя околоземная орбита*
MERPR	Maximum Allowable Undetected Pseudorange Error. – *максимально допустимая необнаруживаемая погрешность псевдодальности*
MERPRAS	MERPR, *обусловленная аномалиями, проявляющимися в сигналах всех спутников одновременно, например, при воздействии радиопомехи*
MERPROS	MERR, *обусловленная аномалией, присущей сигналу отдельного спутника, например, искажение корреляционной функции при отслеживании сигнала приемником.*
MERR	Maximum Error – *максимальная ошибка*
MERV	Maximum Allowable Vertical Error – *максимально допустимая погрешность по вертикали*
MES	Mobile Earth Station – *мобильная наземная станция*
MET	Mobile Earth Terminal – *мобильный наземный терминал*
MFR	Message Failure Rate – *частота сбоев сообщения*
MIDS	MultiFunctional Information Distribution System – *многофункциональная система распространения информации Министерства обороны США*

MJD	Modified Julian Date – *модифицированная система юлианского летоисчисления, начиная с 17 ноября 1858 года*
MLS	Microwave Landing System – *СВЧ-система обеспечения посадки*
MMD	Mean Mission Duration – *средняя продолжительность функционирования (для спутника)*
MMIC	Monolithic microwave integrated circuit – *твердотельная интегральная СВЧ схема*
MNPS	Minimum Navigation Performance Specifications – *спецификации по минимальным характеристикам (возможностям) навигации*
MOPS	Minimum Operational Performance Standards – *стандарты на минимальные эксплуатационные характеристики бортовых приемников GPS*
MPSOC	Multi-Purpose Satellite Operations Center – *многоцелевой центр управления и слежения за спутниками*
MS	Monitor Station – *станция слежения*
MSB	Most Significant Bit – *старший значащий бит (старший разряд слова)*
MSL	Mean Sea Level – *средний уровень моря*
MSS	Mobile Satellite Service (System) – *мобильная спутниковая служба (сервис)*
MST	Mean sidereal time – *среднее сидерическое (звездное) время*
MST1	Mean sidereal time corrected for polar motion – *среднее звездное время, скорректированное с учетом движения полюсов*
MTA	Mass Transit Authority – *управление общественным транспортом*
MTBO	Mean Time Between Outage – *среднее время между отключениями (авариями)*
MTTR	Mean Time To Repair – *среднее время на восстановление (ремонт)*

N

NA	Not Applicable – *не используется*
NABS	Navigation Augmentation Broadcast System – *вещательное расширение навигационной системы*

NAGU	Notice Advisory to GLONASS Users – *консультативные сведения для пользователей ГЛОНАСС*
NANU	Notice Advisory to Navstar Users – *консультативные сведения для пользователей NAVSTAR*
NAS	National Airspace System (USA) – *система государственного воздушного пространства США*
NASA	National Aeronautical and Space Administration – *государственная организация США, занимающаяся исследованиями в области аэронавтики и космоса*
NASAO	National Association of State Aviation Officials – *национальная ассоциация государственных руководящих органов авиации (США)*
NASP	National Aerospace Plane – *государственная программа космических исследований*
NATS	National Air Traffic Service Ltd (Gatwick Airport South, UK)
NAV	Navigation – *навигация*
NAVCEN	Navigation Center – *Центр навигации Береговой охраны США*
NAVSAT Info	Navigation Satellite Information Service – *информационный сервис навигационного спутника*
NAVSTAR	Navigation Satellites Time and Ranging – *название спутниковой навигационной системы (измерение времени и дальности посредством навигационных спутников)*
NAWCAD	Naval Air Warfare Center Aircraft Division – *летное подразделение Боевого Центра военно-морской авиации США*
NAWCWPNS	Naval Air Warfare Center Weapons Division – *подразделение вооружений Боевого Центра военно-морской авиации США*
NBS	U.S. National Bureau of Standards (now is NIST) – *Государственное Бюро стандартов США (теперь Национальный Институт стандартов и технологий)*
NCF	Network Control Facilities – оборудование контроля сети
NCO	Numerically Controlled Oscillator – *генератор с числовым управлением*
NDB	Non-Directional Beacon – *ненаправленный маяк*
NDGPS	Nationwide Differential Global Positioning System – *система функционального дополнения, создаваемая Федеральной администрацией железных дорог США совместно с Береговой охраной США и другими ведомствами.*

NDU	Navigation Data Unit – *модуль генерации навигационных данных (на спутнике)*
NDUS	Nudet Detection User Segment – *пользовательский сегмент системы "NUDET" для обнаружения атомных взрывов*
NELS	*Координационное агентство Северо-Западной европейской системы Лоран-С*
NEP	North Ecliptic Pole – *Северный эклиптический полюс*
NGRS	National Geodetic Reference System – *Национальная геодезическая система координат*
NGS	National Geodetic Survey (USA) – *Национальная геологическая служба (орган, руководящий изысканиями в области геологии, геодезии и гидрографии)*
NGSO MSS	Non-GeoStationary MSS – *негеостационарная MSS (см. выше)*
NH or N-H-	Neuman-Hoffman code – *код Ньюмена-Гофмана*
NIS	Number Of Independent Samples – *число независимых выборок*
NIST	National Institute of Standards and Technologies – *Национальный институт стандартов и технологий (Боулдер, Колорадо, США)*
NM (nm)	Nautical Mile – *морская миля*
NMCT	Navigation Message Correction Table – *таблица коррекции навигационного сообщения*
NMEA	National Marine Electronics Association – *Национальная ассоциация разработчиков электронного оборудования для флотских применений (США)*
NLES	Navigation Land Earth Station (EGNOS) – *навигационная наземная (сухопутная) станция*
NOAA	National Oceanic and Atmospheric Administration (USA)
NOTAM	FAA Notice to Airmen System – *извещения для пилотов*
NPA	Non-Precision Approach – *неточный заход на посадку*
NPOESS	National Polar-orbiting Operational Environmental Satellite System (USA) – *объединенная военно-гражданская система оперативного наблюдения за состоянием окружающей среды. Участники - DoD, NASA и др.*
NPV	Non-precision approach with Vertical guidance – *неточный заход на посадку с вертикальным наведением*

NPV I	*NPV категории 1, с точностью по вертикали 20 метров (95%)*
NPV II	*NPV категории 2, с точностью по вертикали 8 метров (95%)*
NOAA	National Oceanic and Atmospheric Association – *Национальная администрация по океану и атмосфере (США)*
NRC	National Research Council (USA) – *Национальный научно-исследовательский совет (США)*
NSA	National Security Agency – *Управление национальной безопасности*
NSC	National Security Council (USA) – *Совет национальной безопасности (США)*
NSC	Non-Standard C/A-Code – *нестандартный C/A код*
NSE	Navigation System Error / Navigation Sensor Error – *погрешность навигационной системы / погрешность навигационного измерителя*
NSY	Non-Standard Y-code – *нестандартный Y код*
NSTB	National Satellite Test Bed (USA) – *государственный испытательный стенд для спутников*
NSWC	Naval Surface Weapons Center (USA) – *Военно-морской исследовательский центр по надводным видам вооружений (США)*
NTIA	National Telecommunications and Information Administration (USA) – *Национальная администрация по связи и информации (США)*
NUSC	Naval Underwater Center – *Военно-морской центр подводных исследований*

O

O&S	Orbitography and Synchronisation (Function) – *орбитография и синхронизация (функция)*
OBCP	On-Board Computer Program – *программа бортового вычислителя*
OBP	On-Board Processor – *бортовой вычислитель*
OCR	Operational and Certification Requirements – *эксплуатационные и сертификационные требования*
OCS	The GPS Operational Control System – *оперативный сегмент управления*

O&M	Operations and Maintenance – *эксплуатация и обслуживание*
OMV	Orbit Maneuvre Vehicle – *маневрирующий МТА*
OOB	Out-of-Band – *внеполосный*
ORD	Operational Requirements Document – *перечень эксплуатационных требований*
OSS	Orbitography And Sysnchronisation Station – *станция орбитографии и синхронизации*
OTF	On-the-fly ambiguity resolution – *разрешение неоднозначности "на лету"*

P

PA	Precision Approach – *точный заход на посадку*
PAN	The GPS Performance Analysis Network – *сеть анализа работоспособности GPS*
PAR	Precision Approach Region – *район точного захода на посадку*
PDOG	Position Dilution of Precision – *снижение точности позиционирования*
PE	1) Precise Ephemeris – *точные эфемериды* 2) Program Element – *элемент программы* 3) Portable Equipment – *портативное оборудование*
PFD	Power Flux Density – *плотность потока мощности*
PHT	Weather sensors: Pressure, Hydrometry and Temperature – *метеодатчики: барометр, гигрометр и термометр*
PL	Protection Level – *уровень защиты*
PLANS	Position Location and Navigation Symposium – *международный симпозиум по определению координат и навигации*
PLGR	Precision Lightweight GPS Receiver – *прецизионный облегченный приемник GPS*
PLL	Phase-Lock-Loop – *система фазовой автоподстройки частоты (ФАПЧ)*
PNP	Payload Navigation Processor – *загрузка навигационного процессора*
PPS	Precise Positioning Service – *возможность точного позиционирования на основе двухчастотного P-кода GPS*

PPSPO	PPS Program Office *управление программой доступа к PPS*
PRN	1. Pseudo-Random Noise – *псевдослучайный шум (помеха)* 2. Pseudo-Random sequence Number – *табличный номер передаваемой спутником GPS псевдослучайной последовательности*
P-signal	Protected signal – *защищенный (шифрованный) сигнал*
PSK	Phase-shift keying – *фазовая манипуляция, ФМн*
PST	Pasific Standard Time – *тихоокеанское стандартное время*
PTTI	Precise Time and Time Interval – *ежегодная конференция по точному измерению интервалов времени*
PVT	Position, Velocity and Time – *местоположение, скорость и время (составляющие полного вектора потребителя)*
	Q
QPSK	Quaternary Phase-Shift Keying – *фазовая манипуляция с четвертичными (фазовыми) сигналами*
	R
R95	*Радиус окружности с центром в истинном фазовом центре антенны, включающей 95% точек горизонтальной плоскости излучения*
RAIM	Receiver Autonomous Integrity Monitoring – *автономный контроль целостности в приемнике*
Ramp Error	*Линейно возрастающая погрешность*
RAS	1. Radio Astronomy Service – *служба радиоастрономических наблюдений* 2. Reliability, Availability, Serviceability – *надежность, работоспособность и ремонтопригодность* 3. Rectified AirSpeed – *индикаторная воздушная скорость*
RDOP	Relative dilution of precision – *относительное снижение точности*
RDS	Radio Data System – *система функционального дополнения с передачей данных по радиоканалу*
RDT&E	Research, Development, Test and Evaluation – *исследование, разработка, проверка и оценка*

Remote Sensing	*Дистанционное зондирование*
R-GEO	GPS-like ranging signals (EGNOS) – *GPS-подобный дальномерный сигнал в системе EGNOS*
RF	Radio Frequency – *радиочастота (радиочастотный диапазон)*
RFI	Radio Frequency Interference – *интерференция радиочастотных сигналов*
RfMS	Reference Monitor Station – *опорная станция слежения*
RFP	Request for Proposal – *запрос предложений*
RHCP	Right-Hand Circular Polarization – *правосторонняя круговая поляризация*
RIMS	Ranging and Integrity Monitoring Station (EGNOS) – *дальномерно-следящая станция системы EGNOS*
RIN	Royal Institute of Navigation, United Kingdom – *Королевский Институт навигации, Великобритания*
RINEX	Receiver Independent Exchange Format – *формат обмена данными, не зависящий от типа приемника (для записи принятых приемниками ГЛОНАСС и GPS данных о фазе несущей и псевдодальности)*
RISC	Reduced Instruction Set Computing – *вычисления с сокращенным набором команд (разновидность архитектуры процессора)*
RME	Radiation Monitoring Equipment – *дозиметрическое оборудование*
RMI	1. Remote Maintenance Interface – *интерфейс удаленного обслуживания* 2. Radio Magnetic Indicator – *радиомагнитный индикатор*
RMS	Root Mean Square – *среднеквадратический*
RNAV	Regional (Area) Navigation – *зональная навигация*
RNP	Required Navigation Parameters (Performance) – *требуемые навигационные характеристики*
RNSS	Radio Navigation Satellite Service – *радионавигационная спутниковая служба*
RR	Radio Regulation – *регламент радиосвязи*
RSS	Root Sum Square – *корень суммы квадратов*

RSS	Relaxed Static Stability – *уменьшенная статическая устойчивость*
RTCA	Radio Technical Commission for Aeronautics (Civil Aviation) – *радиотехническая комиссия по аэронавтике (гражданская авиация)*
RTCM	Radio Technical Commission For Maritime Service – *радиотехническая комиссия для морских служб*
RTS	Remote Tracking Station – *станция дистанционного слежения*

S

S	*S-радиодиапазон, микроволны с частотой около 2...4 ГГц*
SA	Selective Availability – *избирательный доступ (преднамеренное внесение погрешностей в сигнал GPS, предназначенный для неавторизованных пользователей. В настоящее время не применяется)*
SAIM	Satellite Autonomous Integrity Monitoring – *автономный контроль целостности (на спутнике)*
SAR	Search and Rescue – *поиск и спасение*
SARSAT	Search and Rescue Satellite – *поисково-спасательный спутник*
SATCOM	Satellite Communications – *спутниковые коммуникации*
SATZAP	*Технология, применяемая на главной станции управления GPS в случае обнаружения неисправности спутника. После подтверждения неисправности, персонал станции передает спутнику внеочередную команду сменить номер PRN на PRN37 – недействующий спутник*
SAW	Surface Acoustic Wave filter – *фильтр на поверхностных акустических волнах, ПАВ-фильтр*
SBAS	Satellite Based Augmentation System (ICAO GNSS) – *система функционального расширения с применением спутников*
SBI/BP	Space-based Interceptor/Brilliant Pebbles – *космический перехватчик Brilliant Rebbels*
SDI	Strategic Defense Initiative – *стратегическая оборонная инициатива, СОИ*
SDLS	Standard Data Link System – *стандартный канал передачи данных*

SEP	Spherical Error Probable - *сферическая вероятная ошибка, численно равна радиусу сферы, включающей 50% вероятных ошибок в трех измерениях*
SGS	Signal Generator System – *система формирования сигнала*
SID	1. Standard Instrument Departure – *вылет по приборам по стандартной траектории* 2. Sudden Ionospheric Disturbance – *внезапное ионосферное возмущение*
SIS	Signal in Space – *сигнал в пространстве*
SKYNET	*Спутниковая система связи "Скайнет"*
SLR	Satellite laser ranging – *спутниковый лазерный дальномер*
S/N	Signal-to-Noise Ratio – *отношение сигнал/шум*
SNR	Signal-to-Noise Ratio – *отношение сигнал/шум*
SONET	Synchronized Optical Network – *синхронная оптическая сеть*
S-PCN	Satellite Personal Communications Network – *сеть персональной спутниковой связи*
S-PCS	Satellite Personal Communications Services – *службы спутниковых систем персональной связи*
SPS	Standard Positioning Service - *обеспечение стандартной точности позиционирования для гражданских пользователей при помощи одночастотного C/A-кода*
SPV	Special Purpose Vehicle – *носитель специального назначения*
SQM	Signal Quality Monitoring – *слежение за качеством сигнала*
SRP	Solar radiation pressure – *давление солнечного излучения, "солнечный ветер"*
SS	Space Segment – *космический сегмент*
SSR	Secondary Surveillance Radar – *РЛС вторичного наблюдения*
STANAG	NATO Standardization Agreement – *соглашение НАТО о стандартизации*
STAR	Standard Terminal Arrival Route – *стандартный маршрут прибытия в зону аэропорта*

STDMA	Space-Time Division Multiple Access – *многостанционный доступ с пространственно-временным разделением каналов*
STE	Special Test Equipment – *специальный испытательный стенд*
STEP	Space Test Experiments Platform – *платформа для космических исследований*
SV	Space Vehicle – *космический корабль, спутник*
SVN	Space Vehicle Number – *номер спутника*

T

T&C	Telemetry and Command – *телеметрия и команды*
TACAN	Tactical Air Communications and Navigation System – *система связи и навигации тактической авиации США*
TAE	Track Angle Error – *ошибка путевого угла*
TAI	International atomic time – *международное атомное время*
TBC	To Be Confirmed (Corrected) – *подлежит подтверждению (коррекции)*
TBD	To Be Defined (Determined) – *подлежит определению*
TBDL	To Be Determined Later On – *подлежит определению позже*
TBS	To Be Supplied – *подлежит предоставлению*
TCAS	Traffic Allert and Collision Avoidance Systems – *системы безопасности движения и предотвращения столкновений*
TCR	Telemetry Command and Ranging – *команды телеметрии и дальномерный код*
TDMA	Time Division Multiple Access – *множественный доступ с временным разделением*
TEC	Total Electron Content – *суммарное содержание свободных электронов в ионосфере*
TECU	Total Electron Content Units – *единица содержания свободных электронов в ионосфере; 1 единица = 10^{16} электронов на м^3*
TENs	Trans European Networks – *трансевропейские сети*
TLAM	GPS-guided Tomahawk Land Attack Missile – *наземные ракеты "Томагавк" с наведением по GPS*

TLM	Telemetry word – *слово телеметрии, телеметрическая информация*
TLS	Target Level of Safety – *целевой уровень безопасности*
TMS	Test Bed Master Station – *испытательный макет главной станции*
TOD	Time Of Day – *время в интервале дня*
TOW	Time Of Week – *время в интервале недели*
TRANSIT	Navy Navigation Satellite System – *морская навигационная система "Транзит"*
TRS	Test Bed Reference Station – *опорная станция испытательного стенда*
TSE	Total System Error – *суммарная погрешность системы*
TSO	Technical Standard Order – *стандартизованные технические требования*
TSPI	Time Space Position Information – *пространственно-временная информация*
TSS	Tactical Space Systems – *тактические космические системы*
TTA	Time-To-Alarm – *время до тревожного оповещения (термин авиационных систем), максимальное время от обнаружения неисправности системы до оповещения потребителя*
TT&C	Telemetry, Tracking, And Commanding – *телеметрия, слежение и управление*
TTFF	Time-To-First-Fix – *время до первого определения координат навигационным приемником*
TTSF	Time-To-Subsequent-Fix – *время до последующего определения координат навигационным приемником*

U

UE	User Equipment – *оборудование потребителя*
UERE	User Equipment Ranging Error – *ошибка измерения псевдодальности потребителем*
UHF	Ultra High Frequency – *ультравысокая частота, УВЧ*
UHF F/O	Ultra-high Frequency Communications Satellites Follow-on Program – *программа доработки спутниковых УВЧ-систем связи в процессе эксплуатации*

UI	User Interface - *интерфейс пользователя (устройства отображения информации и управления прибором)*
UMTS	Universal Mobile Telecommunications System – *глобальная система мобильной связи*
UP	User Platform – *платформа пользователя*
URA	User Range Accuracy – *точность измерения дальности потребителем*
URE	User Range Error – *погрешность измерения дальности потребителем*
US	User Segment – *сегмент потребителей*
USCG	United States Coast Guard – *Береговая охрана (морская пограничная служба) США.*
USGIC	United States GPS Industry Council – *консультативный совет производителей оборудования GPS (США)*
USNO	United States Naval Observatory – *Военно-морская обсерватория США*
USO	Ultra Stable Oscillator – *сверхстабильный генератор*
USSPACECOM	United States Space Command – *Космическое командование США*
UT	Universal Time – *Всемирное время*
UT1	Universal time corrected for polar motion – *универсальное время, скорректированное для движения полюсов*
UTC	Universal Coordinated Time – *координированное всемирное время*

V

VAL	Vertical Alarm Limit – *порог срабатывания сигнализации по вертикали*
VDB	VHF Data Broadcast – *передача данных по ОВЧ-каналу*
VDL	Very High Frequency (VHF) Digital Link – *цифровой ОВЧ-канал передачи данных*
VDOP	Vertical Dilution of Precision – *вертикальное снижение точности*
VFR	Visual Flight Rules – *правила визуального полета*
VHF	Very High Frequency – *очень высокая частота, ОВЧ*
VLBI	Very Long Baseline Interferometry – *интерферометрия с сверхдлинной базой*

VNAV	Vertical Navigation – *вертикальная навигация*
VOR	VHF Omni-Directional Range – *всенаправленный курсовой радиомаяк УКВ-диапазона*
VOR/DME	VOR with Distance Measuring Equipment – *VOR с оборудованием для измерения дальности*
VORTAC	combined VOR and TACAN – *комбинация VOR и системы "Такан"*
VPL	Vertical Protection Level (SBAS) – *уровень защиты по вертикали*
VSAT	Very Small Aperture Terminal (communication satellite) – *миниатюрный апертурный терминал (на телекоммуникационном спутнике*
VSWR	Voltage Standing Wave Ratio – *коэффициент стоячей волны, КСВ*
VTF	Vector-To-Final (Approach) – *вектор захода на посадку*

W

WAAS	Wide Area Augmentation System – *широкозонная дополняющая система*
WADGPS	Wide Area Differential GPS – *широкозонная дифференциальная подсистема*
WAN	Wide Area Network – *широкозонная сеть (сеть с широким территориальным охватом)*
WER	Word Error Rate – *частота прохождения сбойных слов*
WG	Working Group – *рабочая группа*
WGS-84	World Geodetic System of 1984 – *Всемирная геодезическая система 1984 года*
WIB	Wide area Integrity Broadcast – *широковещательное оповещение о целостности*
WN	Week Number – *номер системной недели (в данных альманаха GPS)*
WP	Working Paper – *рабочая карта*
WRC	World Radiocommunications Conference – *Всемирная конференция по радиосвязи*
WTO	World Trade Organisation – *Всемирная торговая организация*
WVR	WVR Water vapor radiometer – *радиогигрометр (измеритель влажности воздуха)*

Приложение 2.

РЕСУРСЫ ИНТЕРНЕТ

Фирмы и общественные организации

Airline Pilots Association: http://www.alpa.org
American Institute of Aeronautics and Astronautics: http://www.aiaa.org
American Mobile Satellite Corp.: http://www.skycell.com
Analog Devices Inc.: http://www.analog.com
Alpine Electronics: http://www.alpinel.com
Ashtech Inc.: http://www.ashtech.com
ATX Technologies: http://www.track.com
Comroad: http://www.solidinfo.com
Blue Marble Geographies: http://www.bluemarblegeo.com
Delorme Mapping: http://www.delorme.com
Dimensions International Inc.: http://www.dimensions-mtl.com
Etak Inc.: http://www.etak.com
Garmin International: http://www.garmin.com
Geotek: http://www.geotek.com
The Goeken Group: http://www.goeken.com
Greenfield Associates: http://www.greenf.com/greenf/
Hewlett Packard: http://www.hp.com
Honeywell Inc.: http://www.honeywell.com
Hughes Electronics Corp.: http://www.hughes.com
Institute of Navigation: http://www.ion.org
ITS America: http://www.itsa.org
Liikuva Systems International: http://www.liikkuva.com
Megapulse: http://www.megapulse.com
Motorola Inc.: http://www.mot.com
Navitrak International Corp.: http://www.navitrak.com
Navstar Systems: http://www.telecom.com/navstar
Navsys Corp.: http://www.navsys.com
Odetics Inc.: http://www.odetics.com
Orbital Sciences Corp.: http://www.orbital.com
Pelorus Navagation Systems Inc.: http://www.pelorus.ca
Pro Tech: http://www.ptm.com

Raytheon Co.: http://www.raytheon.com
Rockwell Collins: http://www.cca.rockwell.com
RTCA: http://www.rtca.org
SiRF Technology: http://www.sirf.com
Trimble Navigation: http://www.trimble.com
WR Inc.: http://www.galaxy.net.com/wri
Xypoint: http://www.xypoint.com

Координационный научно-информационный центр: http://www.glonass-center.ru
Компания "Геокосмос": http://www.geokosmos.ru
ЗАО НПП "Навгеоком": http://www.agp.ru
ГИС-ассоциация (является проектом компании Profound Solutions): http://www.allgis.ru
Ижевский радиозавод: http://www.irz.ru/products/navig/glonas
Центр телематических решений: http://telematica.ru
ООО "Моринтех" (Морские информационные технологии): http://www.ecdis.ru

Государственные организации

European Union: http://www.europa.eu.int
Federal Aviation Administration: http://www.faa.gov
Federal Communications Commission: http://www.fcc.gov
National Geodetic Survey: http://www.ngs.noaa.gov/GPS/GPS.html
U.S. Coast Guard: http://www.navcen.uscg.mil
U.S. Naval Observatory: http://www.usno.mil
World Trade Organization: http://www.wto.org

Университеты и научно-исследовательские организации

Australian Surveying and Land Information Group (AUSLIG):
http://www.auslig.gov.au/geodesy/geodesy.htm
California Institute of Technology. Division of Geological and Planetary Sciences. GPS Library:
http://www.gps.caltech.edu/facilities/library.html
Coordinational Scientific Information Center of Russian Space Forces
(GLONASS information): http://satoav.atc.ll.mit.edu
Czech Techical University GPS/GLONASS Gopher Server: gopher://gopher.feld.cvut.cz/11/satelit
Electronic Precision Fanning Institute (Purdue University):

http://pasture.ecn.purdue.edu/~mmorgan/PFI/PFI.html

Federal Geodetic Control Subcommittee Home Page: http://www.ngs.noaa.gov/FGCS/fgcs.html

Geodetic Survey of Canada: http://www.geod.emr.ca/

German Institute for Applied Geodesy: http://www.potsdam.ifag.de/english/info/ifag-geodaesie-e.html

Goddard Space Flight Center -Crustal Dynamics Data Information: http://cddis.gsfc.nasa.gov/cddis.html

ITS (Intelligent Transportation Systems) Online: http://www.itsonline.com/

International Earth Rotation Service: ftp://mesiom.obspm.fr/iers/

International GPS Service for Geodynamics: http://igscb.jpl.nasa.gov/

MIT Lincoln Laboratory: http://satnav.atc.ll.mit.edu/

Paul Tarr's Reference Links to GPS General Information Sources: http://www.inmet.com/~pwt/gps_gen.html

Peter Dana's Overview of GPS: http://wwwhost.cc.utexas.edu/ftp/pub/grg/gcraft/notes/gps/gps.html

Southern California Integrated GPS Network: http://milhouse.jpl.nasa.gov/

U.S. Department of Transportation: http://www.dot.gov

U.S. National Earth Orientation Service: http://maia.usno.navy.mil/

University NAVSTAR Consortium: http://www.unavco.ucar.edu/

Информационно-аналитический центр координатно-временного обеспечения, ЦУП, http://www.mcc.rsa.ru/iackvo

Информационные источники в области СРНС

Global Positioning & Navigation News: http://www.phillips.com/telecom.catalog.gpnn.html

GPS World: http://www.gpsworld.com

Navtech Seminars: http://www.navtechgps.com

Phillips Business Information, Inc.: http://www.telecomweb.com

Technology Plus: http://www.technologyplus.com

Познавательные материалы

Сайт Дениса Тучина http://www.kiam1.rssi.ru/~den/gps/

Сайт Ларри Богана http://www.go.ednet.ns.ca/~larry/gps/gps_talk.html

Продажа литературы по GPS: http://www.navtechgps.com/

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Соловьев Ю.А.** Системы спутниковой навигации. – М.: Эко-Трендз, 2000.

2. **Глобальная** спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС. Под ред. В.Н.Харисова, А.И.Перова, В.А.Болдина. – М.: ИПРЖР, 1998.

3. **Решетнев М.Ф.** Развитие спутниковых навигационных систем. Информационный бюллетень НТЦ "Интернавигация". 1992. №1. С. 6–10.

4. **Интерфейсный** контрольный документ ГЛОНАСС. КНИЦ МО РФ. 5-я ред., 2002.

5. **Зурабов Ю.Г.** Перспективное использование спутниковых навигационных систем на морском флоте//Средства связи. 1999. № 4(5).

6. **Итин С.** "ИНС-КОНТРОЛЬ – универсальная диспетчерская система контроля местоположения транспортных средств на базе спутниковых ГЛОНАСС/GPS навигационных технологий и современных технологий связи//Средства связи" 1999. № 4(5).

7. **Смирнов Ю.А.** Сеть мониторинга частотно-временного поля ГЛОНАСС, EFTF, 12–18 марта. –Варшава, 1998.

8. **Лебедев М.** ГЛОНАСС как средство высокоточной передачи координированного всемирного времени UTC, EFTF, 12–18 марта.–Варшава, 1998.

9. **Волков Н.М.** Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС//Успехи современной радиоэлектроники. 1997. №1.

10. **Поваляев А.А.** Определение относительных координат по радиосигналам системы ГЛОНАСС. ISSN 0033-8486//Радиотехника".1996. №4.

11. **Scott Pace, Gerald Frost, Irving Lachow and others.** Interface Control Document ICD-GPS-200-C. The Global Positioning System. Assessing National Policies, RAND, MR-614-OSTP, 1993.

12. **DeBolt, Robert O., et al.** A Technical Report to the Secretary of Transportation on a National Approach to Augmented GPS Services, U.S. Department of Commerce, National Telecommunications and Information Administration and U.S. Department of Transportation, NTIA Special Publication 94-30, December 1994.

13. **Feldman, N. E., L. N. Rowell, CoNine P. A.** A Physically Survivable Backup for the NAVSTAR Global Positioning System, RAND, R-1780-ARPA, December 1975.

14. **Judycki Dennis and Gary Euler.** The Intelligent Vehicle-Highway Systems Program in the United States, U.S. Department of Transportation, Washington, D.C., April 1993.

15. **Тихонов В.И., Харисов В.Н.** Статистический анализ и синтез ра-

диотехнических устройств и систем. – М.: Радио и связь, 1991.

16. **Тихонов В.И.** Оптимальный прием сигналов. – М.: Радио и связь, 1983.

17. **Перов А.И.** Оценка параметров сигнала. – М.: Изд-во МЭИ, 1997.

18. **Перов А.И.** Оптимальная нелинейная фильтрация. – М.: Изд-во МЭИ, 1987.

19. **Губин В.А., Клюев П.Ф., Костылев А.А. и др**. Основы радионавигационных измерений. Под ред. П.Ф.Клюева. – М.: Изд-во Мин. обороны, 1987.

20. **Седж Э.П., Мелс Дж.** Теория оценивания и ее применение в связи и управлении. – М.: Связь, 1976.

21. **Невдяев Л.М.** "Российский космический радиомаяк." – Internet: http://strag-a.narod.ru/gps.htm

22. **Бортовые** устройства спутниковой навигации / Под ред. В.С.Шебшаевича. – М.: Транспорт, 1988.

23. **Болдин В.А.** Зарубежные глобальные системы навигации. – М.: Изд-во ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1986.

24. **Владимиров А.** В полете – тройка "Ураганов"//Новости космонавтики. 1999. №4,5.

25. **Волков Н.М., Иванов Н.Е. и др.** Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС//Успехи современной радиоэлектроники. 1997. №1.

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение 3
Глава 1. История развития радионавигации 12
1.1. Развитие радионавигации в США 16
1.2. Развитие радионавигации в СССР и России 32
Глава 2. Общие принципы функционирования СНС 39
2.1. Обобщенная структура спутниковой навигационной системы .. 39
2.1.1. Космический сегмент 40
2.1.2. Сегмент управления 42
2.1.3. Сегмент потребителей 43
2.1.4. Определение текущих координат НКА 43
2.2. Общепринятые единицы мер времени 44
2.3. Системы отсчета времени, применяемые в СНС 47
2.4. Шкалы времени СНС и их синхронизация 49
2.5. Системы координат, применяемые в СНС 51
2.6. Движение спутника в инерциальной системе координат 54
2.6.1. Невозмущенное (кеплерово) орбитальное движение 54
2.6.2. Орбитальное движение с учетом возмущающих факторов 62
2.7. Навигационные характеристики спутников 66
2.8. Навигационная задача и методы ее решения 69
2.8.1. Дальномерный метод 69
2.8.2. Псевдодальномерный метод 71
2.8.3. Разностно-дальномерный метод 72
2.8.4. Прочие методы решения навигационной задачи 73
2.8.5. Определение пространственной ориентации объекта 74
2.9. Радиосигналы и навигационные сообщения в СНС 75
2.9.1. Шумоподобные сигналы 79
2.9.2. Фазоманипулированные сигналы 80
2.9.3. М-последовательности 83
2.9.4. Навигационные сообщения 86
2.9.5. Модуляция сигнала навигационным сообщением 88
2.9.6. Синхронизация приемной части СНС 90
2.10. Алгоритмы первичной обработки сигналов и извлечения информации 91
2.11. Алгоритмы вторичной обработки 98
2.12. Факторы, влияющие на точность определения вектора потребителя 101
2.13. Дифференциальная подсистема 107

Глава 3. Система глобального позиционирования ГЛОНАСС, Россия 111
3.1. Космический сегмент 111
3.2. Сегмент управления 118
3.3. Сегмент потребителей 120
3.4. Интерфейс системы ГЛОНАСС 121
3.4.1. Физические параметры радиосигналов ГЛОНАСС 122
3.4.2. Формирование кодовых последовательностей 127
3.4.3. Время системы ГЛОНАСС 131
3.4.4. Структура навигационного сообщения 344
3.4.5. Контроль целостности радионавигационного поля СНС ГЛОНАСС 150
Глава 4. Система глобального позиционирования GPS NAVSTAR, США 153
4.1. Космический сегмент 153
4.2. Сегмент управления 156
4.3. Сегмент потребителей 158
4.4. Интерфейс системы GPS NAVSTAR 159
4.4.1. Физические параметры радиосигналов GPS 162
4.4.2. Формирование кодовых последовательностей 166
4.4.3. Структура навигационного сообщения ID2 179
4.4.4. Содержание навигационного сообщения в подкадрах 193
4.5. Основные системные различия GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС 225
Приложение 1. Глоссарий 229
Приложение 2. Ресурсы Интернет 265
Список литературы 268