

ССРНС

# Сетевые спутниковые радионавигационные системы

2-Е ИЗДАНИЕ, ПЕРЕРАБОТАННОЕ И ДОПОЛНЕННОЕ  
ПОД РЕДАКЦИЕЙ ПРОФЕССОРА В.С.ШЕБШАЕВИЧА



• РАДИО И СВЯЗЬ •  
МОСКВА  
1993

**Сетевые** спутниковые радионавигационные системы/В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцевич и др.; Под ред. В. С. Шебшаевича.—2-е изд., перераб. и доп.—М.: Радио и связь, 1993.—408 с.: ил.—ISBN 5-256-00174-4.

Рассматриваются принципы построения, использования и комплексного проектирования сетевых спутниковых радионавигационных систем (ССРНС), а также основные свойства их как больших измерительно-вычислительных систем высокого класса точности. В общем виде характеризуется структура ССРНС с указанием взаимодействия отдельных звеньев системы, кратко описываются системы «Глонасс» и «Навстар», анализируются сигналы, энергетика навигационных радиолиний с учетом влияния ионосферы и тропосферы, синхронизация временных шкал сети навигационных ИСЗ (НИСЗ) и формирование кадра служебной информации. Подробно рассматриваются принципы построения аппаратуры потребителей (АП) и ее разновидности, процессы в устройствах первичной и вторичной обработки, возможности фазовых измерений по несущей частоте, дифференциальный режим навигационных определений.

Приводятся алгоритмы решения навигационно-временных задач как конечными, так и итерационными способами по полным выборкам результатов измерений и по выборкам нарастающего объема, оценки точности навигационно-временных сеансов, структура математического обеспечения АП.

Даются основы системных принципов проектирования ССРНС с характеристикой последовательности выбора и расчета основных параметров системы в целом и ее составных элементов, синтез сетей НИСЗ как по условиям наблюдаемости, так и по точностным критериям, основы объединения радионавигационных полей от спутниковых и наземных РНС и комплексной обработки информации на борту потребителя.

В отличие от 1-го издания (1982 г.) здесь впервые описывается советская система «Глонасс», анализируется АП, совместно использующая системы «Глонасс» и «Навстар», приводятся различные способы навигационного, временного и геодезического использования ССРНС, рассматриваются разновидности АП.

Для научных работников и преподавателей вузов. Может быть полезна судоводительскому и штурманскому составу.

Табл. 33. Ил. 115. Библиогр. 227 назв.

Авторы: В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцевич, А. В. Калугин, Э. Г. Ковалевский, И. В. Кудрявцев, В. Ю. Кутиков, Ю. Б. Молчанов, Ю. А. Максютенко

Редакция литературы по радиотехнике и электросвязи

2302040000-063

C 93-92

046(01)-93

ISBN 5-256-00174-4

© Шебшаевич В. С., Дмитриев П. П., Иванцевич Н. В. и др., 1993

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Первое издание этой книги было выпущено в 1982 г. и разошлось в кратчайший срок. По прошествии десяти лет с выхода в свет эта книга так и осталась единственной в мировой литературе монографией по сетевым спутниковым РНС. Авторы получили за это время многочисленные свидетельства того, насколько широко используется книга специалистами соответствующих профилей, преподавателями и студентами вузов и как велик неудовлетворенный спрос на нее.

Поэтому авторы с признательностью приняли предложение издательства «Радио и связь» подготовить книгу к переизданию.

Актуальность повторного издания подкрепляется еще и тем обстоятельством, что оно позволит восполнить пробел в освещении принципов построения советской сетевой СРНС «Глонасс», информация о которой до сих пор скудна и отрывочна. в то время как интерес к сопоставлению характеристик независимо созданных советской системы «Глонасс» и американской системы «Навстар» достаточно возрос, особенно в связи с предполагаемым международным использованием системы «Глонасс».

Во втором издании структура книги в основном сохранена, но содержание ее подверглось существенной переработке. В результате в ней нашли отражение многие направления проблематики ССРНС, ставшие актуальными и развившиеся в 80-е гг.: совместное использование отличающихся способом разделения сигналов систем «Глонасс» и «Навстар», дифференциальный режим навигационно-временных определений, синхронизация шкал времени в удаленных пунктах, геодезическое использование ССРНС с применением измерений по фазе несущей частоты, определение угловых координат, режим наблюдения по ССРНС в системах управления движением объектов, комплексирование бортовой аппаратуры ССРНС с другими бортовыми датчиками навигационной информации, целеуказания в системе обнаружения терпящих бедствие.

При подготовке второго издания были учтены замечания и советы, полученные от ряда читателей, за что авторы выражают им свою искреннюю благодарность.

## ВВЕДЕНИЕ

Спутниковая навигация — новая, быстро развивающаяся ветвь навигации подвижных объектов. Она явилась одной из первых областей прикладной космонавтики, ориентированной на удовлетворение потребностей практической деятельности человека. Навигация по спутникам Земли начала развиваться с появлением первых советских ИСЗ, опираясь на уже подготовленную теоретическую базу.

Впервые научно-исследовательские работы по навигационному использованию ИСЗ начались в Советском Союзе, в Ленинграде, в 1955 г. под руководством проф. В. С. Шебшаевича, причем первые их результаты были опубликованы уже в октябре 1957 г. [6]. Аналогичные проработки стали проводиться также в г. Горьком (ныне — Нижний Новгород) под руководством проф. М. М. Кобрина. В 1958—59 гг. были определены структура и состав радионавигационной спутниковой системы, выбраны методы радионавигационных измерений и обоснованы основные проектные параметры системы с высотой орбиты 1000 км, что определило облик 1-го поколения спутниковых систем [8].

Спутниковые радионавигационные системы (СРНС) 1-го поколения, появившиеся в начале 60-х гг., быстро зарекомендовали себя как весьма точные и надежные средства морского судовождения. Их использование позволило оценить возможности применения СРНС также для воздушной навигации, для навигации наземных подвижных объектов, для определения параметров движения космических аппаратов (КА) и для систем управления движением.

Успешная эксплуатация советской СРНС «Цикада» получила наиболее яркую демонстрацию при обеспечении похода атомного ледокола «Арктика» к Северному полюсу, когда с ее помощью предельно точно было зафиксировано достижение полюса [130]. В США с 1964 г. действует радиально-скоростная (доплеровская) СРНС «Транзит», созданная по заказу ВМФ для навигационного обеспечения атомных подводных лодок, оснащенных баллистическими ракетами. В результате длительной отработки этой системы достигнуты высокие точности, которые для неподвижного потребителя (П), оборудованного 2-канальной аппа-

ратурой, характеризуются среднеквадратической погрешностью 32 м, причем при движении погрешности возрастают из-за неточности счисления.

Оказалось выгодным оснащать спутниковой навигационной аппаратурой и суда торгового флота, так как благодаря точности судовождения удается настолько сэкономить время плавания и топливо, что бортовая аппаратура потребителя (БАП) окупает себя после первого же года эксплуатации [79].

Стал расширяться круг задач, решаемых на море с применением СРНС. В их число входят: обеспечение рыбных промыслов, координирование работ на прибрежном шельфе, географическая привязка гидрометеобуев и исследовательских платформ, определение места аварий и несчастных случаев и т. п.

Следует отметить, что техническая идеология и аппаратные решения СРНС 1-го поколения оказали влияние на выбор принципов построения радиотехнической системы обнаружения терпящих бедствие и были использованы при создании международной системы «Коспас» — «Сарсат», в разработке которой приняли участие СССР, США, Канада и Франция [185].

Успехи применения СРНС 1-го поколения для морского судовождения стимулировали поиски возможностей применения навигационных ИСЗ (НИСЗ) для других потребителей. Была испытана самолетная аппаратура применительно к сигналам и «Цикады», и «Транзита». При этом оказалось, что погрешность определения местоположения слабо зависит от маневров самолета и определяется преимущественно погрешностями знания путевой скорости, не выходя за пределы 1,8 км [86].

Стало очевидным, что спутниковые системы можно использовать также для навигации наземных П, в особенности при движении в безориентирной местности. Наряду с этим возможность точного определения координат П не только на их борту, но и в выделенных наземных центрах навигации (НЦН) явилась основой для проектирования спутниковых систем связи и управления движением — воздушным («Аэросат») и морским («Марсат», «Инмарсат») [117].

СРНС 1-го поколения (типа «Цикада» и «Транзит») обладают, однако, существенным недостатком — при движении П точность местоопределения уменьшается из-за влияния погрешностей счисления. В самом деле, такие системы строят на нескольких (шести) НИСЗ, обращающихся по независимым орбитам высотой 1000 км, узлы которых равномерно распределяются по экватору. При такой структуре системы, во-первых, НИСЗ проходят через зону видимости наземного потребителя независимо друг от друга, в среднем через 1,5 ч на экваторе, что допускает проведение только дискретных навигационных сеансов; во-вторых, ввиду использования в сеансе лишь одного НИСЗ продолжительность измерений может достигать до 10...16

мин. Таким образом, большая длительность сеансов и значительные интервалы между ними делают неизбежным использование счисления координат, при этом ошибки счисления ограничивают точность местоопределения.

СРНС 2-го поколения создавались как системы, которым такие недостатки несвойственны. При обосновании и разработке структуры СРНС основное внимание было уделено принципам построения таких систем, которые обеспечивали бы для любых П (как движущихся, так и неподвижных относительно поверхности Земли) повышенную точность местоопределения, непрерывность навигационной работы и практически мгновенную выдачу определяемых параметров.

Первоначальные поиски связывались с совершенствованием низкоорбитальных СРНС 1-го поколения путем увеличения числа независимо обращающихся НИСЗ при подъеме высоты их орбиты с одновременным добавлением к доплеровскому каналу еще и дальномерного. Однако этот путь не мог привести к более радикальным решениям, чем непрерывное измерение двух параметров по двум НИСЗ.

Дальнейшее развитие идей непрерывной и одномоментной спутниковой навигации связано с изысканием путей определения полного вектора состояния П, включающего три пространственные координаты и три составляющие скорости. Поскольку при использовании пассивного метода измерения дальности (с хранением начала отсчета на борту П) необходимо дополнительно определять в навигационном сеансе также смещение бортовой временной шкалы, а для повышения точности радиально-скоростных (доплеровских) измерений требуется дополнительно определять смещение бортовой опорной частоты, число определяемых параметров возрастает с 6 до 8. Поэтому при измерении относительно каждого НИСЗ двух навигационных параметров (НП) для набора минимально необходимого числа измерений требуется одновременная видимость минимум четырех НИСЗ. В связи с этим детальной проработке подвергались такие варианты СРНС, которые обеспечивают в любой точке земной поверхности видимость не менее четырех НИСЗ или, иначе говоря, создают 4-кратное покрытие земной поверхности зонами видимости спутников.

Интерес приобрели высокие НИСЗ с суточным периодом обращения как обладающие значительной зоной видимости (угловой диаметр  $162^\circ$ ), локализованной в определенном районе земной поверхности. Однако практического применения они пока не нашли (см. § 23.3).

Основное внимание сосредоточилось на средневысоких орбитах. Спутники на таких орбитах имеют достаточно обширную зону видимости и позволяют уверенно выполнять по ним радиально-скоростные измерения.

На среднеорбитных спутниках оказывалось возможным реализовать важную для нового поколения СРНС техническую идею — координацию пространственного расположения НИСЗ на орбитах и координацию по времени излучаемых спутниками сигналов. Именно координация движения всех НИСЗ придает системе сетевые свойства, которых она лишается при отсутствии коррекции положения НИСЗ.

С конца 60-х и в 70-е гг. в Советском Союзе и в США отрабатывались отдельные принципы и технические решения среднеорбитных СРНС, причем применялись специальные технологические навигационные спутники. В результате этих крупномасштабных работ уточнился общий облик СРНС 2-го поколения и определились основные варианты аппаратурных решений. Созданные независимо в Советском Союзе и в США варианты СРНС 2-го поколения оказались достаточно близкими, что создало предпосылку для их будущего совместного использования.

В Советском Союзе СРНС 2-го поколения получила наименование «Глонасс» (Глобальная навигационная спутниковая система). В США в качестве системы 2-го поколения была принята СРНС, названная «Навстар» (Navstar—Navigational Satellite Time and Ranging — навигационный спутник измерения времени и координат) или по ее фактическому назначению GPS (Global Positioning System — глобальная система местоопределения). Основные свойства обеих СРНС определяются выбором системы НИСЗ (баллистическим построением), высокой стабильностью бортовых эталонов частоты, выбором сигнала и способов его обработки, а также действенными способами устранения и компенсации ряда погрешностей.

СРНС 2-го поколения являются сетевыми системами непрерывного действия, обеспечивающими глобальное высокоточное определение полного вектора состояния П. Сеть НИСЗ развертывается из 18—24 спутников, координированно обращающихся по круговым орбитам высотой около 20 000 км (период обращения 12 ч), лежащим в 3—6 пересекающихся плоскостях с наклоном  $55..65^\circ$  так, что на каждой из орбит равномерно размещается 3—8 НИСЗ. Определение пространственных координат и составляющих скорости основывается на дальномерных и доплеровских измерениях. Параметры системы и ее отдельных звеньев, а также математическое обеспечение (МО) выбираются так, чтобы точность навигационных определений оценивалась значениями по координатам до 10 м, по скорости до 0,05 м/с [139, 143].

В 1988 г. сети НИСЗ систем «Глонасс» и «Навстар» удалось развить примерно до половинного состава. К этому времени было объявлено о предоставлении систем «Навстар» и «Глонасс» в международное пользование [187, 190] и были опу-

бликованы их основные характеристики, уточненные несколько позднее в [214, 226]. Разработка системы «Глонасс» проводилась крупными коллективами под руководством акад. М. Ф. Решетнева, докторов техн. наук Ю. Г. Гужвы, Л. И. Гусева, Н. Е. Иванова, А. Г. Геворкяна. Фирмам любой страны была предоставлена возможность создавать аппаратуру потребителей (АП) для навигации любых объектов по сигналам как «Навстара», так и «Глонасса».

Выявилась целесообразность совместного использования сигналов обеих систем и начались работы по созданию соответствующей объединенной (интегрированной) АП. С советскими фирмами-разработчиками (НПО прикладной механики, Научно-исследовательский институт приборостроения, Ленинградский научно-исследовательский радиотехнический институт — ныне Российский институт радионавигации и времени) установили сотрудничество многие фирмы США, ФРГ, Англии, Франции, Канады, Китая и других стран. Интерес к спутниковой радионавигационной тематике резко возрос, стали издаваться специальные международные журналы «GPS World» и «SPN».

В конце 80-х гг. началась реализация ранее разработанных принципов дифференциальных подсистем (ДПС) спутниковых систем «Навстар» и «Глонасс» [211, 215, 227]. Было экспериментально подтверждено, что дифференциальный режим способен устранить наиболее опасные систематические погрешности навигационных измерений и в результате этого повысить точность местоопределения подвижных объектов до единиц метров, что дало возможность обеспечить, например, посадку самолетов на заранее необорудованные посадочными средствами аэродромы. Для дальнейшего повышения точности навигационных определений стала развиваться методика измерений псевдодальности по фазе несущих колебаний. Это позволило выйти при использовании спутниковых навигационных сигналов на геодезическую точность — сантиметровую.

Постепенно в радионавигационной проблематике центр тяжести сместился в область теоретических и экспериментальных исследований дифференциального режима и фазовых измерений по несущей частоте. Актуальность этих вопросов настолько обострилась, что в сентябре 1991 г. в Брауншвейге (ФРГ) им был посвящен специальный международный симпозиум с участием специалистов 23 стран [217—225], а на международной конференции по навигации в ноябре 1991 г. в Лондоне они также заняли центральное место. На март—апрель 1993 г. планируется проведение второго такого симпозиума в Амстердаме (Нидерланды).

Можно утверждать, что основой навигационно-временного обеспечения потребителей всех видов (исследовательских, народнохозяйственных, оборонных) на ближайшие десятилетия

явятся именно сетевые спутниковые системы «Глонасс» и «Навстар».

Проблематике спутниковой радионавигации посвящен ряд монографий [36, 70, 117]. Однако все они отражают в основном технические идеи СРНС 1-го поколения. Хотя ССРНС развивались на базе техники наземных РНС и выросли из спутниковых систем дискретной навигации, научные основы их построения и применения значительно расширились и продолжают обогащаться благодаря привлечению новых идей, методов и технических принципов. К сожалению, новые вопросы продолжают излагаться лишь в разрозненных периодических и эпизодических публикациях. В 1-м издании предлагаемой книги впервые с достаточной глубиной, в едином методическом стиле при сохранении требуемого уровня математического анализа был изложен комплекс вопросов, связанных с принципами построения, функционирования и навигационного применения современных ССРНС. Содержание настоящего издания книги значительно расширено за счет рассмотрения новых актуальных вопросов современной проблематики ССРНС.

## СТРУКТУРА И ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ СЕТЕВЫХ СРНС

### ГЛАВА 1

#### ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ И ОСОБЕННОСТИ СЕТЕВЫХ СПУТНИКОВЫХ РНС

##### 1.1. СТРУКТУРНАЯ СХЕМА СРНС

Спутниковой радионавигационной системой (СРНС) принято называть такую РНС, в которой роль опорных радионавигационных точек (РНТ) выполняют ИСЗ, несущие навигационную аппаратуру. Навигационные ИСЗ (НИСЗ) являются аналогом неподвижных РНТ, представляющих собой опорные пункты наземных РНС. Перенос РНТ из наземных точек с фиксированными географическими координатами в точки, совершающие орбитальное движение, привел к существенным изменениям в построении этих РНС. Если наземные РНС содержат в качестве основных своих звеньев только аппаратуру РНТ и потребителей (П), то СРНС включают в себя ряд дополнительных звеньев. Упрощенная структурная схема СРНС (рис. 1.1) включает космодром, систему НИСЗ, аппаратуру П, командно-измерительный комплекс (КИК) и центр управления (ЦУ).

Космодром обеспечивает вывод НИСЗ на требуемые орбиты при первоначальном развертывании СРНС, а также периодическое восполнение числа НИСЗ по мере выработки каждым из них ресурса. Главными объектами космодрома являются техническая позиция и стартовый комплекс [55]. Техническая позиция обеспечивает прием, хранение и сборку ракет-носителей и НИСЗ, их испытания, заправку НИСЗ и их состыковку. В число задач стартового комплекса входят: до-

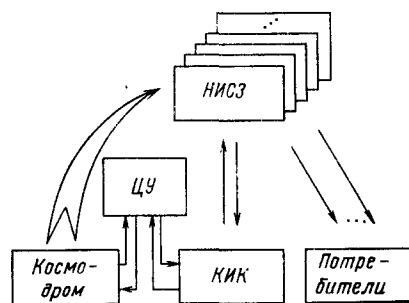


Рис. 1.1. Упрощенная структурная схема СРНС

ставка носителя с НИСЗ на стартовую площадку, установка на пусковую систему, предполетные испытания, заправка носителя, наведение и пуск. Приданные космодromу командно-измерительные средства по телеметрическому и траекторному каналам контролируют работу бортовых систем и траекторию полета на участке вывода на орбиту.

Система НИСЗ представляет собой совокупность источников навигационных сигналов, передающих одновременно значительный объем служебной информации. На НИСЗ, как на КА, размещается разнообразная аппаратура: средства пространственной стабилизации, аппаратура траекторных измерений, телеметрическая система, аппаратура командного и программного управления, системы энергопитания и терморегулирования. С навигационными блоками взаимодействуют бортовой эталон времени и бортовая ЭВМ.

Аппаратура потребителей предназначена для приема сигналов от НИСЗ, измерения навигационных параметров и обработки измерений. Для решения навигационных задач в аппаратуре П предусматривается специализированная ЭВМ.

Командно-измерительный комплекс (именуемый также подсистемой контроля и управления) служит для снабжения НИСЗ служебной информацией, необходимой для проведения навигационных сеансов, а также для контроля за НИСЗ и для управления ими как космическими аппаратами. Для этого с помощью наземных средств КИК выполняется телеметрический контроль за состоянием спутниковых систем и управление их работой, осуществляется определение параметров движения НИСЗ и управление их движением, проводится сверка и согласование бортовой и наземной шкал времени, а также ведется снабжение П так называемой эфемеридной информацией, т. е. сведениями о текущих координатах сети НИСЗ, информацией о состоянии их бортовых шкал времени, а также рядом поправок.

Координирует функционирование всех элементов СРНС центр управления, который связан информационными и управляющими радиолиниями с космодромом и КИК.

##### 1.2. ОСОБЕННОСТИ СЕТЕВЫХ СРНС

Быстрое развитие и расширяющееся использование СРНС обусловлены достоинствами, вытекающими из особенностей их структуры. Эти особенности определяются прежде всего орбитальным расположением и движением РНТ. Основной особенностью является высокая скорость относительного перемещения НИСЗ и П. С ней связаны возможность применения радиально-скоростного метода навигационных определений и вы-

сокий уровень быстродействия всех звеньев системы. Эта же особенность позволяет в течение ограниченных интервалов времени получать значительные объемы измерительной информации, а стало быть, пользоваться статистическими методами обработки измерений. Быстрое изменение навигационных параметров (НП) открывает возможность для навигационных определений при числе НИСЗ, меньшем числа определяемых координат. Все это предопределяет введение в состав аппаратуры П цифровых ЭВМ.

Важной особенностью является допустимость работы в диапазоне УКВ, с чем связаны возможности использования широкополосных сигналов и их пространственной селекции. Орбитальное движение передатчика сигналов позволяет каждому из них обслуживать обширные территории, примыкающие к слуху орбиты, ширина которых возрастает с увеличением высоты орбиты. Ввиду суточного вращения Земли эти зоны от витка к витку смещаются по земной поверхности, увеличивая тем самым рабочую область радионавигационной системы.

Несомненными достоинствами СРНС являются: неограниченная дальность действия в приземном слое пространства; высокая точность определения координат и составляющих скорости во всей пространственной рабочей области; однозначность навигационных определений, выдаваемых в единой для всех П системе координат; независимость точности от времени суток, сезонов года и гидрометеоусловий; высокая помехоустойчивость; неограниченность числа обслуживаемых подвижных объектов; возможность при одном и том же радионавигационном поле применять приемоизмерительную аппаратуру разных классов точности и оперативности с различным составом определяемых параметров.

Сетевые СРНС (ССРНС), основанные на использовании координированной по движению и излучению сигналов сети ИСЗ, выступают как глобальные системы непрерывного действия и практически мгновенных навигационных определений. Возросший со временем уровень технических решений позволил в ССРНС существенно повысить точность определения координат и параметров движения П. Поэтому сетевые СРНС представляют собой качественно новый этап в развитии радионавигационной техники.

Существующее в настоящее время многообразие радиотехнических средств ближней и дальней навигации вызвано тем, что ни одно из них до сих пор не могло удовлетворить требования к точности и дальности действия, которые предъявляются к навигационному обеспечению различных подвижных объектов. ССРНС — первые радионавигационные системы, которые обеспечивают высокоточную навигацию в глобальном масштабе. Они поэтому — первые системы универсального приме-

ния, способные решать задачи навигационного обеспечения любых подвижных объектов. На такие системы могут возлагаться задачи определения координат и составляющих скорости морских судов, ЛА, КА и наземных транспортных средств. На основе этого может обеспечиваться вождение объектов, управление воздушным движением и судоходством, сохранение безопасности полетов, предупреждение столкновений, заход и посадка самолетов на аэродромы, проведение спасательных операций, географическая привязка гидрометеобуев, рыбопромысловые работы, геологические работы на прибрежном шельфе и т. п. [117, 141]. Наряду с решением многих прикладных задач ССРНС будут, без сомнения, привлекаться к решению различных фундаментальных научных проблем и прежде всего — проблем геодинамики.

Главное, однако, заключается в том, что возможность глобального трехкоординатного местоопределения с точностью до 10 м, предоставляемая сетевыми СРНС, открывает по существу новую эру в одной из древнейших отраслей деятельности человека — в навигации подвижных объектов.

Совершенствование навигационного обеспечения в 90-е годы и в начале XXI в. будет зависеть прежде всего от развития и внедрения в практику именно этих систем, хотя по соображениям экономики и надежности совместно с ними будут использоваться также РНС с наземным размещением опорных точек.

### 1.3. КЛАССИФИКАЦИЯ СРНС

Рассмотрение классификации СРНС позволяет более четко определить место сетевых СРНС, а также очертить основные способы их построения и использования в интересах навигации и управления движением.

Многообразие вариантов СРНС обусловлено отличиями в распределении функций между звеньями СРНС и в выборе технических принципов построения и функционирования этих звеньев и их элементов, особенностями структурных связей, а также спецификой организации навигационной работы. Таким образом СРНС могут различаться: местом решения навигационной задачи, степенью активности (в смысле излучения) П, темпом выдачи определяемых параметров движения (координат), высотой орбит НИСЗ, организацией измерений (канальность аппаратуры П), параметричностью измерительного канала, характером эфемеридного обеспечения, размером рабочей области.

Некоторые из этих различий оказывают решающее влияние на технико-эксплуатационные характеристики СРНС. Именно их полезно принять за классификационные признаки при основных разделениях. Так, на рис. 1.2 варианты СРНС, упомянутых во введении, разделены на группы по признакам, в наибольшей степени влияющим на структуру и функционирование системы (номера вариантов указаны в кружках).

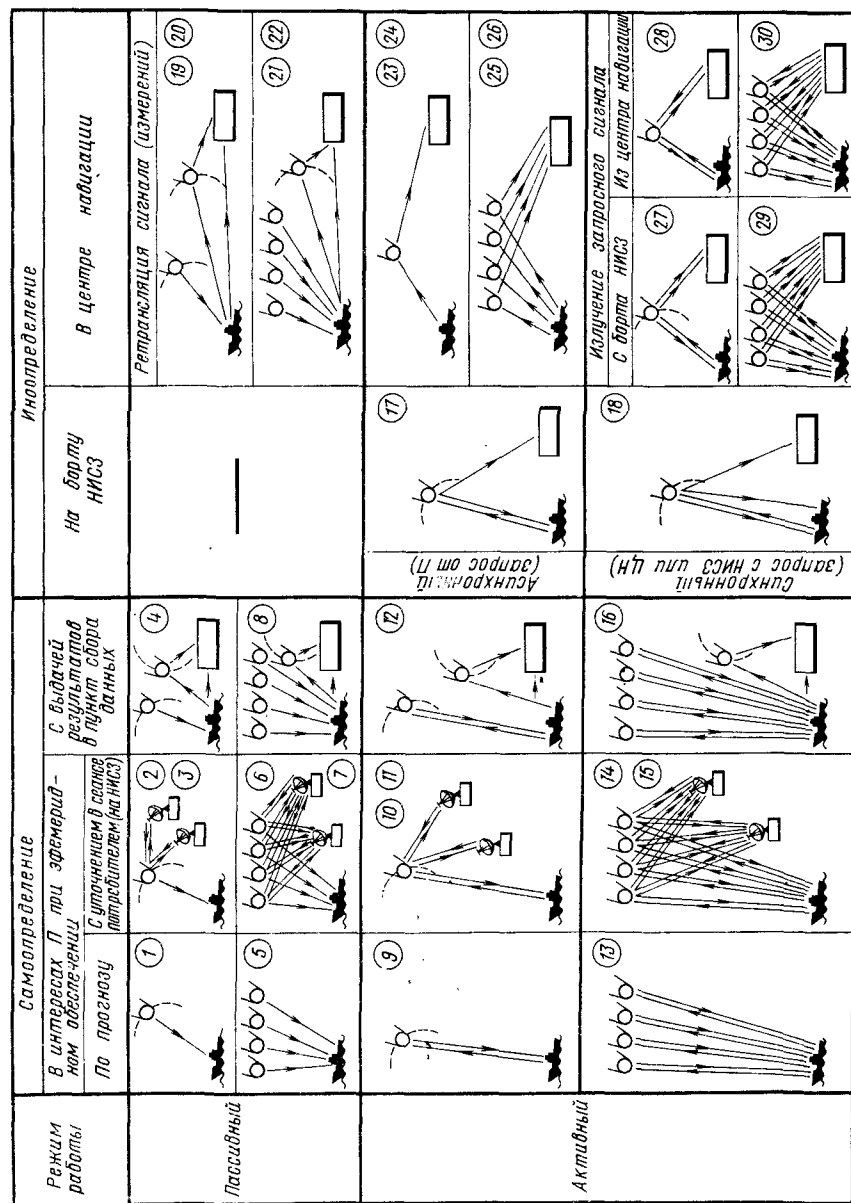


Рис. 1.2. Классификация СРНС

По месту решения навигационной задачи все СРНС делятся на системы самоопределения и иноопределения. Первые (варианты 1—16) позволяют определять параметры движения (координаты) на борту самого П. В системах второго вида (варианты 17—30) навигационная задача решается в ином (по отношению к П) месте — на борту НИСЗ или же в наземном центре навигации (НЦН). При самоопределении на борту П должна размещаться приемоизмерительная аппаратура и ЭВМ, ведущая обработку информации. При иноопределении на борту П достаточно иметь только излучатель (либо переизлучатель) навигационных сигналов. Когда СРНС применяется для навигации подвижного объекта и результаты определений непосредственно используются для управления его движением, система строится по принципу самоопределения (варианты 1—16). При этом определенные на борту П координаты могут одновременно выдаваться и в НЦН (варианты 4, 8, 12, 16). Если координаты П требуются какой-либо наземной службе, то и решение навигационной задачи может выполняться в НЦН, для чего удобно применять иноопределение (варианты 19—30). По такому варианту можно строить СРНС для управления воздушным движением или судоходством, для географической привязки гидрометеобуев, для определения координат терпящих бедствие, для слежения за передвижением экспедиций в безориентирной местности и т. п. В случае, когда П нуждается в результатах навигационных определений, но на его борту нельзя установить сложное оборудование, можно также применять иноопределение, но в варианте решения навигационной задачи с помощью ЭВМ НИСЗ. При этом результаты определений могут одновременно передаваться как на П, так и в НЦН (варианты 17, 18).

По признаку наличия у П навигационного передатчика различают активные и пассивные СРНС. В пассивных системах навигационные сигналы в своем темпе излучает передатчик НИСЗ, а на борту П эти сигналы принимаются и обрабатываются (варианты 1—8). С объектов, лишенных сложного оборудования, эти сигналы ретранслируются для последующей обработки в НЦН (варианты 19—22). Активные системы располагают бортовым навигационным передатчиком. При самоопределении этот передатчик излучает запросные сигналы (варианты 9—16), а при иноопределении — либо запросные (варианты 17, 23—26), либо ответные (варианты 18, 27—30). В активном режиме самоопределения НИСЗ выступает как ретранслятор навигационных сигналов, посылаемых с различных П, что ограничивает пропускную способность системы. Пассивные системы могут обслуживать неограниченное число П. Кроме того, навигационная работа пассивных систем не демаскирует П. Активные системы иноопределения с запросом НИСЗ (варианты 18, 27, 29) или от центра навигации (варианты 28, 30) имеют то преимущество, что опросы контролируемых П производятся синхронно, в то время как в системах, где запрос посылает П (варианты 17, 23—26), такой синхронности нет.

Весьма важным показателем является темп выдачи навигационных решений. По этому признаку СРНС делятся на системы дискретного и непрерывного действия. В дискретных системах навигационные определения могут проводиться лишь через известные интервалы времени, обусловленные периодичностью появления очередного НИСЗ над радиогоризонтом П. Системы непрерывного действия допускают непрерывную выдачу определяемых параметров, поскольку в таких



системах в зоне радиовидимости П всегда располагается нужное число НИСЗ. Дискретные системы должны применяться поэтому в комплексе с другими средствами для их периодической коррекции. Системы непрерывного действия могут выступать как самостоятельные средства высокоточной навигации.

Непрерывность навигационных определений основывается на таком построении системы НИСЗ, при котором все НИСЗ движутся с определенной взаимной координацией, так что постоянно обеспечивается прохождение в зоне видимости П необходимого их числа. Такая координированная сеть НИСЗ поддерживается периодической коррекцией положения каждого НИСЗ, создающей нужную их фазировку. В связи с этим системы непрерывного действия могут называться также сетевыми или корректируемыми. При отсутствии координации движения система НИСЗ лишается сетевых свойств, НИСЗ будут обращаться на своих орбитах обособленно, регулярность появления их в зоне видимости П будет определяться только периодичностью их орбитального движения. Соответственно этому навигационные определения можно будет выполнять только по мере прихода НИСЗ в зону видимости П, т. е. дискретно. Поэтому дискретные системы можно называть также некоординированными или некорректируемыми. Следует заметить, что в принципе и в некоординированных системах можно добиться практически непрерывной навигационной работы, но только за счет значительного избытка числа вводимых в систему НИСЗ, что по технико-экономическим соображениям представляется вряд ли целесообразным.

По высоте орбиты СРНС разделяются на низкоорбитные, средневысокие (среднеорбитные) и высокоорбитные системы. Такое разделение не просто формально-количественное, оно связано с существенными особенностями структуры и рабочих процессов СРНС. При низких орбитах (примерно 1000 км над поверхностью Земли) период обращения невелик (105 мин), мал и угловой радиус зоны радиовидимости (около  $25^\circ$ ), а скорость относительного движения НИСЗ и П наибольшая. Это предопределяет построение на таких НИСЗ некоординированных систем с измерениями по одному НИСЗ и с использованием как координатных, так и скоростных измерений. Из высоких орбит наиболее характерны стационарные (около 36100 км), при размещении на которых экваториальных НИСЗ последние будут неподвижны относительно земной поверхности, имея угловой радиус зоны радиовидимости примерно  $75^\circ$ . Совокупности таких НИСЗ образуют естественную координированную сеть и благодаря попаданию как П, так и НЦП в зону видимости НИСЗ могут использоваться для построения систем иноопределения, в которых, однако, не могут применяться скоростные измерения. Средневысокие орбиты (14...20 тыс. км) при периодах обращения 8...12 ч и радиусе зоны обслуживания  $65...70^\circ$  хорошо сочетают достоинства низких и высоких орбит. На таких орбитах могут строиться сетевые СРНС как для самоопределения по нескольким НИСЗ, так и для иноопределения, использующие как координатные, так и скоростные измерения. На классификационной таблице (см. рис. 1.2) варианты СРНС с измерениями по одиночным некоординированным НИСЗ занимают нечетные строки, а также позиции 18, в то время как четные строки отведены для вариантов СРНС с координированными сетями и измерениями по группе НИСЗ.

Классификация по организации измерений продолжает разделение СРНС по темпу выдачи навигационных решений применительно к вариантам построения аппаратуры П. По этому признаку бортовую аппаратуру П (БАП) можно разделить на одноканальную и многоканальную. При одноканальной БАП измерительный канал настраивается на слежение за сигналом одного НИСЗ, поэтому измерения по нескольким НИСЗ можно выполнять только последовательно во времени. Такое построение свойственно аппаратуре низкоорбитных СРНС дискретного действия, у которых между навигационными сеансами имеется достаточно времени для перестройки на сигнал очередного НИСЗ. Применение же одноканальной аппаратуры в СРНС с координированными сетями средневысоких НИСЗ приводит к удлинению навигационного сеанса, а следовательно, к снижению темпа выдачи координат объекта. Такое решение влечет за собой недоиспользование возможностей систем непрерывного действия, но бывает оправданным при необходимости упрощения и удешевления аппаратуры массового П. Многоканальное построение приемоизмерителей направлено на реализацию параллельного и одновременного приема сигнала от используемой группы НИСЗ для практически мгновенного определения координат П, что составляет основу функционирования систем непрерывного действия. На классификационной таблице варианты сетевых координированных СРНС можно трактовать как многоканальные, имея в виду параллельную работу радиоканалов, и как одноканальные, предполагая последовательное установление радиоконтактов.

Следует иметь в виду, что в радиоканале НИСЗ — П работа может проводиться одновременно на двух частотах (для исключения одного из видов ошибок распространения, см. гл. 5), вследствие чего термины «двухканальный» и «одноканальный» употребляют не совсем точно и для обозначения двухчастотных приемоизмерителей с исключением ошибки и одночастотных без ее исключения.

По параметричности измерительного канала различают СРНС с координатными и со скоростными измерениями. К координатным относятся дальномерные, угломерные и разностно-дальномерные системы. К скоростным принадлежат радиально-скоростные, разностно-радиально-скоростные, а также угломерно-скоростные. В зависимости от числа одновременно измеряемых параметров системы делятся на одно- и многопараметрические. Дальности и разности дальностей измеряют путем фиксации времени (разности времен) распространения огибающей простых сигналов или фазы (разности фаз) модулирующих псевдослучайных последовательностей (ПСП). Углы измеряются пеленгационным способом или большебазовым интерферометрическим способом с фазовым отсчетом. Радиальные скорости фиксируются по оценке доплеровского смещения несущих частот. В пассивных дальномерных СРНС с хранением начала отсчета бортовым опорным генератором измеряется по существу псевдодальность (отличающаяся от фактической дальности на значение, пропорциональное выявленному при обработке смещению фазы опорных колебаний). Аналогично этому в пассивных радиально-скоростных СРНС измеряется радиальная псевдоскорость, поскольку измеряемая доплеровская частота будет включать в себя фиксируемое значение смещения частоты опорных колебаний.

По характеру эфемеридного обеспечения спутниковые РНС можно делить на системы с эфемеридным обеспечением по прогнозу и системы с уточнением эфемерид в навигационном сеансе. В первом случае эфемериды рассчитывают на земле по результатам траекторных измерений и ретранслируют через НИСЗ П, принимающий их в составе навигационного сигнала. При периодичности их обновления 1—2 раза в сутки П приходится пользоваться устаревшей эфемеридной информацией, что снижает точность навигационных решений. Во втором случае во время навигационного сеанса на борту НИСЗ выполняются траекторные измерения по наземным измерительным средствам, результаты которых используются для уточнения орбитальных параметров. При этом решение краевой задачи может проводиться или на борту НИСЗ (если там предусмотрена ЭВМ), или у П, который получает от НИСЗ измерительную информацию вместе с навигационным сигналом. Оборудование НИСЗ в подобных системах усложняется по сравнению с системами, работающими по прогнозу, однако точность решения навигационных задач возрастает. Построение СРНС с уточнением эфемерид в сеансе иллюстрируется на рис. 1.2 в колонке самоопределения позициями 2, 3, 6, 7, 10, 11 и 14, 15. Системы иноопределения на борту НИСЗ (варианты 17 и 18) можно также развить на случай уточнения эфемерид в навигационном сеансе, хотя допускается, чтобы такие системы были менее точными, нежели системы самоопределения.

По размерам рабочей области СРНС бывают глобальными и региональными. Глобальные системы создают радионавигационное поле над всей поверхностью Земли, используя наиболее полно возможности космической техники для глобального навигационного обеспечения П. Региональные системы, создающие радионавигационное поле на ограниченных территориях и акваториях, лучше отвечают задачам контроля координат подвижных П при организации управления ими в районах интенсивного морского или воздушного движения.

#### 1.4. СОГЛАСОВАНИЕ НАЧАЛ ОТСЧЕТА ПРОСТРАНСТВЕННЫХ И ВРЕМЕННОЙ КООРДИНАТ В ССРНС

Измеряемые навигационные параметры и определяемые параметры движения потребителя отсчитываются в различных системах пространственных координат: измерения ведутся в системе НИСЗ, в то время как результаты определений фиксируются в системах, связанных с Землей (ее центром в геоцентрической системе или с ее поверхностными точками в топоцентрических). Необходимо приводить используемые данные к единой системе отсчета или, иными словами, согласовывать начала отсчета пространственных координат. Ввиду орбитального движения НИСЗ начала отсчета расходятся непрерывно, поэтому согласование необходимо проводить в каждом навигационном сеансе. Требование это реализуется путем снабжения П данными об эфемеридах всех НИСЗ, задаваемых в геоцентрической

системе отсчета. Одновременно считается, что к этому же началу отсчета используемые П топоцентрические системы методами высшей геодезии могут быть привязаны с требуемой точностью.

Возможны различные способы обеспечения навигаторов эфемеридной информацией [70, 117, 135]. Наиболее удобным был бы такой способ работы, когда рассчитанный заранее весь набор эфемерид на требуемый отрезок времени выдавался бы в виде таблицы, данные которой могли бы вводиться в память навигационной ЭВМ до начала движения. Но такой способ пока еще не может использоваться, так как нельзя дать прогноз с высокой точностью ( $\sim 1$  м) на интервалы времени, исчисляемые неделями и даже месяцами. По необходимости применяется передача на борт П эфемеридной информации последовательными порциями. В этом варианте сам НИСЗ выступает в качестве ретранслятора эфемерид, переносимых с задержкой. Рассчитанные на Земле эфемериды сообщаются на борт НИСЗ, где закладываются в блок памяти и затем во время последующего движения НИСЗ посылаются в соответствии с текущим временем с его борта всем П, находящимся в зоне приема навигационных сигналов. Хранимые эфемериды с периодичностью, обеспечивающей учет их изменения, корректируются на основе свежих данных прогноза.

Для передачи одного эфемеридного комплекта может потребоваться до 380 дв. ед., поэтому для формирования массива эфемеридной информации на одни сутки с дискретностью 1 мин потребуется около  $550 \cdot 10^3$  дв. ед. При дискретности  $< 1$  мин и для больших сроков прогноза объем эфемеридной информации составит миллионы дв. ед. Естественно поэтому стремление избежать закладки в память НИСЗ столь большого объема цифровой информации. К этому ведет несколько путей.

Первый, наиболее радикальный путь состоит в возложении задачи расчета эфемерид для моментов навигационных измерений непосредственно на ЭВМ П. В этом случае с Земли достаточно периодически передавать только начальные условия движения НИСЗ, а решение соответствующих уравнений его движения будет проводиться на борту П совместно с решением самой навигационной задачи. В будущем такие возможности, вероятно, и откроются, но в настоящее время далеко не все П располагают бортовыми ЭВМ с требуемыми характеристиками.

Второй путь связан с использованием для расчета эфемерид бортовой ЭВМ НИСЗ. Здесь также по начальным условиям, переданным с Земли, могут решаться уравнения движения с выдачей эфемерид на требуемые моменты времени. Правда, эти моменты теперь не будут соответствовать моментам реальных измерений, выполняемых на различных П в зоне

приема сигналов данного НИСЗ. Однако при правильно выбранной дискретности выдачи эфемерид на борту П путем интерполяции можно получать эфемериды, приведенные к моментам измерений. Понятно, что при такой схеме работы аппаратура НИСЗ существенно усложняется, что не может не сказаться на ее надежности. Вследствие этого и данный способ не предполагается реализовать в ССРНС ближайшего будущего.

Остается путь, являющийся по существу компромиссным, который предусматривает наземный расчет эфемерид с некоторой дискретностью и ретрансляцию их с задержкой через НИСЗ на борт П с последующим перерасчетом эфемерид на моменты измерений в пределах интервала дискретности. Так, в системах «Глонасс» и «Навстар» интервал дискретности равен 30 или 60 мин, что возлагает на ЭВМ П задачу вести краткосрочный прогноз движения НИСЗ в этих временных пределах, принимая за начальные условия эфемериды ближайшей точки.

Поскольку в сетевых СРНС измерения проводятся одновременно по нескольким НИСЗ, которые выбираются из числа НИСЗ, находящихся над радиогоризонтом, П должен располагать априорной информацией о положении и движении всех НИСЗ, входящих в систему. Для этого каждый НИСЗ наряду с собственными эфемеридами ретранслирует на П эфемериды всех остальных НИСЗ системы. Эту информацию называют эфемеридами 2-го рода, или альманахом. Эфемериды 2-го рода нужны не для собственно навигационных расчетов, а для выбора НИСЗ, поиска их и вхождения в радиосвязь, поэтому требования к их точности могут быть понижены. В связи с этим для передачи одного их комплекта предусматривают всего 180 дв. ед., гарантируя при этом действенность прогноза до 5 недель. Альманах заготавливает информацию впрок, вследствие чего может передаваться частями от кадра к кадру, распределяясь, например, в системе «Глонасс» по 5 последовательным кадрам сигнала, а в системе «Навстар» — по 25 последовательным кадрам.

Применение самоопределения НИСЗ на основе бортовых измерений по наземным и внеземным РНТ и обработки траекторной информации в спутниковой ЭВМ [70, 117] откроет новые возможности для повышения эффективности эфемеридной службы (см. гл. 10).

ССРНС функционирует в собственном системном времени. Все процессы в ее звеньях развертываются и фиксируются в этой временной шкале. Периодически начала отсчета местных временных шкал принудительно согласовываются с системной шкалой, синхронизируются с ней.

Необходимость взаимной синхронизации бортовых шкал се-

ти НИСЗ с высокой точностью связана с избранным способом навигационных измерений — применением пассивного дальномера с хранением начала отсчета (псевдодальномера). Поскольку по бортовой шкале П одновременно измеряются псевдодальности до нескольких НИСЗ, необходимо, чтобы временные шкалы группы используемых НИСЗ были согласованы между собой. Это достигается независимой привязкой каждой из шкал к системному времени.

При измерении псевдодальности погрешность из-за смещения временной шкалы НИСЗ непосредственно входит в погрешность измерений. Для того чтобы эта погрешность не превышала, например, 0,3 м, смещение не должно превышать 1 нс. Если принять, что каждый из НИСЗ синхронизируется один раз за период обращения (12 ч), для хранения системного времени на борту НИСЗ потребуются генераторы со стабильностью  $10^{-9}/43200 \approx 2 \cdot 10^{-14}$ .

Для повышения точности реализации системного времени сетью НИСЗ желательно сокращать период между последовательными синхронизациями, а также давать прогноз ухода частоты каждого из генераторов НИСЗ.

Что касается синхронизации временной шкалы П, то она проводится в сеансе навигационных определений, когда наряду с координатами и составляющими скорости П оценивается уход фазы бортового генератора относительно фазы генераторов НИСЗ.

В связи с этим можно считать, что ССРНС являются также глобальными системами единого времени. Установленная в любом пункте аппаратура П позволяет привязывать к системному времени с указанной точностью местные временные шкалы.

Системная шкала времени задается координационным центром [142], где она хранится главным синхронизатором системы. Этот наземный хранитель времени поддерживает ее с точностью более высокой, чем бортовые хранители времени каждого НИСЗ. Однако системное время может расходиться со всемирным или каким-либо региональным. Подстраивать системное время ССРНС под временную шкалу более широкого использования не требуется. Достаточно знать расхождение этих систем времени. Соответствующая поправка к системному времени может передаваться в виде постоянной величины в каждом кадре навигационного сигнала или публиковаться в специальных бюллетенях (см. гл. 10).

#### 1.5. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ЭЛЕМЕНТОВ ССРНС

**Сеть НИСЗ.** Система координированно обращающихся на своих орбитах спутников может развертываться постепенно: вначале создается часть сети, обеспечивающая периодически региональное покрытие, затем по мере наращивания ее образу-

ется глобальное непрерывное покрытие. Так, вначале можно разместить по три НИСЗ на двух орбитах (1-я фаза развития), затем добавить еще три НИСЗ на третью орбиту (2-я фаза развития) и, наконец, доводить на каждой из орбит число спутников до их полного состава.

Сеть НИСЗ выбирается из соображений обеспечения заданной кратности глобального покрытия зонами видимости, заданной точности местоопределения и минимальной взаимной интерференции принимаемых сигналов. Для СРНС второго поколения одной из наиболее выгодных конфигураций признана [143, 187] система из 24 НИСЗ, размещенных равномерно в трех плоскостях, наклоненных на  $63^\circ$  к экваториальной плоскости и разнесенных по долготе на  $120^\circ$ , на круговых орбитах, высотой около 20 000 км.

Каждый НИСЗ такой сети дважды в сутки пересекает экватор в северном направлении так, что узлы сдвинуты на  $180^\circ$ . Подспутниковая точка перемещается по замкнутой кривой, две волны которой охватывают все долготы. Спутники в каждой плоскости идут с интервалом в 1,5 ч, следы их орбит пересекают экватор со сдвигом по долготе на  $22^\circ, 5$ .

Все НИСЗ сети излучают сигналы одинаковой структуры, используемые для измерений дальности и радиальной скорости. Индивидуальным для каждого НИСЗ является содержание передаваемой им служебной информации. Наряду с этим применяются различные способы доступа к используемым сигналам.

Универсальная СРНС, по мнению американских специалистов [141], должна обслуживать наряду с гражданскими П также военные П (корабли, самолеты, КА, наземные транспортные средства, десантные группы и т. п.). Требуется, чтобы к сигналу, обеспечивающему предельно точную навигацию, имели доступ только военные П, а для других П он был затруднен. Гражданские П заинтересованы, напротив, в легком доступе к используемому сигналу. Поэтому в ССРНС «Навстар» предусмотрено применение двух различающихся кодированных сигналов: кода *P* (protected — защищенный) и *C/A* (clear acquisition — легко обнаруживаемый). Войти в слежение за сигналом более точного кода *P* (имеющего недельную длительность) можно лишь с помощью пароля (ключевого слова), передаваемого менее точным кодом *C/A* (с длительностью около 1 мс).

Содержанием служебной информации являются: частотно-временные поправки для данного НИСЗ и его эфемериды, альманах, телеметрическая (ТЛМ) информация, ключевые слова, поправки на распространение радиоволн и иная информация, повышающая точность и надежность навигационного сеанса. Вся эта информация компонуется определенным образом в виде кадра, распадающегося на строки, и передается с известной периодичностью.

**Наземный командно-измерительный комплекс (КИК).** Служит для управления полетом и работой бортовых систем всех НИСЗ как носителей навигационных сигналов и в первую очередь для снабжения их информацией, необходимой для проведения высокоточных и надежных навигационных сеансов. В число задач комплекса входят: проведение траекторных измерений для определения орбит всех НИСЗ и временных измерений для определения расхождений бортовых шкал времени всех НИСЗ с системным временем; предсказание для каждого НИСЗ его будущих эфемерид и ухода бортового времени; формирование массива служебной информации с включением в него спрогнозированных эфемерид, альманаха и поправки бортовой шкалы времени, а также прочих поправок для каждого НИСЗ; закладка массива служебной информации в память каждого НИСЗ для модуляции ею навигационных сигналов; контроль по телеметрическим каналам за работой систем сети НИСЗ и диагностика их состояния; управление по командному каналу полетом всех НИСЗ и работой их бортовых систем. Высокая точность расчета эфемерид обеспечивается соответствующей точностью измерительных средств, внесением поправок на выявленные методические погрешности и вовлечением в обработку результатов как свежих траекторных измерений, так и накапливаемых за недельный срок. При планировании работы средств комплекса наивысшим приоритетом пользуются операции по закладке служебной информации. Передаваемые с НИСЗ данные, содержащиеся в навигационном сигнале, постоянно контролируются для выявления сбоев.

По оценкам, проведенным применительно к первому этапу испытаний системы «Навстар» [142], погрешности предсказания эфемерид на несколько часов не превысят 6 м, а погрешность предсказания сдвига временной шкалы лежит в пределах 8 нс, что дает погрешность местоопределения около 10 м.

**Навигационная аппаратура потребителя.** Выполняет следующие операции: выбор из всей совокупности видимых НИСЗ рабочего созвездия; расчет для выбранной группы НИСЗ ожидаемых значений угловых координат, дальности и радиальной скорости; поиск в каждом из каналов сигналов НИСЗ по пространству, временной задержке и доплеровскому смещению частоты, а также по кодовому номеру НИСЗ; вхождение в слежение за кодом *C/A*, а через него — за кодом *P*; выделение и декодирование эфемеридной информации; измерения временной задержки сигнала и его доплеровского смещения; обработку измерительной и эфемеридной информации от всех НИСЗ для определения координат и составляющих скорости П; набор из последовательных кадров сигнала одного из НИСЗ полного сборника альманаха; оценку точности проведенного навигационного решения.

Рабочее созвездие выбирается по полученному ранее и хранящемуся в памяти альманаху, позволяющему на любой момент вычислить координаты всех НИСЗ системы. Для полностью развернутой системы из 24 НИСЗ над радиогоризонтом П в зависимости от условий (место и высота полета) может располагаться от 5 до 11 НИСЗ. Выбор наиболее выгодного рабочего созвездия может основываться на различных критериях. Один из них состоит в отыскании четверки, образующей тетраэдр наибольшего объема. По этому критерию наиболее выгоднейшей будет такая конфигурация, при которой один НИСЗ находится в зените П, а три остальных — как можно ближе к горизонту, с максимальными взаимными удалениями.

При пространственном поиске у П должна иметься антенна с независимо управляемыми четырьмя лучами, например фазированная антенная решетка. Если антенна слабонаправленная, поиск проводится только по временной задержке и доплеровской частоте. Кодовый номер НИСЗ позволяет удостовериться в приеме сигналов от нужного спутника.

В каналах поиска и измерения используются кольца фазовой и частотной автоподстройки (см. гл. 8).

В процессе обработки информации решается главная функциональная задача — определяются координаты (параметры движения) П. При этом метки времени, переданные каждым из НИСЗ, уточняются с помощью временных поправок, учитывающих смещение данной спутниковой шкалы относительно системного времени. Учитываются также релятивистские смещения принимаемой частоты, обусловленные различием гравитационных потенциалов НИСЗ и П и сравнимостью их относительной скорости перемещения со скоростью света. В измерения вносятся поправки на влияние тропосферы и ионосферы. Эфемериды, относящиеся к ближайшей временной точке, экстраполируются на уточненные моменты проведения измерений. Процедура решения навигационной задачи может строиться либо как задача первоначального определения координат и скоростных составляющих (при отсутствии априорной информации), либо как задача уточнения априорно известных величин. Статистическая обработка помогает сглаживанию случайных составляющих погрешностей. Все расчеты выполняет специализированная ЭВМ.

Определенные координаты, скорости и поправки к бортовому времени либо вводятся в бортовой навигационный комплекс, либо непосредственно используются в процессе навигации или для решения иных прикладных задач.

## 1.6. СОВЕТСКАЯ СЕТЕВАЯ СПУТНИКОВАЯ РНС «ГЛОНАСС»

**Этапы создания системы.** Сетевая СРНС «Глонасс» разрабатывалась в 70-е годы на основе опыта создания и успешной эксплуатации советской низкоорбитальной СРНС «Цикада». Были использованы также результаты фундаментальных исследований проблем высокоточного прогноза движения ИСЗ, учета релятивистско-гравитационных эффектов, повышения долговременной стабильности квантовых генераторов, учета рефракции радиоволн в тропосфере и ионосфере, повышения достоверности передачи и обработки цифровой информации.

После проведения широкомасштабных теоретических, проектных, конструкторских и экспериментальных работ по созданию элементов системы началось ее планомерное развертывание. Первые ИСЗ серии «Глонасс» («Космос-1413», «Космос-1414» и «Космос-1415» [162]) были выведены на орбиты 12 октября 1982 г. Далее с темпом 1—2 запуска в год продолжалось наращивание сети ИСЗ. Выводимые на орбиты спутники (рис. 1.3) использовались для отработки элементов и аппаратуры СРНС, предназначенной прежде всего для обеспечения местоопределения отечественных самолетов гражданской авиации и судов морского и рыболовного флотов.

По мере развития спутниковых систем и устройств, средств наземного комплекса и аппаратуры потребителей эта система к

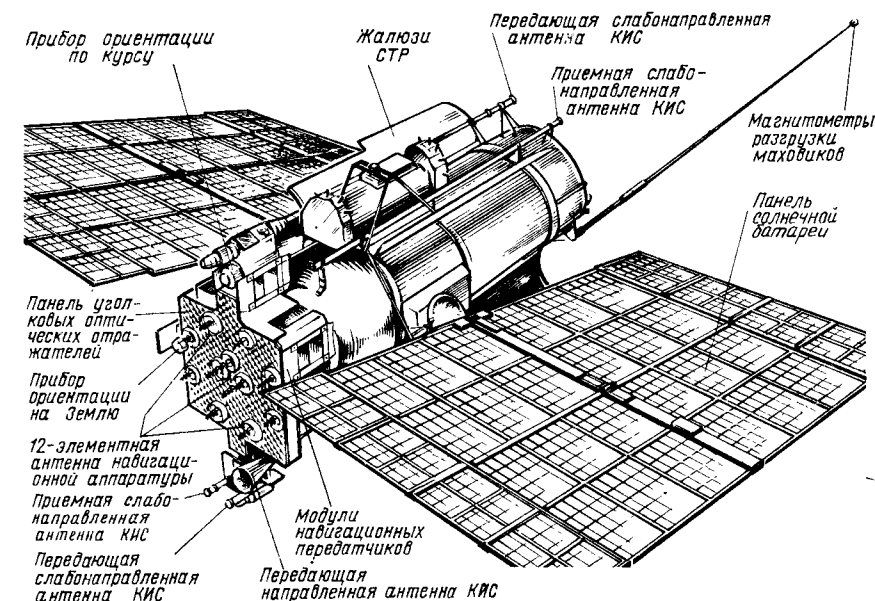


Рис. 1.3. Общий вид ИСЗ «Глонасс»

концу 1988 г. вышла на предэксплуатационный этап, имея сеть из шести эксплуатационных НИСЗ. Первая фаза следующего, эксплуатационного, этапа [187] завершилась в 1991 г. созданием ограниченной сети из 12 спутников, что позволяет проводить практически непрерывные глобальные двухкоординатные местоопределения и дискретные глобальные трехкоординатные местоопределения. К 1995 г. планируется закончить вторую фазу эксплуатационного этапа: развить сеть до 24 ИСЗ (включая три резервных), что обеспечит глобальные непрерывные трехкоординатные местоопределения\*. После этого система перейдет в фазу нормальной (штатной) эксплуатации и последующие запуски ИСЗ на орбиты будут производиться при необходимости восполнения сети спутников, оказавшейся недостаточной из-за выработки каким-либо из них своего ресурса или оказавшегося внезапно неработоспособным.

Программа ввода системы «Глонасс» в постоянную эксплуатацию предполагает ее международное использование совместно с американской системой «Навстар». Соответствующие предложения были внесены 09.05.88 г. советскими представителями в Международную организацию гражданской авиации (ИКАО), причем одновременно были сообщены все технические характеристики системы «Глонасс», необходимые для производства и эксплуатации ее аппаратуры потребителей [190, 214].

**Структура системы.** Структура системы «Глонасс» (рис. 1.4) соответствует рассмотренной общей структурной схеме спутниковой РНС (см. рис. 1.1). В ее состав входят: орбитальная группировка (навигационные ИСЗ), наземные средства управления, слежения и контроля (КИК), навигационная аппаратура потребителей (потребители) и средства развертывания и восполнения системы (космодром). Орбитальной группировкой считается та рабочая группа спутников, которая используется в конкретном навигационном сеансе, являясь частью всей сети НИСЗ. Из средств КИК показаны: станции контроля, которые ведут траекторные и временные измерения в интересах определения и прогнозирования пространственного положения спутников и расхождения их шкал времени с временной шкалой системы, а также собирают телеметрическую информацию о состоянии бортовых систем; центр управления системой, собирающий информацию от контрольных станций, формирующий массив служебной информации (альманах, эфемериды, частотно-временные поправки), программу управления бортовыми средствами и разовые команды управления; станция управления, закладывающая в бортовое запоминающее устройство служебную информацию и программу управления, а также ведущая оперативное управление работой бортовых средств каждого из спутников.

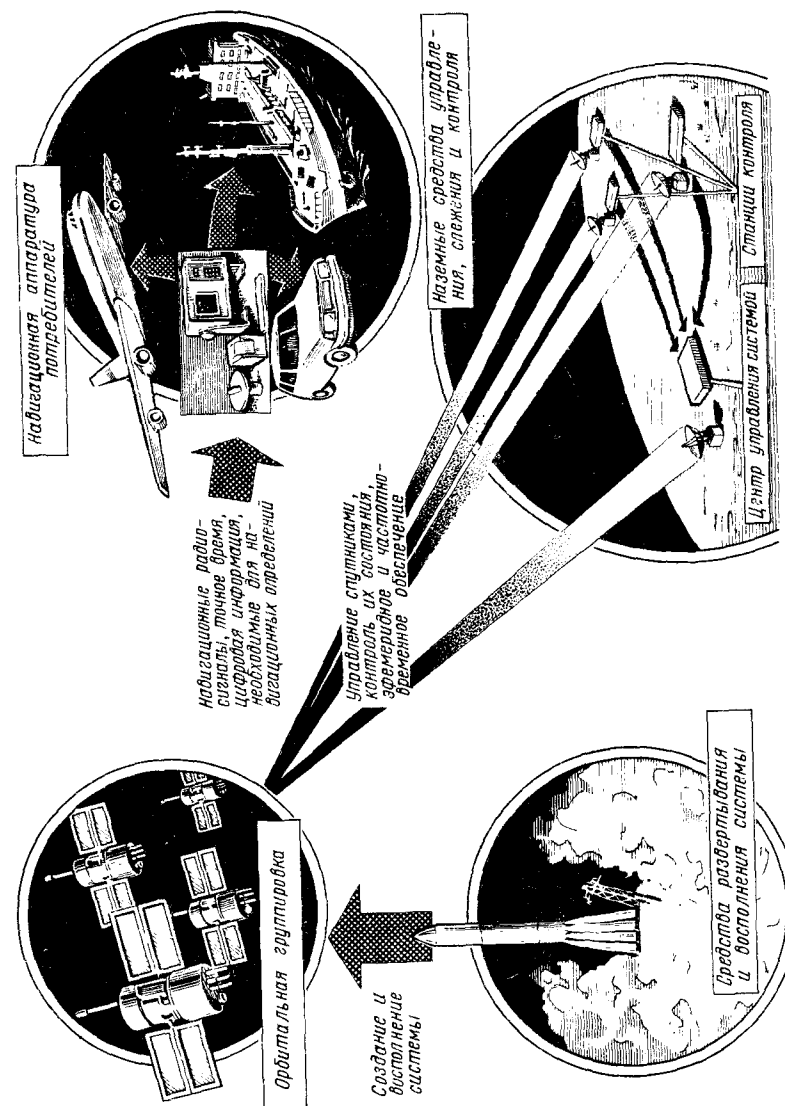


Рис. 1.4. Структура спутниковой РНС «Глонасс»

\*На конец февраля 1993 г. сеть включала 15 спутников.

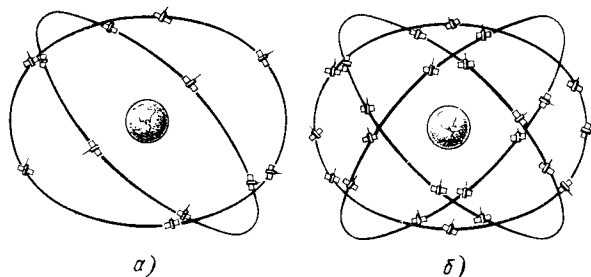


Рис. 1.5. Сеть спутников системы «Глонасс» на начальном этапе эксплуатации (а) и после полного развертывания (б)

В качестве потребителей показаны транспортные средства — самолеты, суда, автомобили, однако их набор может быть расширен за счет иных воздушных, морских и сухопутных объектов. Из рис. 1.4 видно, что стартовые средства космодрома обеспечивают вывод на орбиты спутников при первоначальном развертывании сети НИСЗ и при ее восполнении.

Орбитальная структура системы «Глонасс» (ее баллистическая структура) характеризуется следующими параметрами: тип орбиты — круговая, высота 19 100 км; период обращения 11 ч 15 мин, наклонение плоскости орбиты 64,8°. На первой фазе эксплуатационного этапа на двух орбитах будут располагаться до 12 спутников, по шесть на каждой (рис. 1.5, а). После полного развертывания системы 24 НИСЗ будут размещаться на трех орбитах, сдвинутых по экватору на 120°, по восемь спутников на каждой из них (рис. 1.5, б).

**Навигационный сигнал.** Способ разделения сигналов, излучаемых различными спутниками системы «Глонасс», — частотный. Сигналы спутников идентифицируются по значению номинала их несущей частоты, лежащей в отведенной полосе частот. Предусмотрены две частотные полосы ( $j=1,2$ ) в диапазонах  $L_1$  и  $L_2$ . Номиналы частот формируются по общему правилу

$$f_{ji} = f_{j0} + i\Delta f_j, \quad (1.1)$$

где  $f_{ji}$  — номиналы литерных частот,  $f_{j0}$  — первая литерная частота,  $\Delta f_j$  — интервал между литерными частотами,  $i=0, 1, 2, \dots, 24$  — номера литеров в каждом из диапазонов.

Для частот вблизи 1600 МГц (диапазон  $L_1$ )

$$f_{10} = 1602 \text{ МГц}, \quad \Delta f_1 = 0,5625 \text{ МГц}.$$

Для частот вблизи 1240 МГц (диапазон  $L_2$ )

$$f_{20} = 1246 \text{ МГц}, \quad \Delta f_2 = 0,4375 \text{ МГц}.$$

Литер  $i=0$  потребителями не используется и предназначен для проверки резервных НИСЗ при восполнении орбитальной группировки. Распределение остальных литерных частот среди

функционирующих НИСЗ задается альманахом, передаваемым в кадре служебной информации. Таким образом, частотная полоса рабочих сигналов системы в диапазоне  $L_1$  составит 1602,5625...1615,5000 МГц, а частотная полоса в диапазоне  $L_2$  — 1246,4375...1256,9375 МГц.

Каждый НИСЗ системы «Глонасс» излучает радиосигналы в обоих диапазонах для реализации двухчастотного способа исключения ионосферной погрешности измерений навигационных параметров. Для когерентности этих сигналов они формируются от общего эталонного генератора при соблюдении отношения рабочих частот  $f_{2i}/f_{1i} = 7/9$ .

Для массовых потребителей системы «Глонасс» все НИСЗ излучают радиосигналы, модулированные дальномерным кодом и служебной информацией, только в диапазоне  $L_1$ . Наряду с этим по радиoliniям в диапазонах  $L_1$  и  $L_2$  передаются также радиосигналы, модулированные специальным кодом (аналогичным коду  $P$  системы «Навстар»), не предназначенные для международного использования. При навигационных определениях с использованием этого кода исключаются ионосферные погрешности. Однако и массовые потребители способны бороться с ионосферными погрешностями, хотя их дальномерный код не излучается в диапазоне  $L_2$ . Для этого следует во втором диапазоне реализовать бескодировый способ приема сигналов.

Энергетика системы характеризуется эффективной мощностью излучаемого сигнала, которая в направлении на центр Земли равна 25 дБВт, а при углах  $\pm 15^\circ$  от направления на центр Земли — 27 дБВт. Учитывая, что угловое положение и удаленность используемых в данном сеансе спутников от потребителя неодинаковы, мощность сигнала в точке приема на изотропную антенну составляет —156...—161 дБВт. Считается, что потери на пути распространения сигналов составляют —184 дБ. Излучаемые сигналы имеют круговую правостороннюю поляризацию.

Навигационное сообщение передается в виде потока цифровой информации со скоростью 50 символов в секунду. Применяется фазовая манипуляция несущей дальномерным псевдослучайным кодом, период повторения которого составляет 1 мс при символьной частоте 511 кГц, так что за один период повторения формируется 511 символов. Подробнее структура сигнала системы «Глонасс» анализируется в гл. 4.

Служебная информация, содержащаяся в навигационном сигнале, включает оперативную и неоперативную части. Оперативная информация относится к характеристикам того спутника, в сигнал которого она заложена; неоперативная — к характеристикам системы в целом. Важно, что несущая частота, дальномерный код и элементы служебной информации формируются от общего бортового эталона частоты.



Оперативная информация содержит:  
 эфемериды спутника — три координаты, три составляющие скорости и три составляющие ускорения, обусловленные притяжением Солнца и Луны, на определенный момент времени;  
 оцифровку меток времени спутника;  
 сдвиг шкалы времени спутника относительно шкалы времени системы;  
 относительное отличие несущей частоты излучаемого радиосигнала от опорной частоты центрального хранителя времени.  
 Неоперативную информацию образует альманах системы, содержащий:  
 параметры орбит всех спутников системы;  
 округленные значения сдвигов шкалы времени каждого спутника относительно шкалы времени системы;  
 поправки к шкале времени системы относительно шкалы UTC (SU);  
 признак работоспособности всех 24 спутников системы.  
 Полный объем оперативной и неоперативной информации скомпонован в виде суперкадра длительностью 2,5 мин (рис. 1.6). Суперкадр состоит из 5 кадров по 30 с каждый, причем кадр содержит 15 строк. Длительность каждой строки 2 с, из них первые 85 дв. ед., занимающие 1,7 с, отведены для цифровой информации, передаваемой кодом Хэмминга, а последние 0,3 с предоставлены для передачи метки времени (МВ).

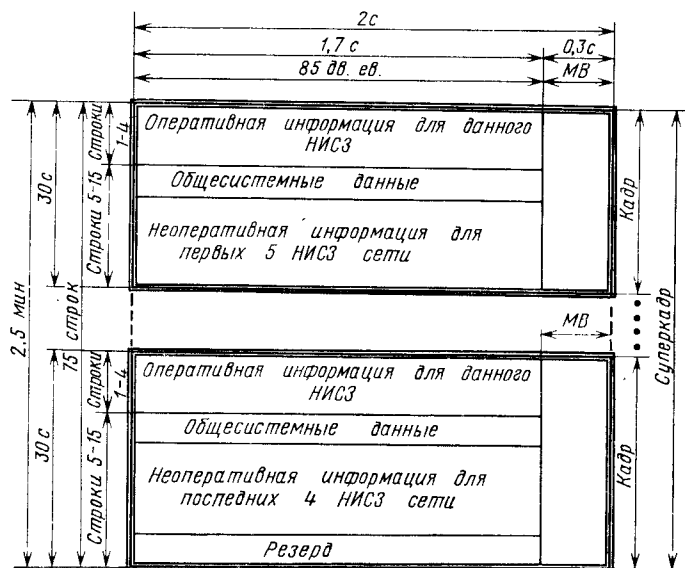


Рис. 1.6. Структура суперкадра навигационного сигнала системы «Глонасс»

В каждом кадре оперативная информация, относящаяся к данному спутнику, занимает первые четыре строки, остальные строки с 5-й по 15-ю отведены для неоперативной информации, касающейся системы в целом и очередной группы из пяти НИСЗ (в последнем кадре — из четырех НИСЗ).

Таким образом, полный объем альманаха можно набрать, приняв один суперкадр по сигналу какого-либо спутника, т. е. за 2,5 мин.

Более подробно структура кадров с разъяснением смыслового содержания передаваемой информации будет дана в гл. 10.

**Аппаратура потребителей.** В качестве навигационной аппаратуры потребителей в системе «Глонасс» в настоящее время используется авиационная аппаратура АСН-16 и морская аппаратура «Шкипер», а также готовятся к применению новые модификации АП. В связи с предложением правительственных органов о передаче СРНС «Глонасс» в международное пользование должны появиться модификации АП, предназначенные для работы одновременно и по системе «Глонасс», и по системе «Навстар». Такая АП будет создаваться в нашей и в других странах как на национальной основе, так и на основе международного сотрудничества различных фирм. Первая советская модификация такой объединенной АП — авиационное устройство «АСН-21» [210].

Аппаратурой потребителей системы «Глонасс» в навигационном сеансе проводятся беззапросные измерения псевдодалности и радиальной псевдоскорости минимум до четырех НИСЗ (при решении плоскостной задачи — до трех), причем в зависимости от числа каналов прием сигналов от различных НИСЗ проводится либо одновременно, либо последовательно во времени. По результатам измерения радионавигационных параметров и по извлеченной из кадра служебной информации определяются пространственные (плоскостные) координаты П, составляющие его скорости движения и поправка местной шкалы времени (ШВ) к системной ШВ «Глонасс». На этой основе рассчитываются различные навигационные величины, необходимые для воздушной и морской навигации (пройденное расстояние, оставшееся расстояние до поворотного пункта маршрута (ППМ), оставшееся время до прибытия в ППМ, рекомендуемый курс следования, коммерческие задачи и т. п.). Подробнее об АП «Глонасс» можно прочитать в гл. 9.

**Радионавигационное поле.** Полностью развернутая система «Глонасс», сеть которой содержит 24 НИСЗ (включая три резервных), образует географически непрерывное радионавигационное поле с возможностью навигационных определений (НО) в любой момент времени. Точность определения координат оценивается погрешностью (предельной) порядка 100 м, точность определения составляющих скорости 15 см/с. Аналогичная по-



грешность временной привязки 1 мкс. Точностные характеристики системы «Глонасс» могут быть значительно улучшены при использовании дифференциального режима навигационных определений (см. об этом гл. 20).

На первой фазе развития системы, когда сеть ее ограничена наличием всего 12 спутников, зона действия не будет географически глобальной, а составит лишь определенную долю от полной поверхности Земли. При этом возможности двухкоординатного МО будут предпочтительнее, нежели трехкоординатного (для которого требуется привлекать на один спутник больше). В то же время для самолетов по сравнению с морскими судами рабочее созвездие НИСЗ можно будет выбирать из большего числа спутников, так как с подъемом на высоту горизонт П расширяется, и это создает для них более благоприятные условия.

Поэтому на первой фазе развития системы при 12 спутниках относительная площадь обслуживания системой «Глонасс» (в % к полной поверхности Земли) может характеризоваться в обоих полушариях:

для широт выше 50° при определении плоскостных координат: 93...100 % для самолетов; 88...100% для морских судов; при определении пространственных координат: 60...92 % для самолетов; 55...90 % для морских судов;

для широт ниже 50° при определении плоскостных координат: 88...98 % для самолетов; 75...87 % для морских судов; при определении пространственных координат: 38...60 % для самолетов; 23...50 % для морских судов.

#### 1.7. АМЕРИКАНСКАЯ СЕТЕВАЯ СПУТНИКОВАЯ РНС «НАВСТАР»

Сетевая спутниковая РНС «Навстар» (в настоящее время чаще именуемая GPS) разрабатывалась так же, как и система «Глонасс», в 70-е годы на основе предшествующего опыта эксплуатации низкоорбитальной СРНС «Транзит». Запуск первого экспериментального спутника серии «Навстар» состоялся в 1978 г., и к концу 1988 г. эта спутниковая система практически одновременно с системой «Глонасс» вступила в предэксплуатационную фазу своего развития, располагая сетью из семи НИСЗ. В 1991 г. сеть увеличилась до 16 НИСЗ. Предполагается развить ее до полного состава к 1995 г., после чего перейти к нормальному штатному использованию.

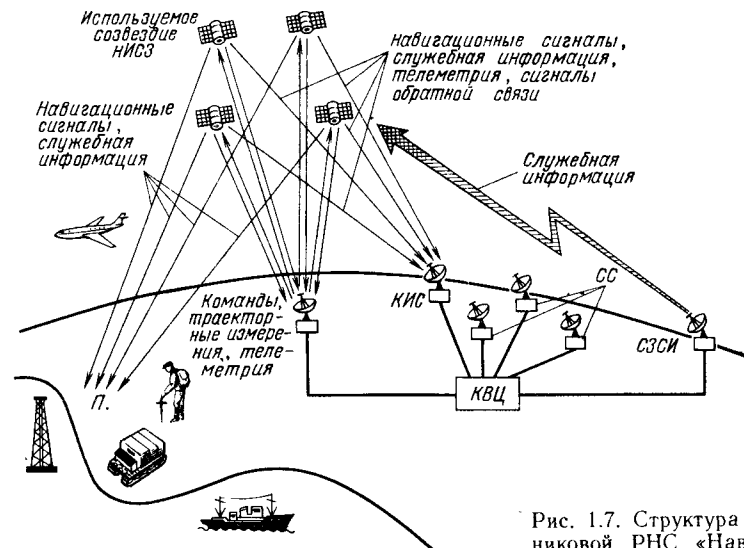


Рис. 1.7. Структура спутниковой РНС «Навстар»

Структура системы «Навстар» иллюстрируется рис. 1.7. В его верхней части показано используемое созвездие НИСЗ, внизу справа изображены средства наземного командно-измерительного комплекса, а слева представлены возможные потребители навигационно-временной информации.

Сеть НИСЗ первоначально предполагалось построить из 24 спутников, однако затем из экономических соображений перешли

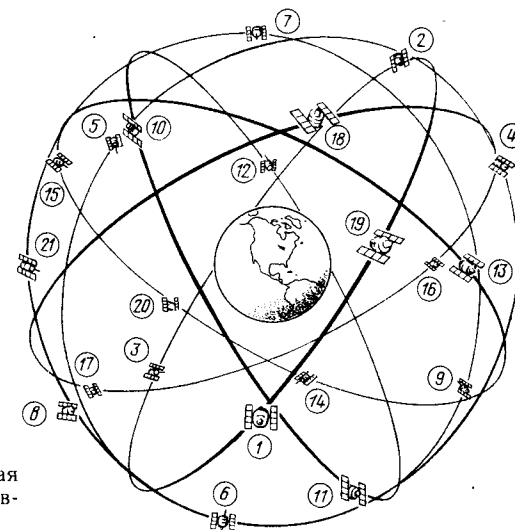


Рис. 1.8. Полностью развернутая сеть спутников системы «Навстар»

к усеченному варианту из 18 рабочих и 3 резервных спутников. Такая сеть не гарантирует глобальных трехкоординатных высокоточных НО в любой момент времени. Особенностью сети является размещение спутников на шести орбитах, по три-четыре спутника на каждой. Представление о 21-спутниковой сети «Навстар» дает рис. 1.8, из которого можно понять, что шесть круговых орбит высотой около 20 000 км распределены своими узлами равномерно в экваториальной плоскости. К 1991 г. от усеченного варианта вернулись к 24-спутниковой сети с включением в нее трех резервных НИСЗ. План такой полностью развитой сети НИСЗ показан на рис. 1.9, где видно, что в каждой плоскости всего по четыре спутника, причем в первой, третьей и пятой плоскостях установлено по одному резервному спутнику, подготовленному к переводу при необходимости в рабочий режим [226].

Каждый спутник системы излучает два кода: легко обнаруживаемый  $C/A$ , предназначенный для гражданских потребителей, и защищенный  $P$ , используемый военными потребителями.

Оба кода передаются на общей частоте  $f_1 = 1575,42$  МГц (длина волны  $\lambda_1 = 19$  см), но двумя несущими, сдвинутыми на  $\pi/2$  для удобства их разделения. Коды  $P$  и  $C/A$  когерентны и согласованы по времени, они используются для измерений. Для передачи служебной информации применяется двоичный код  $D$  (date—данные), которым модулируются обе несущие. На предэксплуатационной фазе развития системы «Навстар» ее разработчики для борьбы с уводящими помехами решили применять также код  $Y$ , обладающий криптостойкостью [226].

Для исключения ионосферной ошибки применяется 2-частотный способ измерений (см. гл. 5). В связи с этим наряду с частотой  $f_1$  предусмотрена когерентная ей частота  $f_2 = 1227,6$  МГц ( $\lambda_2 = 24,4$  см), которая тоже модулируется точным измерительным кодом  $P$ , а также кодом служебной информации  $D$ .

Гражданские  $P$ , не требующие высокой точности определения параметров движения, ограничиваются приемом одной квадратурной составляющей частоты  $f_1$  с кодом  $C/A$ , который и использу-

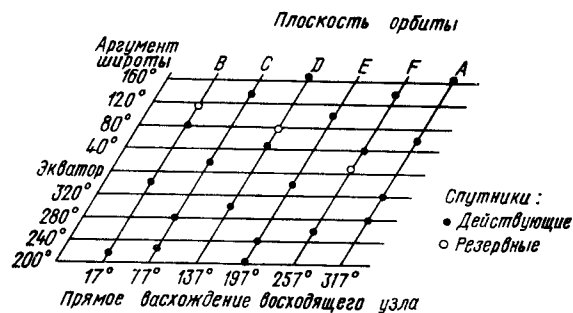


Рис. 1.9. План распределения спутников «Навстар» по плоскостям

ется для измерений. Для высокоточных определений по ключу, содержащемуся в служебной информации кода  $C/A$ , определяется фаза кода  $P$ , что и позволяет войти в слежение за ним и произвести соответствующие измерения.

Непрерывно излучаемые коды  $C/A$  и  $P$  формируются с использованием фазовой манипуляции несущих частот соответственно на  $0...180^\circ$  и  $+90...-90^\circ$ . Сигнал кода  $C/A$  формируется по закону псевдослучайной последовательности (ПСП) с периодом 1 мс и тактовой частотой 1,023 МГц, а сигнал кода  $P$  — по закону ПСП с периодом около 7 суток и тактовой частотой 10,23 МГц. Подробнее структура и характеристики сигнала системы «Навстар» приведены в гл. 4.

Способ разделения сигналов различных спутников системы — кодовый. Коды формируются двумя генераторами ПСП, причем выбор начального состояния регистра сдвига одного из кодов придает образуемой кодовой последовательности данного  $i$ -го спутника индивидуальную окраску. Из большого числа возможных состояний выбирают всего 37, которые порождают коды с хорошими взаимокорреляционными свойствами. Таким образом, появляется возможность идентифицировать по коду все спутники системы, одновременно применяемое число которых составляет 24. Имеется различие в формировании кодов  $C/A$  и  $P$ , о чем подробнее излагается в гл. 4. Отметим здесь лишь то, что порождающий полином одной из составляющих кода  $P$  не раскрывается заранее публично, что делает невозможным обнаружение соответствующего сигнала теми потребителями, которые не имеют санкции на высокоточные НО и поэтому не располагают информацией о текущей фазе столь длинного, семидневного кода. Имеется и иной способ засекречивания сигнала кода  $P$ : перед поступлением на модулятор передатчика сформированный код  $P$  проходит через устройство засекречивания с нелинейной логической операцией, что оказывается эквивалентным получению некоторого другого кода ПСП, период которого становится во много раз больше исходного. Все это затрудняет раскрытие структуры сигнала кода  $P$ .

В аппаратуре потребителей измеряются псевдодальность по оценке задержки огибающей ПСП и радиальная псевдоскорость по оценке доплеровского смещения частоты несущей. В сигналы кодов  $P$  и  $C/A$  закладывается соответствующий массив служебной информации, содержащий эфемериды, альманахи, частотно-временные поправки, метки времени, сведения о работоспособности бортовой аппаратуры. По результатам измерений при использовании служебной информации решается навигационно-временная задача.

В одном кадре навигационного сигнала (рис. 1.10) передается всего 1/25 альманаха. Поэтому для сбора полного альманаха требуется прием 25 кадров, совокупность которых по-

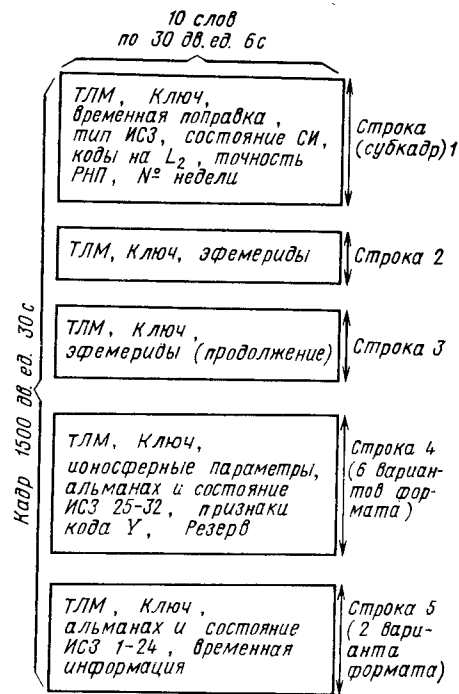


Рис. 1.10. Структура кадра навигационного сигнала системы «Навстар»

существу образует суперкадр длительностью 12,5 мин. В пяти блоках кадра заключен объем 1500 дв. ед., распределенный по 50 словам длиной по 30 дв. ед. каждое. Если считать, что полный объем неоперативной информации распределен по 25 кадрам, то объем образующегося суперкадра составит 37500 дв. ед. Объем передаваемой в кадре информации может меняться, так как предусмотрен резерв. Подробнее о структуре и содержании кадра навигационного сигнала системы «Навстар» см. в гл. 10.

Работу наземного КИК системы «Навстар» можно проследить по рис. 1.7, где показаны четыре НИСЗ, используемые в навигацион-

ном сеансе, и средства КИК. Наземный КИК содержит в своем составе координационно-вычислительный центр (КВЦ), командно-измерительную станцию (КИС), несколько станций слежения (СС) и станцию закладки служебной информации (СЗСИ).

Станции слежения предназначены для пассивных траекторных измерений орбитальных параметров всех НИСЗ. Такие станции стараются разнести по широте и долготе. Например, в рассматриваемом комплексе используются четыре СС, размещенные на Аляске, в Калифорнии, на Гавайских островах и на острове Гуам. Эти станции представляют собой автоматизированные измерительные пункты, данные от которых транслируются в КВЦ. Каждая СС состоит из 4-канального приемоизмерителя (подобного аппаратуре П), атомного стандарта частоты, датчиков атмосферных параметров и микропроцессорной ЭВМ. Приемоизмеритель фиксирует псевдодальность и приращение псевдодальности (интеграл от доплеровской частоты) относительно фазы и частоты колебаний местного атомного стандарта для каждого из НИСЗ, используя их широкополосные сигналы, а также выделяет соответствующую служебную информацию. Датчики собирают местную метеоинформацию, необходимую для после-

дующего расчета поправок на тропосферную задержку сигнала. ЭВМ контролирует собираемую информацию и обеспечивает обмен с КВЦ. Все полученные на станции слежения данные оперативно запоминаются и по запросу КВЦ ретранслируются в КВЦ для последующей обработки.

Станция закладки служебной информации (СЗСИ) осуществляет передачу на борт каждого НИСЗ массива служебной информации, подготовленного в КВЦ. Достоверность закладки контролируется по каналу обратной связи, для чего используются телеметрические слова из кадра сигнала НИСЗ.

Командно-измерительная станция реализует телеметрический контроль за работой бортовых систем НИСЗ, проводит запросные траекторные измерения, в том числе с использованием высокоточных лазерных средств, и обеспечивает командное управление. Станция ведет обмен информацией с КВЦ. Поскольку необходима высокая надежность процесса закладки служебной информации, на случай выхода из строя СЗСИ предусмотрена возможность использования КИС для передачи на борт каждого НИСЗ подготовленного в КВЦ для него массива служебной информации.

КВЦ организует работу всех средств КИК и управляет ими. На центре проводятся расчеты, необходимые для определения орбит всех НИСЗ и их краткосрочного и долгосрочного прогноза, для определения смещений спутниковых временных шкал относительно системного времени и прогноза их дальнейших уходов, для формирования массивов служебной информации. Здесь же компонуется содержание массива служебной информации для каждого из НИСЗ, а также ведется запись информации, содержащейся в бортовых навигационных процессорах каждого из НИСЗ, и фиксация состояния его аппаратуры.

### 1.8. ИНФОРМАЦИОННЫЕ ЦЕНТРЫ СПУТНИКОВЫХ РНС

Системы «Глонасс» и «Навстар» становятся основным средством навигационно-временных определений, от результатов которых зависит не только успех какой-то операции, но и безопасность людей — участников воздушного перелета или морского плавания. Поэтому все пользующиеся системами должны доверять сигналам, принимаемым от спутников, и быть уверенными в полной достоверности информации, содержащейся в них. Хотя в состав альманаха, передаваемого в кадре каждого спутника, закладываются признаки работоспособности НИСЗ, эта информация может обновляться не чаще чем через 12 ч (периодичность сеансов закладки). Возникает настоятельная необходимость повышения оперативности снабжения П сведениями о качестве работы радиоканала и достоверности служебной информации.

В процессе расширения областей применения систем «Глонасс» и «Навстар» перед обеими сторонами встала общая задача — изыскать за пределами структуры собственно ССРНС дополнительные каналы оперативного снабжения потенциальных потребителей информацией о работоспособности навигационных спутников. Так возникли информационные центры: советский НИЦГ (научно-информационный центр «Глонасс») и американский GPSIC (GPS Information Center).

Американский центр учрежден правительством США, находится в ведении министерства транспорта и подчинен ведомству береговой охраны [216]. Основной его задачей является снабжение гражданских пользователей системы «Навстар» следующей информацией: текущее состояние спутников системы (данные о «здоровье» спутников), будущее состояние спутников системы (планируемые сроки службы), данные альманаха (для предсказания навигационных сеансов). Для передачи этой оперативной информации используются все возможные средства связи, включая широкоэмитательные радиостанции.

Следует ожидать, что в интересах совместного использования систем «Глонасс» и «Навстар» будет организовано взаимодействие советского и американского информационных центров.

## ГЛАВА 2

### ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА МЕТОДОВ ИЗМЕРЕНИЙ В ССРНС

#### 2.1. НАВИГАЦИОННЫЕ ПАРАМЕТРЫ

В процессе решения навигационных задач определяются по существу точки некоторого мерного пространства: трехмерного (при определении только координат), четырехмерного (при определении пространственно-временного положения объекта), шестимерного (при нахождении полного вектора состояния объекта или параметров движения самих НИСЗ), восьмимерного (при оценке дополнительных параметров). Искомая точка находится, если число измерений  $n$  не меньше мерности пространства  $m$ . Группа измерений при  $n < m$  дает информацию лишь о каких-то подпространствах возможного расположения искомой точки. Применяемые радиотехнические средства способны измерять физические величины различной размерности: фазы  $\Psi$  (безразмерная величина — радиан, градус, цикл), частоты  $F$  ( $\text{с}^{-1}$ ), времени  $t(\text{с})$ , амплитуды  $A$  (В, В/м). С ними сопоставляются определенные геометрические величины: дальность  $r$ , радиальная скорость  $\dot{r}$ , разность дальностей  $\Delta r$ , угол  $\Theta$ , угловая скорость  $\dot{\Theta}$  и т. п. Все эти величины определяют совокупность возможных положений объекта в рассматриваемом мерном пространстве. Таким образом,

любая из этих величин выступает в качестве параметра, характеризующего данную совокупность точек.

Измеряемую величину называют радионавигационным параметром (РНП), а отвечающую ей геометрическую величину — навигационным параметром (НП). Символом  $R_i$  будем обозначать НП, относящийся к  $i$ -му измерению.

Задание какого-либо НП позволяет из всех точек  $m$ -мерного пространства выделить подпространство  $(m-1)$ -го измерения, локализовав в его пределах определяющийся объект. Поэтому совокупность точек мерного подпространства, соответствующих некоторому значению НП, называют пространством положения.

Для трехмерного пространства ( $m=3$ ) возможна наглядно-геометрическая интерпретация: пространство положения будет иметь вид двухмерной поверхности, вследствие чего его можно называть поверхностью положения. Для  $m=2$  (поверхностная навигация) это пространство превращается в одномерное, именуемое линией положения.

Для ССРНС, использующих дальномерный и радиально-скоростной методы измерений, основными РНП являются время распространения радиоволн  $t$  и доплеровское смещение частоты  $F_d$ , а основными НП — дальность  $r$  и радиальная скорость  $\dot{r}$ .

Дальности соответствует поверхность положения в виде сферы как геометрического места точек (ГМТ), равноудаленных от данной точки. При построении такой поверхности положения центр сферы совмещается с точкой, от которой измерялось расстояние. Относительно каждого НИСЗ можно построить семейство поверхностей положения в виде совокупности концентрических сфер, соответствующих различным возможным расстояниям до П.

Радиальной скорости в пространстве скоростей соответствовала бы сферическая поверхность положения. В таком пространстве свойства радиально-скоростного метода были бы подобны свойствам дальномерного метода, рассматриваемого в линейном трехмерном пространстве. Однако навигационные решения реализуются в обычном координатном пространстве, поэтому необходимо скоростные поверхности положения фиксировать именно в данном пространстве. Для этого значение параметра  $\dot{r}$ ,  $\text{м} \cdot \text{с}^{-1}$ , следует привести либо к длине, либо к относительной угловой мере. Удобнее выражать его безразмерной величиной, в долях модуля относительной скорости  $\dot{r}^* = \dot{r}/|v|$ , где  $v$  — вектор скорости НИСЗ. Учитывая, что радиальная скорость выражается через скорость НИСЗ  $v$  и угол  $\alpha$ , составленный вектором  $v$  и направлением от НИСЗ в точку наблюдения:  $\dot{r} = v \cos \alpha$ , получаем значение приведенного НП в виде

$$\dot{r}_i^* = \cos \alpha_i. \quad (2.1)$$

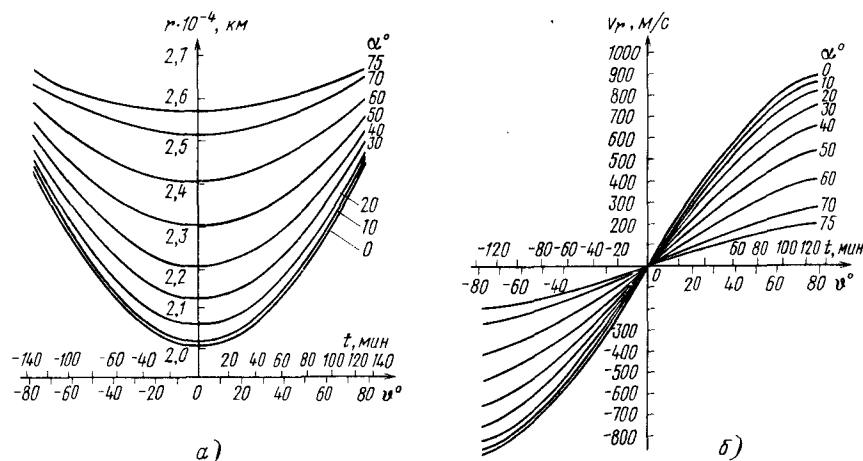


Рис. 2.1. Графики изменения навигационных параметров  $r(t)$  (а) и  $\dot{r}(t)$  (б) в зоне видимости НИСЗ с высотой орбиты  $20 \cdot 10^3$  км;  $\alpha$  — угловое удаление от плоскости орбиты,  $\theta$  — зенитный угол

Поверхности положения, удовлетворяющие условию (2.1), представляют собой конусы, описанные относительно вектора  $\mathbf{v}$ , с раствором  $2 \arcsin(\dot{r}/v)$ . Угол  $\alpha$  при движении НИСЗ относительно наблюдателя изменяется в пределах  $0 \dots \pi$ , при предельных его значениях поверхности положения вырождаются в лучи, совпадающие с вектором  $\pm \mathbf{v}$ , а при  $\alpha = \pi/2$  — в плоскость, перпендикулярную вектору  $\mathbf{v}$ . Последнему случаю, относящемуся к так называемому *траверзному* положению, соответствует значение  $v_r = 0$ , а стало быть, и  $F_d = 0$ . Естественно, что для подобного представления поверхностей положения, соответствующих параметру  $\dot{r}$ , требуется знание годографа скорости НИСЗ, который должен рассчитываться по эфемеридам.

Изменения  $r$  и  $\dot{r}$  за время прохождения НИСЗ в зоне радиовидимости наземного наблюдателя показаны на рис. 2.1. Видно, что дальность  $r$  имеет минимум при траверзном положении НИСЗ, причем пределы ее изменений убывают по мере удаления наблюдателя от плоскости орбиты. Радиальная скорость  $\dot{r}$  проходит через нуль на траверзе, при этом крутизна кривой  $\dot{r}(t)$  падает с удалением наблюдателя от плоскости орбиты НИСЗ.

## 2.2. НАВИГАЦИОННЫЕ ФУНКЦИИ

Решения навигационных задач основываются на использовании функциональной связи между навигационными параметрами  $R_i$  и определяемыми координатами  $q_i$  точек мерного пространства. Поэтому зависимость, выражающую НП через координаты точек  $m$ -мерного пространства, принято называть навигационной функцией. На вид этой функции влияют: характер измеряемого НП, система координат  $q_i$  (сферические координаты  $\varphi, \lambda, \rho$ ; геоцентрические  $x, y, z$ ; шестимерный вектор состояния П  $\varphi, \lambda, \rho, \dot{\varphi}, \dot{\lambda}, \dot{\rho}$  или  $x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$  и т. п.), закономерности движения П, система параметров  $Q_i$ , описывающих движение НИСЗ, а также совокупность поправок  $\delta_{ki}$  на выявленные методические погрешности.

Общее выражение навигационной функции имеет вид  $R_i = R_i(q_1, \dots, q_6; Q_1, \dots, Q_6; \delta_{1i}, \dots, \delta_{ki}, t_i)$ , где  $t_i$  — время  $i$ -го измерения.

Для РНС, работающих по НИСЗ, основными навигационными функциями будут зависимости, определяющие  $r$  и  $\dot{r}$ . Движение НИСЗ и П удобно описывать в геоцентрической экваториальной прямоугольной системе. Если задать такую систему координат  $X\dot{Y}\dot{Z}$  и координаты НИСЗ и П обозначить соответственно  $x_c, y_c, z_c$  и  $x, y, z$ , то расстояние между ними выразится как

$$r = [(x_c - x)^2 + (y_c - y)^2 + (z_c - z)^2]^{1/2}. \quad (2.2)$$

Радиальная скорость может быть найдена путем дифференцирования (2.2) по времени:

$$\dot{r} = r^{-1}[(x_c - x)(\dot{x}_c - \dot{x}) + (y_c - y)(\dot{y}_c - \dot{y}) + (z_c - z)(\dot{z}_c - \dot{z})]. \quad (2.3)$$

Понятно, что входящие в (2.2), (2.3) величины должны относиться к одному моменту времени. Поэтому если бортовая шкала П привязывается к временной метке с НИСЗ, то для расчета координат П, соответствующих измерениям в момент  $t_n$  по шкале П, координаты НИСЗ следует брать для момента  $(t_n - r/c)$ .

При переходе к другим координатным системам меняется выражение навигационной функции. Однако известно, что расстояние между двумя точками евклидова пространства оказывается инвариантом координатных преобразований, не меняющих метрику пространства. Поэтому для  $r$  и  $\dot{r}$  обычно используемые координатные преобразования являются инвариантными.

Поскольку в ССРНС применяется дальномерный метод с хранением начала отсчета, то измеряемая псевдодальность будет отличаться от истинной дальности на величину, зависящую от смещения относительно системного времени как временной шкалы

НИСЗ  $\Delta t_c$ , так и временной шкалы П  $\Delta t_n$ . Кроме того, при распространении радиоволн в атмосфере возникает задержка сигнала  $\Delta t_A$  по сравнению с его временем распространения в свободном пространстве. В связи с этим измерению РНП будет соответствовать НП не в виде дальности  $r$ , а в виде псевдодальности  $\tilde{r}$ , выражение для которого будет отличаться от (2.2) поправочными членами:

$$\tilde{r}_i = [(x_{ci} - x)^2 + (y_{ci} - y)^2 + (z_{ci} - z)^2]^{1/2} + c\Delta t_{Ai} + c(\Delta t_{ci} - \Delta t_n), \quad (2.4)$$

где  $i=1, \dots, 4$ .

Из (2.4) видно, что определяемыми параметрами являются координаты  $x, y, z$  и поправка  $\Delta t_n$  к временной шкале П. Остальные пять величин должны сообщаться потребителю П в составе служебной информации, передаваемой сигналом каждого НИСЗ.

При составлении систем решаемых навигационных уравнений обычно используют навигационные функции, записанные через координаты НИСЗ и П. Однако возможна также векторная запись, которая представляет собой наиболее обобщенную форму выражения навигационных функций и применяется при анализе точностных свойств навигационных методов.

Построив  $\Delta$  ОСП с вершинами в центре масс Земли и в точках расположения НИСЗ и П (рис. 2.2), можем записать векторное соотношение  $\underline{p}_n = \underline{p}_c - \underline{r}$ , которое показывает, что при известном векторе НИСЗ  $\underline{p}_c$  найти вектор положения П  $\underline{p}_n$  можно, если по результатам измерений дан вектор относительного положения НИСЗ и П  $\underline{r}$ .

### 2.3. ГРАДИЕНТЫ ПОЛЕЙ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ

При анализе точностных свойств СРНС широко пользуются понятиями и выражениями градиентов НП. Напомним основы градиентного анализа. Навигационные параметры можно рассматривать как скалярные величины, поле которых распределе-

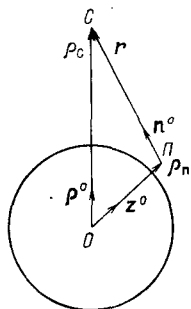
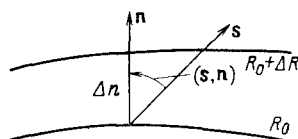


Рис. 2.2. Основной векторный треугольник

Рис. 2.3. Связь между градиентом и производной по направлению



но в пространстве, окружающем НИСЗ. Поверхностями уровней такого поля будут поверхности положения.

Параметры  $R_i$  в пределах зоны видимости НИСЗ представляют собой непрерывные функции координат и имеют непрерывные первые производные, вследствие чего изменение поля НП можно описывать его градиентом.

Обозначив через  $n$  длину нормали и через  $n^0$  единичную нормаль к поверхности положения, направленные в сторону возрастания  $R$ , можно градиент НП представить в виде

$$\text{grad } R = \mathbf{G}_R = \frac{\partial R}{\partial n} \mathbf{n}^0. \quad (2.5)$$

С помощью градиентов  $\mathbf{G}_R$  можно определять значения производных от параметра  $R$  по любому направлению. Так, если задано значение градиента и известен угол между нормалью к поверхности положения  $\mathbf{n}$  и направлением  $\mathbf{s}$ , производная по которому отыскивается, то эта производная выразится в виде (рис. 2.3)

$$\partial R / \partial s = |\mathbf{G}_R| \cos(\mathbf{s}, \mathbf{n}). \quad (2.6)$$

В частном случае для прямоугольной системы координат

$$\mathbf{G}_R = \frac{\partial R}{\partial x} \mathbf{i} + \frac{\partial R}{\partial y} \mathbf{j} + \frac{\partial R}{\partial z} \mathbf{k} = \sum_{j=1}^3 \frac{\partial R}{\partial x_j} \mathbf{k}_j,$$

где  $\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$  — единичные векторы (орты), параллельные координатным осям, а  $\partial R / \partial x_j$  — частные производные от НП по координатам. При этом модуль градиента

$$|\mathbf{G}_R| = \left[ \sum_{j=1}^3 \left( \frac{\partial R}{\partial x_j} \right)^2 \right]^{1/2}.$$

Можно получить следующие выражения для модулей градиентов поверхностей положения, соответствующих измерениям дальности  $r$  и радиальной скорости  $\dot{r}$  [70]:  $|\mathbf{G}_r| = 1$ ;  $|\mathbf{G}_{\dot{r}}| = v \sin \alpha$ .

Если в выражении (2.5) перейти к конечным приращениям, то получим

$$\Delta p = \Delta R / |\mathbf{G}_R|. \quad (2.7)$$

Поэтому если градиент  $|\mathbf{G}_R|$  известен, то ошибка поверхности (линии) положения  $\Delta p$  находится непосредственно из оценки погрешности измерения НП  $\Delta R$  (которая получается без труда из оценки погрешности РНП). Выражение (2.7) свидетельствует о том, что для уменьшения погрешности местоопределения необходимо стремиться к увеличению градиента поля НП.

Полученное для дальнометрического метода соотношение  $|G_i|=1$  означает, что ошибка определения поверхности положения равна погрешности измерения:  $\Delta n = \Delta r$ . Кроме того, эта чисто геометрическая погрешность не зависит от удаления от НИСЗ.

Выражение для градиента радиально-скоростного метода показывает, что градиент  $|G_i|$  пропорциональный  $\sin \alpha$ , оказывается максимальным при траверзных измерениях ( $\alpha = \pi/2$ ), когда конус вырождается в плоскость, перпендикулярную вектору скорости  $v$ . Градиент  $|G_i|$  уменьшается при уменьшении угла  $\alpha$ , что имеет место при стремлении к предельным удалениям до НИСЗ. В пределе при  $\alpha \rightarrow 0$  градиент  $|G_i| \rightarrow 0$ .

Градиенты облегчают анализ точностных свойств радионавигационных систем, так как позволяют переходить из пространства измеряемых параметров в пространство определяемых координат. В СРНС в отличие от наземных РНС (где РНТ неподвижны) стремятся геометрическое смещение  $\Delta p_n$  определяемого места выражать не только через погрешность  $\Delta r$  измерения навигационного параметра, но и через погрешность  $\Delta r_c$  эфемериды. Прием этот состоит в следующем.

Из векторного треугольника на рис. 2.2 следует, что «истинное» (или расчетное) значение измеряемого параметра  $r_0$  можно выразить через векторы  $p_{c0}$  и  $p_{n0}$ , дающие соответственно положения НИСЗ и П, в виде  $r_0 = |p_{c0} - p_{n0}|$ . Если же  $\Delta p_c$  — смещение вектора НИСЗ, то измеренное значение  $r_n$  НП выражается через это смещение, а также через результирующее смещение  $\Delta p_n$  места П как  $r_n = |p_{c0} + \Delta p_c - (p_{n0} + \Delta p_n)|$ , откуда разность измеренного и расчетного значений  $\Delta r = r_n - r_0 = |\Delta p_c - \Delta p_n|$ . В этом выражении правая часть представляет собой ошибку фиксации геометрического положения П, тогда как левая часть является погрешностью измерений. По структуре этого выражения левую и правую части должен связывать коэффициент в виде градиента. Поскольку построение на рис. 2.2 относится к дальнометрическому методу, этот коэффициент оказался равным единице. Однако, записав для общности последнее выражение с учетом градиента, будем иметь  $r_n - r_0 = |G_i| \Delta p_c - \Delta p_n$ .

Удобнее пользоваться соотношением, где градиент выражен через единичные векторы (орты), совпадающие с направлениями  $p_c$ ,  $r$  и  $p_n$ . Учтем, что орт в направлении  $r$  совпадает с единичной нормалью  $n^\circ$  к сферической поверхности, вследствие чего  $n^\circ = r/r = G_r/|G_r|$ . Наряду с этим очевидно, что вектор  $p_n$  направлен по местной вертикали  $z$  П, а это позволяет записать соответствующий орт:  $z^\circ = p_n/p_n$ . В направлении геоцентрического вектора  $p_c$  орт выражается, естественно, как  $p^\circ = p_c/p_c$ . Используя сказанное, можно после некоторых преобразований прийти к следующему выражению:

$$n^\circ = \frac{p_c - p_n}{|p_c - p_n|} = \frac{p_c}{r} \left( p^\circ - z^\circ \frac{p_n}{p_c} \right) = \frac{1}{d} \left( p^\circ - \frac{p_n}{p_c} z^\circ \right),$$

где  $d = r/p_c$ .

#### 2.4. ГРАДИЕНТНАЯ И ФУНДАМЕНТАЛЬНАЯ МАТРИЦЫ

Система навигационных уравнений, решаемая относительно координат и скоростных составляющих, записывается с использованием выражений навигационных функций. Обычно эти уравнения нелинейные. Для линеаризации решаемых уравнений применяют разложение функций  $R_i = R_i(q_1, q_2, \dots, q_6; Q_1, Q_2, \dots, Q_6; t_i; \delta_{11}, \dots,$

$\delta_{ki}$ ) в ряд в окрестностях расчетных значений их аргументов по степеням малых отклонений определяемых параметров. При таком разложении в уравнения войдут частные производные типа  $\partial R_i / \partial q_{0j}$ .

Представим производную  $\partial R_i / \partial q_{0j}$  в виде

$$\frac{\partial R_i}{\partial q_{0j}} = \frac{\partial R_i}{\partial Q_1} \frac{\partial Q_1}{\partial q_{0j}} + \dots + \frac{\partial R_i}{\partial Q_6} \frac{\partial Q_6}{\partial q_{0j}} = \sum_{p=1}^6 \frac{\partial R_i}{\partial Q_p} \frac{\partial Q_p}{\partial q_{0j}}, \quad (2.8)$$

где  $Q_1, \dots, Q_6$  — система некоторых промежуточных координат, и рассмотрим последовательно полученные совокупности частных производных типа  $\partial R_i / \partial Q_p$  и  $\partial Q_p / \partial q_{0j}$ .

Частные производные типа  $\partial R_i / \partial Q_p$  образуют матрицу-строку

$$\Gamma_i = \left\| \frac{\partial R_i}{\partial Q_1} \quad \frac{\partial R_i}{\partial Q_2} \quad \dots \quad \frac{\partial R_i}{\partial Q_6} \right\|, \quad (2.9)$$

которая характеризует изменение навигационной функции с изменением текущих координат П и называется градиентной матрицей 1-го рода. Это название отражает следующую геометрическую интерпретацию частных производных типа (2.9). Учтем, что свойства поверхностей положения  $R_i = \text{const}$  можно характеризовать градиентами  $\text{grad } R_i$ . Примем за промежуточные геоцентрические координаты  $x, y$  и  $z$  и представим производные  $\frac{\partial R_i}{\partial Q_p}$  в виде

$$\frac{\partial R_i}{\partial x} = \frac{\partial R_i}{\partial n} \frac{\partial n}{\partial x}; \quad \frac{\partial R_i}{\partial y} = \frac{\partial R_i}{\partial n} \frac{\partial n}{\partial y}; \quad \frac{\partial R_i}{\partial z} = \frac{\partial R_i}{\partial n} \frac{\partial n}{\partial z},$$

или, используя (2.6), в виде

$$\frac{\partial R_i}{\partial x} = |G_{R_i}| \cos(x, n); \quad \frac{\partial R_i}{\partial y} = |G_{R_i}| \cos(y, n); \quad \frac{\partial R_i}{\partial z} = |G_{R_i}| \cos(z, n).$$

Последние соотношения показывают, что частные производные рассматриваемого типа выражаются через модуль градиента и направляющие косинусы, определяющие ориентацию градиента поверхности положения. Следовательно, они представляют собой компоненты градиента поверхности положения, а их совокупность имеет значение градиентной матрицы.

Обратимся к частным производным вида  $\partial Q_1 / \partial q_{0j}, \partial Q_2 / \partial q_{0j}, \dots, \partial Q_6 / \partial q_{0j}$ , которые характеризуют изменение промежуточных координат  $Q_p$  с изменением определяемых параметров  $q_{0j}$ . Совокупность их будет включать 36 элементов, образующих квадратную матрицу. Если выбрать в качестве промежуточной системы геоцентрические прямоугольные координаты и их производные, а в качестве определяемых параметров движения — кеплеровы элементы, то образуется матрица

$$\Phi = \begin{vmatrix} \frac{\partial x}{\partial i} & \frac{\partial x}{\partial \Omega} & \frac{\partial x}{\partial \omega} & \frac{\partial x}{\partial a} & \frac{\partial x}{\partial e} & \frac{\partial x}{\partial \tau_0} \\ \frac{\partial y}{\partial i} & \frac{\partial y}{\partial \Omega} & \frac{\partial y}{\partial \omega} & \frac{\partial y}{\partial a} & \frac{\partial y}{\partial e} & \frac{\partial y}{\partial \tau_0} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial z}{\partial i} & \frac{\partial z}{\partial \Omega} & \frac{\partial z}{\partial \omega} & \frac{\partial z}{\partial a} & \frac{\partial z}{\partial e} & \frac{\partial z}{\partial \tau_0} \end{vmatrix}. \quad (2.10)$$

Эту матрицу можно рассматривать как совокупность частных производных от текущих координат и их производных НИСЗ по начальным условиям движения. Называется она фундаментальной матрицей 1-го рода.

Анализ фундаментальной и градиентной матриц позволяет выявить общие и видовые особенности методов навигации и путем оценки точностных характеристик сравнить информативность различных методов.

Фундаментальная матрица для всех навигационных методов будет одинаковой, поэтому можно считать, что она выражает общие свойства методов.

В противоположность этому градиентная матрица будет своей для каждого из методов, вследствие чего можно считать, что она отражает видовые свойства методов. Эта матрица показывает, как будут изменяться навигационные параметры с изменением геоцентрических прямоугольных координат точки наблюдения.

Один из способов оценки точностных свойств навигационных методов состоит в использовании числовых характеристик, вычисляемых через матрицу частных производных вида  $\partial R_i / \partial q_{0j}$ . Специально этот вопрос рассматривается в гл. 16.

## ГЛАВА 3

### ОСНОВЫ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ЗАДАЧ В СРНС

#### 3.1. КОНЕЧНЫЕ И ИТЕРАЦИОННЫЕ МЕТОДЫ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ

Основным содержанием навигационных задач является определение координат и скоростей П, являющихся ядром его вектора состояния. Однако непосредственно измерить их по сигналам НИСЗ невозможно. В результате навигационных измерений находятся навигационные параметры, которые лишь функционально связаны с искомыми координатами и скоростями. Поэтому измерительная информация должна подвергаться существенным неизоморфным преобразованиям. Собственно процесс навигационных определений (именуемый также вторичной обработкой)

выполняется с применением некоторых стандартных процедур, оформляемых в виде различных вариантов навигационных алгоритмов.

Задачи определения координат и скоростей могут формулироваться в двух постановках: как задачи первоначального определения параметров и как задачи уточнения их значений путем отыскания поправок к ним.

Возможно решать задачи при использовании результатов минимально необходимого объема измерений, когда число навигационных уравнений равно числу определяемых параметров. В этом случае употребляют как конечные, так и итерационные алгоритмы. Конечные алгоритмы дают точное решение системы  $m$  уравнений с  $m$  неизвестными, но они оказываются громоздкими, поскольку входящие в систему уравнения типа (2.2) и (2.3) явно нелинейные. Однако такие алгоритмы не требуют априорной информации и в силу этого хорошо подходят для первоначального определения искоемых параметров в условиях исходной полной неопределенности. Геометрическим эквивалентом конечного алгоритма решения навигационной задачи является построение относительно используемых НИСЗ совокупности поверхностей положения, точка пересечения которых и дает искомое положение объекта.

Итерационные алгоритмы (метод последовательного приближения) гораздо проще, но они требуют формирования априорных значений определяемых параметров для каждого цикла итераций.

Наряду с навигационными решениями по минимально необходимому объему измерений широко применяют итерационные методы решений, основанные на привлечении избыточного количества измерений. Все они используют те или иные приемы статистической обработки. При статистической обработке сглаживаются случайные (слабокоррелированные) составляющие погрешностей измерений и, стало быть, избыток информации направляется на повышение точности навигационных определений. Статистическая обработка требует достаточного запаса результатов измерений и связана с выполнением значительного объема арифметических операций.

Поэтому статистические методы приобрели широкое распространение первоначально именно в низкоорбитных СРНС, где за счет быстрого относительного движения НИСЗ и потребителя удается в одном сеансе собрать большую выборку изменяющихся измерений. Их развитию, естественно, способствовало прогрессивное развитие техники малогабаритных ЭВМ.

В зависимости от организации сеанса и используемой аппаратуры результаты всех необходимых измерений могут набираться либо одновременно, либо последовательно во времени. Если с помощью многоканальной аппаратуры (см. § 1.3) можно



выполнять как одновременные, так и последовательные измерения, то одноканальная аппаратура неизбежно должна выдавать результаты только последовательных измерений. Одновременно полученные результаты могут сразу же поступать в обработку. Поскольку число каналов ограничено, это обычно — минимально необходимый набор измерений. Что же касается последовательно снимаемых результатов, обработка их может выполняться двояко: либо по полной выборке, либо по выборке нарастающего объема.

В первом случае измерения привязаны к различным моментам времени и их результаты запоминаются, причем требуется предварительно накопить всю выборку и лишь затем вовлечь ее в обработку. При этом, естественно, темп выдачи оценок будет ниже темпа поступления результатов измерений. В случае обработки по нарастающему объему выдача новых, уточненных, оценок допускается в любой момент времени с учетом фактически накопившейся к этому моменту совокупности результатов измерений.

При использовании статистического подхода считают, что основным источником информации являются результаты измерений (апостериорная информация), но наряду с ними имеются и результаты предшествующих сеансов определений (априорная информация) в виде совокупности ожидаемых значений искомых параметров. Учитывают при этом корреляционные связи и вероятностные характеристики возмущений, действующих на объект, и погрешностей измерений. В процессе обработки разыскивается такая совокупность величин, которая наилучшим образом согласуется с результатами измерений. Степень невыгодности (оптимальности) статистического метода обработки может оцениваться по разным критериям. Выбор критерия определяется характером и полнотой имеющейся априорной информации об условиях проведения навигационного сеанса. Среди возможных критериев (см. об этом в гл. 13) наиболее распространен критерий минимума дисперсии определяемых параметров.

Оптимальным по этому критерию является один из старейших методов, разработанный в начале XIX в. К. Ф. Гауссом, — метод наименьших квадратов, который успешно применяется тогда, когда измерения можно считать независимыми, а их погрешности — нормально распределенными. В § 3.2 на примере этого метода будут рассмотрены основные понятия и приемы, применяемые при статистической обработке результатов измерений. При использовании метода наименьших квадратов результаты измерения обрабатывают по полной их выборке. Однако при этом на каждом последующем итерационном цикле полезно используется не вся априорная информация, так как учитываются только приближения определяемых параметров, относящиеся к предшествующим циклам.

Другой оптимальный метод, применение которого особенно выгодно на борту подвижных объектов, относится к методам обработки по выборке нарастающего объема. Особенности этого метода, именуемого рекуррентным (или методом динамической фильтрации), состоят в том, что допускается наращивание массива результатов измерений любыми порциями, вплоть до единичного измерения, а для перехода от некоторого  $k$ -го итерационного цикла к  $(k+1)$ -му применяются однотипные рекуррентные соотношения. Данное свойство метода предопределяет применение его для обработки информации в СРНС с последовательными измерениями.

Следует отметить, что в задачах уточнения параметров движения допустимо применять линеаризацию навигационных уравнений в окрестности расчетных значений оцениваемых параметров. В системах решаемых уравнений оцениваемые величины и результат измерения связываются линейными зависимостями, что не может, однако, не привести к погрешностям решений. В этих условиях важно обеспечить сходимость итерационного процесса, т. е. последовательное уменьшение погрешностей определяемых параметров от одной итерации к другой. Сходимость выступает как важная характеристика вычислительного процесса. Для каждого из применяемых методов заранее определяют те предельные погрешности априорных значений параметров, при которых навигационное решение будет быстро и надежно сходиться.

### 3.2. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ ОПРЕДЕЛЕНИЙ ПО ПОЛНОЙ ВЫБОРКЕ ИЗМЕРЕНИЙ

Рассмотрим основы статистической обработки полной выборки результатов измерений применительно к процедуре метода наименьших квадратов. Ради упрощения будем считать, что определяются всего три параметра — сферические координаты  $\varphi$ ,  $\lambda$  и  $\rho$  неподвижного П. Навигационные параметры, измеряемые по сигналам НИСЗ, обозначим  $R_i$ , их расчетные значения  $R_{0i}$ , а общее число измерений  $n$ . Пространственное положение НИСЗ задается геоцентрическими координатами  $x_c$ ,  $y_c$  и  $z_c$ . Координаты П и НИСЗ обозначим соответственно  $q_j$  ( $j=1, 2, 3$ ) и  $Q_j$  ( $i=1, 2, 3$ ).

Общее выражение навигационной функции для измерений в момент  $t_i$  имеет вид

$$R_i = R(q_1, q_2, q_3; Q_{1i}, Q_{2i}, Q_{3i}) \quad (3.1)$$

Конкретное выражение определяется, естественно, видом НП и, например, для дальномерного метода измерений будет записываться в виде (2.2)

$$r_i = [(x_{ci} - x)^2 + (y_{ci} - y)^2 + (z_{ci} - z)^2]^{1/2}.$$

Если имеются результаты  $n$  измерений:  $R_1, R_2, \dots, R_n$ , то может быть составлена система уравнений

$$R_i = R_i(q_1, q_2, q_3; Q_{1i}, Q_{2i}, Q_{3i}), i = 1, 2, \dots, n, \quad (3.2)$$

в которой различные строки могут относиться как к измерениям по одному и тому же НИСЗ, но в разные моменты времени, так и к измерениям по различным НИСЗ (одновременным или разновременным).

Для линеаризации системы (3.2) в окрестностях расчетных значений определяемых параметров вычисляют значения  $q_{0j}$  либо с помощью априорной информации, либо с помощью решения каких-то трех совместных уравнений системы (3.2), что позволяет рассчитывать значения измеряемых параметров  $R_{0i}$ . Тогда получается система уравнений для расчетных значений:

$$R_{0i} = R_i(q_{01}, q_{02}, q_{03}; Q_{1i}, Q_{2i}, Q_{3i}), i = 1, 2, \dots, n. \quad (3.3)$$

Разность измеренных и расчетных параметров можно выразить через поправки  $\delta_j$  ( $j = 1, 2, 3$ ) к приближенным значениям координат  $q_{0j}$  и далее обработку вести до получения наилучшей оценки этих поправок с использованием всей наличной измерительной информации. Тогда можно записать

$$R_i - R_{0i} = R_i(\varphi_0 + \delta_\varphi; \lambda_0 + \delta_\lambda; \rho_0 + \delta_\rho; Q_{1i}, Q_{2i}, Q_{3i}) - R_i(\varphi_0; \lambda_0; \rho_0; Q_{1i}, Q_{2i}, Q_{3i}), i = 1, 2, \dots, n. \quad (3.4)$$

Линеаризация проводится путем разложения системы уравнений (3.4) в ряд Тейлора по степеням поправок  $\delta_j$  с удержанием первых членов разложения. После этого получится следующая система уравнений:

$$R_i - R_{0i} = \left( \frac{\partial R_i}{\partial q_{01}} \right) \delta_1 + \left( \frac{\partial R_i}{\partial q_{02}} \right) \delta_2 + \left( \frac{\partial R_i}{\partial q_{03}} \right) \delta_3, i = 1, 2, \dots, n. \quad (3.5)$$

Входящие в систему (3.5) частные производные  $\partial R_i / \partial q_{0j}$  функции  $R_i$  по координатам, отвечающим приближенно известному месту, являются постоянными для сеанса измерений. Матрица частных производных  $\partial R_i / \partial q_{0j}$  имеет большое значение для оценки свойств методов навигации (см. § 2.4). Введем для этой матрицы размерностью  $(n \times 3)$  следующее обозначение:

$$C = \left\| \frac{\partial R_i}{\partial q_{0j}} \right\|^{n \times 3}. \quad (3.6)$$

Воспользуемся далее понятиями градиентной и фундаментальной матриц (2.9) и (2.10) и для условий данного рассмотрения запишем

$$\Gamma = \left\| \frac{\partial R_1}{\partial x} \quad \frac{\partial R_1}{\partial y} \quad \frac{\partial R_1}{\partial z} \right\| \quad \text{и} \quad \Phi = \left\| \frac{\partial x}{\partial \varphi} \quad \frac{\partial x}{\partial \lambda} \quad \frac{\partial x}{\partial \rho} \right\|^{3 \times 3}.$$

Заметим, что число столбцов матрицы  $\Gamma$  совпадает с числом строк матрицы  $\Phi$ , что дает основание образовать произведение этих матриц. Выполнив матричное перемножение, убедимся, что полученная матрица и есть матрица (3.6) коэффициентов системы линейных уравнений (3.5). В этой матрице каждый элемент представляет собой трехчлен вида (2.8). К примеру элемент с индексами  $i = 1$  и  $j = 2$  развертывается как

$$\frac{\partial R_1}{\partial q_{02}} = \frac{\partial R_1}{\partial x} \frac{\partial x}{\partial \lambda} + \frac{\partial R_1}{\partial y} \frac{\partial y}{\partial \lambda} + \frac{\partial R_1}{\partial z} \frac{\partial z}{\partial \lambda}. \quad (3.7)$$

Итак, имеет место соотношение

$$C = \Gamma \Phi. \quad (3.8)$$

Последние преобразования показали достаточную компактность записи. Именно поэтому в алгоритмах обработки измерительной информации в настоящее время широко употребляется матричный способ описания. Можно и всю систему уравнений (3.5) записать в виде компактного матричного соотношения.

Введем столбцовую матрицу  $\Delta$  поправок  $\delta_j$  к уточняемым координатам

$$\Delta = \left\| \begin{matrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \end{matrix} \right\|^{3 \times 1}, \quad (3.9)$$

а также матрицу-столбец  $R$  из разностей измеренного и расчетного значений НП

$$R = \| R_i - R_{0i} \|^{n \times 1} = \| r_i \|^{n \times 1}, i = 1, 2, \dots, n. \quad (3.10)$$

Тогда в результате перемножения матриц  $C$  размерности  $(n \times 3)$  и  $\Delta$  размерности  $(3 \times 1)$  можно получить матрицу-столбец размерности  $(n \times 1)$ , которая полностью совпадает с матрицей правых частей системы уравнений (3.5). В то же время по определению матрицей  $R$  размерности  $(n \times 1)$  описывается совокупность левых частей системы рассматриваемых уравнений. Поэтому система исходных линеаризованных уравнений представится в матричной записи как

$$R = C \Delta = \Gamma \Phi \Delta. \quad (3.5')$$

Обратим внимание на то, что в системе (3.5) различные уравнения могут иметь неодинаковые размерности, поскольку разности  $R_i - R_{0i}$  могут соответствовать различным измерениям навигационных параметров, а среди однородных параметров найдутся неравноточные, относящиеся к измерениям по различ-

ным НИСЗ. Ради придания системе (3.5) однородности целесообразно привести все разности  $R_i - R_{0i}$  к безразмерному виду. Для этого левые и правые части системы (3.5) домножаются на весовые коэффициенты, имеющие размерность, обратную размерности  $R_i - R_{0i}$ :

$$p_i = h_i / \sigma_{R_i}, \quad (3.11)$$

где  $\sigma_{R_i}^2$  — дисперсия погрешностей измерения НП, а  $h_i$  — некоторый масштабирующий коэффициент. В результате, учитывая обозначения (3.10), получаем безразмерную систему уравнений

$$p_i r_i = p_i \left( \frac{\partial R_i}{\partial q_{01}} \right) \delta_1 + p_i \left( \frac{\partial R_i}{\partial q_{02}} \right) \delta_2 + p_i \left( \frac{\partial R_i}{\partial q_{03}} \right) \delta_3 = p_i \sum_{j=1}^3 \frac{\partial R_i}{\partial q_{0j}} \delta_j, \quad (3.12)$$

которую именуют системой *условных уравнений*.

Если из весовых коэффициентов  $p_i$  образовать диагональную матрицу  $(n \times n)$

$$P_0 = \begin{pmatrix} p_1 & & 0 \\ & p_2 & \\ 0 & & p_n \end{pmatrix}^{n \times n}, \quad (3.13)$$

то выполненное домножение левых и правых частей системы уравнений на весовые коэффициенты можно представить как матричные операции умножения, приводящие к матричному виду системы условных уравнений:

$$P_0 R = P_0 C \Delta. \quad (3.12')$$

Далее к системе условных уравнений применяют процедуру метода наименьших квадратов, основанную на следующих соображениях. Система (3.12) является системой  $n$  уравнений с тремя неизвестными. Если только эти  $n$  уравнений независимы, то какая-то совокупность трех поправок  $\delta_j$  не может удовлетворить этой системе и при подстановке  $\delta_j$  в соответствующие уравнения левые и правые их части окажутся неравными, появится невязка этих частей. Обозначив разницу (невязку) через  $\varepsilon_i (i = 1, 2, \dots, n)$ , получим новую запись

$$\varepsilon_i = \left( p_i \sum_{j=1}^3 \frac{\partial R_i}{\partial q_{0j}} \delta_j \right) - p_i r_i. \quad (3.14)$$

Ее матричным эквивалентом явится выражение

$$E = P_0 C \Delta - P_0 R, \quad (3.14')$$

в котором использовано представление о совокупности невязок как матрице-столбце размерности  $(n \times 1)$ :

$$E = \|\varepsilon_i\|^{n \times 1}. \quad (3.15)$$

Важным обстоятельством является то, что невязки предполагаются случайными величинами. Метод наименьших квадратов позволяет найти такие наилучшие поправки к координатам  $\delta_j$ , при которых сумма квадратов невязок  $\varepsilon_i$  минимальна:

$$V = \sum_{i=1}^n \varepsilon_i^2 = \min. \quad (3.16)$$

Сказанному можно дать геометрическое истолкование, которое сохраняет наглядность при малой мерности пространства определяемых параметров и малом числе измерений. Примем поэтому  $m=2$  и  $n=3$  и выполним следующее построение (рис. 3.1).

В пространстве  $m=2$  относительно точки с априорными координатами  $(\varphi_0, \lambda_0)$  построим ортогональный базис поправок  $\delta_\varphi - \delta_\lambda$ , оси которого параллельны соответственно осям  $\varphi$  и  $\lambda$ . Тогда система трех линейных уравнений вида  $C_{1i}\delta_\varphi + C_{2i}\delta_\lambda = r_i$ ,  $i=1, 2, 3$ , отвечающих трем результатам измерений,  $C_{1i}\delta_\varphi + C_{2i}\delta_\lambda = r_i$ ,  $i=1, 2, 3$ , формально-геометрически может интерпретироваться как совокупность трех прямых  $R_1, R_2$  и  $R_3$ , касательных к линиям положения в окрестности априорного места  $(\varphi_0, \lambda_0)$ . Эти линии отстоят от начала координат на расстояния, равные разностям измеренных и расчетных значений параметров  $r_1, r_2$  и  $r_3$ , причем в случае безошибочных измерений все они пересекались бы в одной точке — истинном месте П. Влияние ошибок приводит к тому, что пересечениями этих прямых образуется треугольная область  $abc$  возможного нахождения объекта. Оптимизация решения, предусматриваемая методом наименьших квадратов, состоит в отыскании точки, наиболее удачно образом удаленной от всех трех касательных, чему соответствует минимальность суммы квадратов невязок  $\varepsilon_1^2, \varepsilon_2^2$  и  $\varepsilon_3^2$ . Эта точка дает оценки искомым поправкам  $\delta_\varphi$  и  $\delta_\lambda$ .

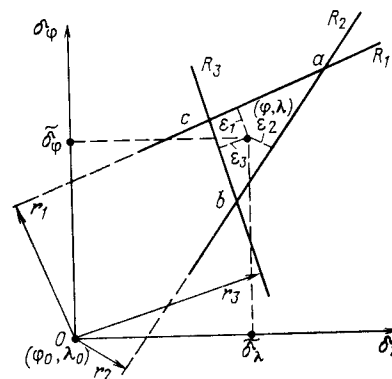


Рис. 3.1. Геометрическое истолкование оптимизации по методу наименьших квадратов

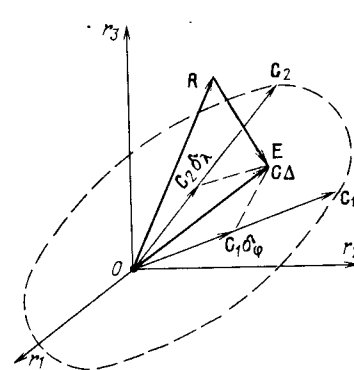


Рис. 3.2. Ортогональное проектирование вектора  $R$  в пространстве измерений

Геометрическое толкование выражений (3.14), (3.14') удобно дать в пространстве измерений. Для этого построим координатный базис в осях разностей  $r_1$ ,  $r_2$  и  $r_3$  (рис. 3.2). Для рассматриваемого случая матрица (3.6), имея размерность  $(3 \times 2)$ , может распасться на два вектора

$$C_1 = \begin{bmatrix} \frac{\partial R_1}{\partial \varphi_0} \\ \frac{\partial R_2}{\partial \varphi_0} \\ \frac{\partial R_3}{\partial \varphi_0} \end{bmatrix} \text{ и } C_2 = \begin{bmatrix} \frac{\partial R_1}{\partial \lambda_0} \\ \frac{\partial R_2}{\partial \lambda_0} \\ \frac{\partial R_3}{\partial \lambda_0} \end{bmatrix},$$

которые можно истолковать как своеобразные базисные векторы пространства частных производных  $\partial R_i / \partial q_{0i}$ , заданные в пространстве измерений. Сориентировав по этим векторам произведения  $C_1 \delta_\varphi$  и  $C_2 \delta_\lambda$ , можно путем суммирования получить в данном базисе вектор матричного произведения  $CA$ . В то же время в базисе  $r_1$ ,  $r_2$ ,  $r_3$  вектор измерений  $R$  фиксируется так, что разность  $CA - R$  дает вектор  $E$ , который в соответствии с (3.14') представляет собой вектор невязок. Можно показать, что вектор невязок  $E$  будет ортогонален любому вектору  $CA$  из базисного подпространства параметров подпространства, заданного векторами  $C_1$  и  $C_2$ . Значит, при оптимизации методом наименьших квадратов проводится ортогональное проектирование вектора измерений  $R$  на подпространство параметров. Дальнейшее разложение этой проекции  $CA$  по базисным осям  $\delta_\varphi$  и  $\delta_\lambda$  пространства определяемых параметров дает оценки искомых поправок  $\delta_\varphi$  и  $\delta_\lambda$ .

Аналитически минимизация суммы квадратов невязок связана со следующими вычислениями. Условие (3.16) распадается на три условия:

$$\partial V / \partial \delta_1 = 0, \partial V / \partial \delta_2 = 0 \text{ и } \partial V / \partial \delta_3 = 0. \quad (3.17)$$

Вычислим в соответствии с (3.17) значения частных производных функционала  $V$  по поправкам  $\delta_j$ . Дифференцирование  $V$  по первой поправке  $\delta_1$  дает

$$\begin{aligned} \frac{\partial V}{\partial \delta_1} &= \frac{\partial}{\partial \delta_1} \left\{ \sum_{i=1}^n \left[ \left( p_i \sum_{j=1}^3 \frac{\partial R_i}{\partial q_{0j}} \delta_j \right) - p_i r_i \right]^2 \right\} = \\ &= 2 \sum_{i=1}^n \left[ \left( p_i^2 \frac{\partial R_i}{\partial q_{01}} \sum_{j=1}^3 \frac{\partial R_i}{\partial q_{0j}} \delta_j \right) - p_i^2 \frac{\partial R_i}{\partial q_{01}} r_i \right] = 0, \end{aligned}$$

откуда следует, что

$$\sum_{i=1}^n p_i^2 \frac{\partial R_i}{\partial q_{01}} \sum_{j=1}^3 \frac{\partial R_i}{\partial q_{0j}} \delta_j = \sum_{i=1}^n p_i^2 r_i \frac{\partial R_i}{\partial q_{01}}. \quad (3.18)$$

Аналогично этому дифференцирование функционала  $V$  по поправкам  $\delta_2$  и  $\delta_3$  дает выражения, подобные (3.18), с той разницей, что в повторяющемся в каждом члене сомножителе

производные будут браться соответственно по  $q_{02}$  и  $q_{03}$ . Совокупность всех полученных в результате дифференцирований выражений даст систему трех уравнений с тремя неизвестными  $\delta_1$ ,  $\delta_2$  и  $\delta_3$ . Если коэффициенты при неизвестных обозначить через  $a_{kj}$ , а коэффициенты при правых частях уравнений через  $b_k$ , то полученную систему, именуемую системой *нормальных уравнений*, можно записать в следующем виде:

$$\begin{cases} a_{11} \delta_1 + a_{12} \delta_2 + a_{13} \delta_3 = b_1, \\ a_{21} \delta_1 + a_{22} \delta_2 + a_{23} \delta_3 = b_2, \\ a_{31} \delta_1 + a_{32} \delta_2 + a_{33} \delta_3 = b_3, \end{cases} \quad (3.19)$$

где

$$a_{kj} = \sum_{i=1}^n p_i^2 \frac{\partial R_i}{\partial q_{0k}} \frac{\partial R_i}{\partial q_{0j}}, \quad (3.20)$$

$$b_k = \sum_{i=1}^n p_i^2 r_i \frac{\partial R_i}{\partial q_{0k}}. \quad (3.21)$$

Выражения (3.19) — (3.21) представляют собой принципиальный алгоритм обработки результатов измерений  $R_i$  для определения поправок  $\delta_j$  к априорно известным пространственным координатам  $q_{0j}$ . Таким образом, при решении навигационных задач методом наименьших квадратов по существу решается система линейных нормальных уравнений (3.19), коэффициенты которой  $a_{kj}$  на первом итерационном цикле вычисляются по априорным данным, а коэффициенты  $b_k$  на том же цикле — как по априорным сведениям, так и по результатам измерений. Начальными значениями координат для каждого последующего цикла принимаются начальные значения предыдущего цикла, исправленные на величины оцененных поправок.

Для выражения коэффициентов  $a_{kj}$  и  $b_k$  в литературе часто применяется введенная Гауссом символика, избавляющая от необходимости пользоваться знаком суммирования по индексу числа измерений:

$$\sum_{i=1}^n p_i^2 c_{ik} c_{ij} = [p^2 c_k c_j], \quad (3.20')$$

$$\sum_{i=1}^n p_i^2 r_i c_{ik} = [p^2 r c_k]. \quad (3.21')$$

Коэффициенты  $a_{kj}$  системы нормальных уравнений используются при оценке точностных свойств навигационных методов. Как было отмечено в § 2.4, градиентная и фундаментальная матрицы отражают видовые и общие свойства методов измерений, а совокупность коэффициентов  $a_{kj}$  выражается как раз через элементы этих матриц (см. гл. 16).

Образует матричное произведение двух матриц:  $P_0$  (3.13) и  $C$  (3.6), что для уточняемой системы координат дает

$$P_0 C = \begin{vmatrix} p_1 \frac{\partial R_1}{\partial \varphi} & p_1 \frac{\partial R_1}{\partial \lambda} & p_1 \frac{\partial R_1}{\partial \rho} \\ p_2 \frac{\partial R_2}{\partial \varphi} & p_2 \frac{\partial R_2}{\partial \lambda} & p_2 \frac{\partial R_2}{\partial \rho} \\ \dots & \dots & \dots \\ p_n \frac{\partial R_n}{\partial \varphi} & p_n \frac{\partial R_n}{\partial \lambda} & p_n \frac{\partial R_n}{\partial \rho} \end{vmatrix}. \quad (3.22)$$

Проведем транспонирование полученного произведения  $(P_0 C)^T$ , в результате получим

$$C^T P_0^T = \begin{vmatrix} p_1 \frac{\partial R_1}{\partial \varphi} & p_2 \frac{\partial R_2}{\partial \varphi} & \dots & p_n \frac{\partial R_n}{\partial \varphi} \\ p_1 \frac{\partial R_1}{\partial \lambda} & p_2 \frac{\partial R_2}{\partial \lambda} & \dots & p_n \frac{\partial R_n}{\partial \lambda} \\ p_1 \frac{\partial R_1}{\partial \rho} & p_2 \frac{\partial R_2}{\partial \rho} & \dots & p_n \frac{\partial R_n}{\partial \rho} \end{vmatrix}. \quad (3.23)$$

Оказывается, что совокупность коэффициентов  $a_{kj}$  (3.20) является ни чем иным, как произведением транспонированной матрицы (3.23) на исходную (3.22). Запишем это произведение в виде матрицы размерности  $(3 \times 3)$ :

$$C^T P_0^T P_0 C = \begin{vmatrix} \sum_{i=1}^n p_i^2 \left( \frac{\partial R_i}{\partial \varphi} \right)^2 & \sum_{i=1}^n p_i^2 \frac{\partial R_i}{\partial \varphi} \frac{\partial R_i}{\partial \lambda} & \sum_{i=1}^n p_i^2 \frac{\partial R_i}{\partial \varphi} \frac{\partial R_i}{\partial \rho} \\ \sum_{i=1}^n p_i^2 \frac{\partial R_i}{\partial \lambda} \frac{\partial R_i}{\partial \varphi} & \sum_{i=1}^n p_i^2 \left( \frac{\partial R_i}{\partial \lambda} \right)^2 & \sum_{i=1}^n p_i^2 \frac{\partial R_i}{\partial \lambda} \frac{\partial R_i}{\partial \rho} \\ \sum_{i=1}^n p_i^2 \frac{\partial R_i}{\partial \rho} \frac{\partial R_i}{\partial \varphi} & \sum_{i=1}^n p_i^2 \frac{\partial R_i}{\partial \rho} \frac{\partial R_i}{\partial \lambda} & \sum_{i=1}^n p_i^2 \left( \frac{\partial R_i}{\partial \rho} \right)^2 \end{vmatrix}. \quad (3.24)$$

Обозначим матрицу коэффициентов системы нормальных уравнений через  $A = \|a_{kj}\|$ . Тогда из сопоставления (3.20) и (3.24) следует матричное равенство

$$A = C^T P_0^T P_0 C. \quad (3.25)$$

Заметим, что весовая матрица  $P_0$  была определена как (3.13) ради придания системе условных уравнений безразмерных свойств. Но поскольку  $P_0$  — диагональная матрица, ее вид при транспонировании не меняется, а следовательно, произведение  $P_0^T P_0$  дает также диагональную матрицу  $P$ , элементы которой являются квадратами элементов матрицы  $P_0$ :

$$P = \begin{vmatrix} h_1^2(\sigma_1)^{-2} & & 0 \\ & h_2^2(\sigma_2)^{-2} & \\ 0 & & h_n^2(\sigma_n)^{-2} \end{vmatrix}. \quad (3.13')$$

Ввиду этого

$$A = C^T P C. \quad (3.25')$$

Обратившись к правым частям системы  $b_k$ , обнаружим, что их матрица получается в результате перемножения матриц  $C^T P_0^T$  размерности  $(3 \times n)$  (3.23) и  $P_0 R$   $(n \times 1)$ :

$$C^T P_0^T P_0 R = \begin{vmatrix} \sum_{i=1}^n p_i^2 r_i \frac{\partial R_i}{\partial \varphi} \\ \sum_{i=1}^n p_i^2 r_i \frac{\partial R_i}{\partial \lambda} \\ \sum_{i=1}^n p_i^2 r_i \frac{\partial R_i}{\partial \rho} \end{vmatrix}^{3 \times 1}.$$

Обозначив матрицу правых частей через  $B$ , запишем очевидное равенство  $B = C^T P R$ .

Таким образом, система нормальных уравнений в матричном виде

$$C^T P C \Delta = C^T P R, \quad (3.26)$$

или сокращенно

$$A \Delta = B. \quad (3.27)$$

Полученная выше матрица коэффициентов  $a_{kj}$  имеет размерность  $(3 \times 3)$ , что связано с трехмерным характером решаемой навигационной задачи. В случае определения шестимерного вектора состояния  $P$  составляется система 6 нормальных уравнений и матрица  $A$  будет иметь размерность  $(6 \times 6)$ .

Вопросы решения системы нормальных уравнений, сходимости итерационных решений, а также особенности решений при использовании иных критериев оптимальности рассмотрены подробно в гл. 13 и 14. Здесь же уместно остановиться на том, как элементы матрицы  $A$  используются для оценки точности навигационных определений.

Упомянем, что один из способов решения системы (3.26) связан с обращением матрицы  $A$ . Дело в том, что, умножая левую и правую части системы (3.27) слева на обратную матрицу  $A^{-1}$ , можно получить в явном виде решение для поправок:  $\Delta = A^{-1} B$ .

Приняв для простоты число результатов измерений равным числу определяемых параметров  $n=m=3$ , будем иметь дело с квадратными матрицами  $\mathbf{C}$ ,  $\mathbf{C}^T$  и  $\mathbf{P}$ . Тогда, применив правила обращения матриц к соотношению (3.25'), увидим, что матрица  $\mathbf{A}^{-1}$  выражается через обращенные матрицы  $\mathbf{A}^{-1} = \mathbf{C}^{-1} \mathbf{P}^{-1} (\mathbf{C}^{-1})^T$ . Выясним, какой смысл имеет  $\mathbf{P}^{-1}$ , для чего вспомним, что матрица  $\mathbf{P}$  — диагональная, а при обращении таких матриц их элементы переходят в обратные величины. Стало быть, элементы матрицы  $\mathbf{P}^{-1}$  с точностью до коэффициента представляют собой дисперсии измерений  $\sigma_{R_i}^2$  (в частном случае равноточных измерений все диагональные элементы будут равны между собой и определяются дисперсией измерителя).

С другой стороны, матрица  $\mathbf{A}^{-1}$  имеет смысл корреляционной матрицы погрешностей определения искомых параметров  $\mathbf{K}_q = \mathbf{C}^{-1} \mathbf{P}^{-1} (\mathbf{C}^{-1})^T$ , диагональные элементы которой суть дисперсии определяемых параметров.

Для наглядности сочтем, что определяемые параметры образуют ортогональный базис. Тогда результирующая погрешность пространственного местоопределения выразится через след корреляционной матрицы  $\sigma_q = \sqrt{\text{Sp}(\mathbf{K}_q)}$ .

### 3.3. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ФАКТОРЫ

Очевидно, что элементы матрицы  $\mathbf{C}$  (а значит, и диагональные элементы матрицы  $\mathbf{K}_q$ ) будут зависеть от геометрических условий навигационных измерений — от относительного положения навигационных точек и наблюдателя. Этими условиями будет определяться и погрешность местоопределения  $\sigma_q$ , которая также зависит от дисперсии погрешностей измерений  $\sigma_{R_i}^2$ .

Широко применяется прием, позволяющий погрешность местоопределения  $\sigma_q$  представить как произведение двух сомножителей: среднеквадратической погрешности измерений  $\sigma_i$  и некоторого коэффициента  $\Gamma$ , характеризующего геометрические условия измерений, так называемого *геометрического фактора* ( $\Gamma\Phi$ )  $\sigma_q = \Gamma \sigma_i$ . Нетрудно проследить, что выражение для  $\Gamma\Phi$  в этих условиях имеет вид  $\Gamma = \sigma_i^{-1} \sqrt{\text{Sp}(\mathbf{K}_q)}$ . Хотя в предшествующих рассуждениях для наглядности полагалось  $n=m$ , выражение для  $\Gamma$  справедливо и для избыточного числа измерений.

Поскольку размерность матрицы  $\mathbf{C}$  может быть различной, в понятие геометрического фактора можно вкладывать разный смысл. Так, если оценивается точность пространственного (трехкоординатного) местоопределения, речь может идти о пространственном  $\Gamma\Phi$ , обозначаемом  $\Gamma_n$ . При оценке точности двумерного планового (горизонтального) местоопределения оперируют с  $\Gamma_r$ , а при оценках точности только высотной (вертикальной) координаты — с  $\Gamma_v$ . Для оценок точности одномерного временного параметра переходят к  $\Gamma_t$ . Чтобы обозначить принадлежность

$\Gamma\Phi$  к оценкам четырехмерного пространственно-временного вектора, употребляют  $\Gamma_\Sigma$ . Подробнее об этом см. гл. 18, 19.

Очевидно, что между перечисленными  $\Gamma\Phi$  существует простая связь:

$$\Gamma_\Sigma^2 = \Gamma_n^2 + \Gamma_r^2 = \Gamma_r^2 + \Gamma_v^2 + \Gamma_t^2. \quad (3.28)$$

Наряду с приведенными обозначениями достаточно широко распространены аббревиатуры английского происхождения, из которых, впрочем, не все несут признаки того, что имеется в виду геометрический вклад в погрешность. Нашему  $\Gamma\Phi$  соответствует *DOP* (Delution of precision — ухудшение точности). Для четырехмерных определений  $\Gamma\Phi$  обозначается *GDOP* (Geometric DOP);  $\Gamma_n$  соответствует *PDOP* (Position DOP), горизонтальному  $\Gamma_r$  — *HDOP* (Horisontal DOP), вертикальному  $\Gamma_v$  — *VDOP* (Vertical DOP), временному  $\Gamma_t$  — *TDOP* (Time DOP).

Между соответствующими *DOP* имеет место очевидное соотношение

$$GDOP^2 = PDOP^2 + TDOP^2 = HDOP^2 + VDOP^2 + TDOP^2. \quad (3.28')$$

## ГЛАВА 4

### СИГНАЛЫ В СПУТНИКОВЫХ РНС

#### 4.1. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К СИГНАЛАМ СРНС

Одной из главных задач при проектировании СРНС является выбор радионавигационного сигнала, поскольку его тип в значительной степени определяет построение навигационной радиолинии, характеристики передающего устройства НИСЗ и измерительной части приемоиндикатора.

Сигналы спутниковых пассивных РНС должны обеспечивать заданные точность измерения радионавигационных параметров (РНП) и вероятность декодирования служебной информации; минимальную мощность излучения передатчика НИСЗ при ограниченной ширине полосы излучения (ШПИ); разделимость сигналов от различных НИСЗ в многоспутниковых системах; устойчивость к помехам многолучевости, к помехам по радиодиапазону и к организованным помехам; ограниченность аппаратных затрат на П и (для некоторых систем) возможность повышения точностных характеристик с развитием системы, в том числе элементной базы.

#### 4.2. СТАТИСТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАДИОНАВИГАЦИОННОГО КАНАЛА СРНС

Функционирование пассивной СРНС может быть описано последовательностью следующих операций: синхронизация генераторов всех НИСЗ системы с наземным эталоном; формирование навигационного кода, включающего дальномерный код, т. е. код измерения дальности [51], и служебную информацию;

модуляция несущей навигационным кодом на всех НИСЗ системы; излучение навигационных сигналов всеми НИСЗ в установленном порядке; смещение излученных сигналов по времени и по частоте при их распространении по трассе НИСЗ-П; прием на П ансамбля сигналов от всех попадающих в зону радиовидимости спутников; выделение каждого сигнала из ансамбля; оценивание РНП и декодирование служебной информации по каждому НИСЗ; совместная обработка результатов измерений и выделенной информации по сигналам от всех НИСЗ и (на основании ее) выдача координат П и скорости их изменения.

Статистическая модель одного канала СРНС (НИСЗ-П) изображена на рис. 4.1 в форме, принятой для описания радиоканалов [49; 59]. В отличие от системы связи радионавигационная информация (РНП) формируется не на передающей стороне, а на трассе НИСЗ-П, при этом информация о дальности от П до НИСЗ содержится во временной задержке принятого сигнала относительно излученного (его модели — опорного генератора), а информация об относительной скорости П — в доплеровском смещении частоты принимаемого сигнала. На рис. 4.1 обозначено:  $U, D, S, \lambda, V, N_1, N_2, W, \Gamma$  — соответственно пространства сообщений (служебной информации); дальномерных кодов; излучаемых навигационных сигналов; РНП; принимаемых радионавигационных сигналов; шумов; помех от соседних НИСЗ; наблюдений и решений;  $u, d, s, \lambda, v, n_1, n_2, w, \gamma$  — векторы перечисленных пространств;  $I_1$  — оператор манипуляции (модуляции) высокочастотной несущей информационным и дальномерным кодами;  $s = I_1(u, d)$ ;  $I_2$  — оператор смещения излучаемых сигналов по частоте и по времени, он характеризует принимаемые сигналы;  $v = I_2(s, \lambda) = s(t, \lambda)$ ;  $I_3$  — оператор преобразования принимаемых сигналов, шумов и помех в наблюдаемые сигналы;  $w = I_3(v, n_1, n_2) = v \oplus n_1 \oplus n_2$ ;  $I_4$  — оператор оценивания, характеризующий процесс формирования оценки  $\gamma$  в приемном устройстве П по наблюдаемым величинам  $w$ :

$$I_4 = I_4(\gamma | w). \quad (4.1)$$

Наблюдаемая величина  $w$  является смесью полезного сигнала  $v$ , несущего информацию о РНП  $\lambda$  и сообщениях  $u$ , шумов

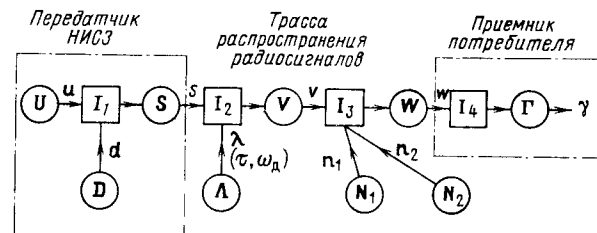


Рис. 4.1. Модель одного канала СРНС

и помех от остальных НИСЗ. Шумы обуславливают статистический характер задачи оценивания, поэтому решающее правило (4.1) выбирается по какому-либо статистическому критерию.

Наиболее общим является критерий минимума среднего риска  $R$  [59]:

$$R = \iiint_{\Omega} M[\mathcal{E}(\gamma, \lambda, u)] W(\lambda) W(u) W(\gamma | \lambda, u) d\gamma d\lambda du, \quad (4.2)$$

где  $W(\lambda)$ ,  $W(u)$  — априорные плотности вероятности радионавигационных параметров  $\lambda$  и сообщений  $u$ ;  $W(\gamma | \lambda, u)$  — условная плотность вероятности оценки  $\gamma$  при реализованных  $\lambda$  и  $u$ ;  $\mathcal{E}(\gamma, \lambda, u)$  — функция потерь, в задачах измерения принимаемая обычно в виде квадратичной функции от разности измеренного и истинного значений [20], а в задачах выделения дискретной информации (обнаружения) [49] — простая функция потерь, равная нулю при всех правильных решениях и единице в остальных случаях;  $M$  — математическое ожидание.

Минимизируя выражение для среднего риска (4.2) по решающему правилу  $I_4$  или по сигнальной функции  $S$ , в принципе можно определить вид оптимального приемника и оптимальный сигнал. Однако в настоящее время известны решения только первой задачи, как наиболее легкой, и частные результаты решения второй задачи (см. § 4.3).

#### 4.3. АНАЛИЗ ТРЕБОВАНИЙ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫХ К СИГНАЛАМ СРНС

Рассмотрим сначала влияние требования обеспечения высоких точностных характеристик по дальности и по скорости на выбор сигнала  $S(t)$ . Известно [1, 20], что при ограниченной ширине занимаемой полосы оптимальным для измерения дальности будет сигнал  $S(t)$ , спектр которого состоит из двух гармоник, расположенных на краях отведенной полосы частот. Однако такой сигнал не обеспечивает однозначности дальномерных измерений и неоптимален для оценивания скорости, поскольку в последнем случае при ограниченной длительности оптимальным является сигнал, вся энергия которого сосредоточена на краях временного интервала. Таким образом, для измерения дальности и скорости с высокой точностью по одному и тому же радиосигналу требуется одновременно увеличивать эффективную длительность и эффективную ширину спектра сигнала, что невыполнимо для простых сигналов и в той или иной мере реализуемо для сигналов сложной формы, называемых шумоподобными (ШПС).

Требования к достоверности выделяемой информации и к разделимости сигналов от разных НИСЗ также приводят к различным решениям, так как в первом случае в отличие от второго различаются сигналы с одинаковыми энергиями.

Высокая точность определения координат и скорости П и минимальная аппаратная сложность также несовместимы, поскольку для обеспечения высокой

точности необходима многоканальная аппаратура. Тем не менее существуют компромиссные решения. Можно, например, получить одновременно приемлемые точности по дальности и скорости при использовании ШПС, как указывалось ранее. Минимальная аппаратурная сложность и высокая точность дальномерных измерений за приемлемое время достигаются применением специальных дальномерных кодов и соответствующих процедур обработки их в приемном устройстве [17, 24].

В § 4.4 на примерах типовых структур радионавигационных сигналов для пассивных СРНС («Навстар», «Глонасс» и «Навсат») рассматриваются вопросы реализации компромиссных решений по удовлетворению требований, перечисленных в § 4.1, в соответствии с назначением систем.

#### 4.4. ТИПОВЫЕ СТРУКТУРЫ СОВМЕЩЕННЫХ СИГНАЛОВ ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ВАРИАНТОВ ПАССИВНЫХ СРНС

**Сигнал системы «Навстар»** [136, 143, 148, 154].

Измеряемые РНП. В системе применен дальномерно-доплеровский способ местоопределения; измеряемыми радионавигационными параметрами являются задержка и доплеровское смещение частоты принимаемого радионавигационного сигнала относительно его модели, формируемой на П, поэтому выбран псевдошумовой ФМ сигнал, обеспечивающий высокую точность измерения обоих параметров.

Исключение ионосферной рефракционной ошибки. Для этого в системе предусмотрено излучение радионавигационных сигналов на двух когерентных несущих частотах, каждая из которых образуется умножением синхрототы 10,23 МГц:  $f_1 = 10,23 \cdot 154 = 1575,42$  МГц;  $f_2 = 10,23 \cdot 120 = 1227,6$  МГц. Частотный разнос составляет 347,82 МГц или 28,3 % по отношению к частоте  $f_1$ .

Сигнал, излучаемый на частоте  $f_2$ , служит для ионосферной коррекции результатов измерений по сигналу, излучаемому на частоте  $f_1$ .

В системе «Навстар» на частоте  $f_1$  предполагается излучать два сигнала, находящихся в квадратуре: труднообнаруживаемый для военных П и легкообнаруживаемый для гражданских. На частоте  $f_2$  предполагается излучать только труднообнаруживаемый сигнал, поэтому устранение ионосферной рефракционной погрешности предполагается только для военных П, имеющих высокоточную аппаратуру.

Разделение излучений спутников. Навигационные коды. Каждый из сигналов, излучаемых на частотах  $f_1$  и  $f_2$ , представляет собой ФМ несущую, манипуляция которой выполняется навигационным кодом, труднообнаруживаемым для военных П и легкообнаруживаемым для гражданских (см. гл. 1). В первом случае используется сложный псевдошумовой код, обеспечивающий высокую точность место-

определения, скрытность, защиту от искусственных помех. Разделение излучений НИСЗ — кодовое, каждый из них излучает свой навигационный код. Разделение сигналов одного и того же НИСЗ, излучаемых на частоте  $f_1$ , фазовое (фазовый сдвиг  $\pi/2$ ).

Навигационный код образуется из дальномерного кода и кода двоичной служебной информации  $D$  (data) путем их сложения по модулю 2. Легкообнаруживаемый дальномерный код  $C/A$  (clear acquisition) — код пониженной точности — имеет частоту синхронизации 1,023 МГц и период 1 мс. Высокоточный защищенный дальномерный код  $P$  (protected) и излучаемый вместо него код  $Y$  (когда требуется препятствовать применению уводящей помехи при работе по сигналу  $P$ ) имеют одинаковую частоту синхронизации, равную 10,23 МГц, на порядок более высокую, чем у кода  $C/A$ . Поскольку код  $Y$  образуется из кода  $P$  и представляет собой криптозащищенный вариант высокоточного кода, то далее будем использовать для сокращения записи следующую символику:  $P$  (или  $Y$ ) или  $P(Y)$ , имея в виду, что излучается только один из сигналов —  $P$  или  $Y$ . Тогда навигационные коды, передаваемые на частоте  $f_1$ , есть  $P(Y) \oplus D$ ,  $C/A \oplus D$ . Фазовая диаграмма сигналов изображена на рис. 4.2.

Сигнал, излучаемый  $i$ -м НИСЗ на частоте  $f_1$ , можно представить в виде

$$S_{if_1}(t) = A_p X P_i(t) D_i(t) \cos(\omega_1 t + \varphi) + A_c X G_i(t) D_i(t) \sin(\omega_1 t + \varphi),$$

где  $\omega_1 = 2\pi f_1$ ,  $\varphi$  — небольшой фазовый шум, образуемый за счет осцилляций и ухода частоты цезиевого или рубидиевого стандарта передатчика НИСЗ. Код  $P X P_i(t)$  представляет собой псевдослучайную последовательность  $\pm 1$  с периодом повторения приблизительно одна неделя. Коды данных  $D_i(t)$  также имеют амплитуду  $\pm 1$  при скорости передачи 50 Гц. Код  $C/A X G_i(t)$  представляет собой код Голда [35, 148] с периодом 1 мс. Отношения амплитуд компонентов сигналов  $P$  и  $C/A$  задаются константами  $A_p$  и  $A_c$ . На первой фазе развертывания системы амплитуда сигнала  $C/A$  на 3...6 дБ больше, чем сигнала  $P$ .

Код  $P$  каждого спутника  $X P_i(t) = X_1(t) X_2(t + n_i T)$  образуется из двух укороченных псевдошумовых кодов  $X_1(t)$  и  $X_2(t)$  с одинаковой тактовой частотой 10,23 МГц, привязанных к одному и тому же моменту времени и имеющих длину, отличающуюся

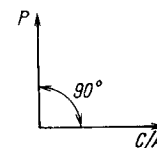


Рис. 4.2. Фазовая диаграмма сигналов системы «Навстар», излучаемых на частоте  $f_1$



на 37 ед. (15 345 000 и 15 345 037). Каждому НИСЗ соответствует свой временной сдвиг кода  $X_2$  на  $n_i$  элементарных символов длительности  $T \approx 0,1$  мкс.

Периоды укороченных псевдослучайных кодов  $X_1$  и  $X_2$  составляют приблизительно 1,5 с, а период кода  $P$  — около 267 сут. Каждый отдельный НИСЗ формирует свой отрезок (сектор) полного кода  $P$  длиной 7 сут, причем возможна смена этих секторов сразу на всех НИСЗ в период обновления кодов (раз в 7 сут), что в сочетании с большой длиной кода  $P$  и закрытием образующих полиномов кодов  $X_1$  и  $X_2$  обеспечивает защиту высокоточного сигнала системы «Навстар» от несанкционированного использования.

Дальномерный код  $C/A$  служит для измерений с более низкой точностью, не защищен от несанкционированного использования и формируется из двух последовательностей 10-разрядного регистра сдвига  $G_1(t)$  и  $G_2(t)$  с образующими полиномами

$$G_1(x) = 1 + x^3 + x^{10}, \quad G_2(x) = 1 + x^2 + x^3 + x^6 + x^8 + x^9 + x^{10}$$

по правилу  $XG_i(t) = G_i(t) G_2(t + m_i T_1)$ , где  $m_i T_1$  — фазовый сдвиг, соответствующий  $i$ -му НИСЗ, а  $T_1 = 10T$  — длительность элементарного символа кода  $C/A$ . Достоинство кода  $C/A$  (кода Голда) — простота его генерации при хороших взаимокорреляционных свойствах большого ансамбля сигналов. Двадцать периодов кода  $C/A$  составляют один элементарный символ служебной информации.

Коды  $C/A$  и  $P$  формируются от одной и той же опорной частоты и привязаны к одному и тому же моменту времени с погрешностью 3 нс, поэтому сигнал  $C/A$  может служить ключом для ускоренного вхождения в синхронизм по коду  $P$ .

Сигнал, излучаемый  $i$ -м НИСЗ на частоте  $f_2$ , можно представить в виде

$$S_{i2}(t) = B_p X P_i(t) D_i(t) \cos(\omega_2 t + \varphi),$$

где  $B_p$  — амплитуда сигнала;  $\omega_2 = 2\pi f_2$ . Частоты  $f_1$ ,  $f_2$  и коды  $P$  на обеих частотах синхронны.

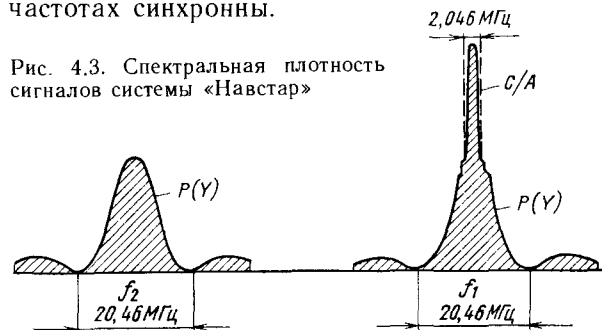


Рис. 4.3. Спектральная плотность сигналов системы «Навстар»

Спектры сигналов  $S_{f1}$  и  $S_{f2}$  системы «Навстар» изображены на рис. 4.3. Ожидаемые мощности принимаемых сигналов при минимальном угле возвышения  $5^\circ$  и усилении антенны, равном нулю (круговая поляризация), следующие:  $-163$  дБ·Вт ( $f_1$ ) и  $-166$  дБ·Вт ( $f_2$ ) для кода  $P$ ,  $-160$  дБ·Вт ( $f_1$ ) для кода  $C/A$ .

Кроме описанных дальномерных кодов  $P$ ,  $Y$ ,  $C/A$  в системе «Навстар» предусмотрены нестандартные коды  $C/A$  ( $NSC$ ) и  $Y(NSY)$ , которые формируются при появлении неисправностей в бортовой аппаратуре какого-либо НИСЗ. Нестандартные коды отличаются от кодов исправных НИСЗ и не могут быть декодированы потребителем. Применение  $NSC$  и  $NSY$  в системе обеспечивает защиту потребителей от использования неправильной информации.

Состав передаваемой информации. Структура кадра передаваемой информации в системе «Навстар» показана на рис. 1.4. Скорость передачи информации 50 бит/с. Кадр состоит из пяти строк по 10 слов, содержащих по 30 бит информации каждое. Таким образом, один кадр передается в течение 30 с и содержит 1500 бит информации. В начале каждой строки передаются телеметрическая (ТМ) информация из 8 бит и специальное ключевое слово (Ключ), содержащее 22 бита. Навигационная информация, передаваемая в кадре, содержит поправки к временной шкале, эфемериды данного НИСЗ и альманах — эфемериды остальных спутников системы. Полностью альманах передается в течение 25 кадров (подробнее см. гл. 10).

Ключевое слово вводится в кадр передаваемой информации, чтобы ускорить вхождение в синхронизм по коду  $P$ . Оно представляет собой число 6-секундных интервалов, равных длине строки, прошедших с момента исходного состояния кодов в начале недели на начало следующей строки. Каждая строка содержит четыре периода кода  $X_1(t)$ , используемого для образования кода  $P$ , поскольку период кода  $X_1(t)$  равен 1,5 с. Поэтому, декодируя число, передаваемое ключевым словом в  $i$ -й строке кадра, и умножив его на 4, получим число периодов кода  $X_1(t)$ , прошедших с момента исходного состояния кода  $P$  в начале недели, к началу  $(i+1)$ -й строки. Используя эту информацию, можно декодировать код  $P$  в период следующей строки кадра. Декодирование же ключевого слова можно осуществить по легкообнаруживаемому сигналу, поскольку коды  $C/A$ ,  $P$  и  $D$  синхронизированы по фазе и данные  $D$  передаются как по открытому, так и по закрытому сигналам.

Таким образом, минимальный объем данных, необходимый для решения навигационной задачи, заключен в строках 1, 2, 3, со-

державших поправку к временной шкале, эфемеридную информацию и ключевые слова.

Следует отметить, что военное ведомство США считает недопустимым использование потенциальным противником информации, передаваемой даже по сигналу *C/A*. Поэтому в системе «Навстар» предусмотрены специальные меры загромождения информации, содержащейся в открытом сигнале. Меры организации ограниченной доступности (*SA—selective availability*) включают введение ошибок в излучаемые спутниками сигналы. Эти ошибки могут быть выявлены и исключены потребителями при использовании дополнительных фильтров.

Предпосылки для дальнейшего улучшения сигнала. Описанная структура сигналов системы «Навстар» позволяет определять координаты, скорость и поправку к временной шкале военного потребителя с высокой точностью. Для достижения этих результатов применен сложный код *P*, для ускорения синхронизации по которому в кадре информации передаются ключевые слова, содержащие данные о фазе принимаемого сегмента кода *P*, декодируемые по легкообнаруживаемому сигналу *C/A*. Применение кода *P* позволяет решать проблему высокой помехозащищенности труднообнаруживаемого сигнала.

Однако ввиду того, что открытый сигнал недостаточно защищен от организованных помех, в условиях их воздействия ускоренная синхронизация по коду *P* невозможна. В этом случае синхронизация по коду *P* возможна только при расположении на потребителе высокостабильных генераторов со стабильностью не хуже  $10^{-13}$ , что для большого класса потребителей неприемлемо.

К недостаткам выбранных сигналов следует отнести также и то обстоятельство, что сигнал типа *C/A* и кодовое разделение излучений спутников не являются оптимальными для гражданских потребителей, одним из основных требований которых является простота аппаратуры потребителя. Известно, что сигналы с временным разделением, использующие, например, код BINOR [17, 24, 100], позволяют получать приемлемую точность местопредопределения при дешевой одноканальной аппаратуре.

Поэтому выбор пары сигналов (*P* и *C/A*) представляет собой в некоторой степени компромиссное совмещение в одной системе требований, предъявляемых военными (высокоточными) и гражданскими потребителями, одним из основных требований которых является простота аппаратуры.

#### Сигнал системы «Глонасс» [190, 188, 175]

Измеряемые параметры. Спутниковая навигационная система «Глонасс» предназначена для пассивного определения координат, местоположения и скорости объектов различного назначения.

Аппаратура потребителей (АП) будет производить измерения РНП: квазидальности и радиальной квазискорости до четырех и более спутников. В составе навигационного сообщения с каждого спутника передаются эфемеридная информация о положении спутника и временные поправки относительно шкалы системы «Глонасс», а также информация о состоянии всех спутников системы. По результатам измерений производится определение трех координат и составляющих вектора скорости П, а также привязка его временной шкалы к времени системы.

Разделение излучений спутников. Спутники системы «Глонасс» излучают навигационные сигналы в диапазоне 1602,5625...1615,5 МГц. Разделение излучений спутников — частотное (квазичастотное). Спутники опознаются по номинальному значению несущей частоты навигационного сигнала, которое определяется следующим выражением:

$$f_k = f_0 + k\Delta f,$$

где  $k=0, 1, 2, \dots, 24$  — номер литеры несущей частоты;  $f_0=1602$  МГц,  $\Delta f=562,5$  кГц — разнос частот соседних спутников.

Литер  $k=0$  предназначен для проверки резервных НИСЗ на орбите при восполнении орбитальной группировки системы и не используется потребителями. Распределение литер  $k=1, 2, \dots, 24$  между НИСЗ системы содержится в альманахе системы (неоперативная информация в навигационных данных).

Каждый НИСЗ системы «Глонасс» на своей несущей частоте излучает бифазно манипулированный двоичной последовательностью навигационный радиосигнал. Фазовая манипуляция несущего колебания осуществляется на  $\pi$  радиан с максимальной погрешностью не более  $\pm 0,2$  радиана. Двоичная модулирующая последовательность является суммой по модулю 2 дальномерного кода, навигационных данных и вспомогательного меандрового колебания. Для каждого НИСЗ все составляющие элементы передаваемого сигнала (несущая частота, дальномерный код, навигационные данные, меандровые колебания) получены от одного бортового эталона частоты.

Дальномерный код представляет собой псевдослучайную (ПС) последовательность максимальной длины регистра сдвига и имеет следующие характеристики: номинальный период повторения 1 мс, номинальная скорость передачи символов 511 кбит/с.

Дальномерная ПС последовательность (ПСПД) формируется девятиразрядным регистром сдвига. Код начального состояния регистра сдвига соответствует наличию «1» во всех разрядах регистра. Начальным символом в периоде ПС сигнала является первый символ в группе 111111100, номинально повторяющийся через 1 мс. Образующий полином соответствует дальномерному коду и имеет вид  $G(x)=1+x^5+x^9$ .

Наряду с данными [190] в литературе [175, 188] приводятся сведения о наличии в системе «Глонасс» частоты  $f_2$  и защищенного сигнала,

аналогичного сигналу  $P$  системы «Навстар». Защищенный сигнал системы «Глонасс» представляет собой фазоманипулированную несущую с частотой следования элементов кода 5,11 Мбит/с и передается на двух частотах  $f_1$  и  $f_2$ . Разнос частот соседних спутников составляет 9/16 МГц на частоте  $f_1$  и 7/16 МГц на частоте  $f_2$  [188].

Энергетические характеристики радиолинии приема сигнала пониженной точности для потребителя с изотропной антенной приведены в табл. 4.1.

Состав навигационного сообщения. Навигационное сообщение передается в виде потока цифровой двоичной информации (ЦИ), преобразованной в относительный код. Скорость передачи информации 50 символов в секунду. Структурно ЦИ сформирована (см. рис. 1.5) в виде суперкадров длительностью 2,5 мин. Суперкадр состоит из 5 кадров по 30 с, и каждый кадр содержит 15 строк. Каждая строка содержит двоичные символы ЦИ и метку времени (МВ).

Длительность строки ЦИ равна 2 с, и из них 0,3 с в конце строки занимает МВ в виде укороченной ПС последовательности (ПСМВ), состоящей из 30 символов длительностью 10 мс. Псевдослучайная последовательность метки времени описывается образующим полиномом  $g(x) = 1 + x^3 + x^5$  и имеет вид 111110001101110101000010010110.

Остальную часть строки (1,7 с) занимает собственно ЦИ с символьной частотой 50 Гц, сложенная по модулю 2 с меандром двойной символьной частоты 100 Гц (бидвоичный код). Таким образом, каждая строка содержит 85 двоичных символов ЦИ. Наряду с информационными символами в каждой строке передаются избыточные символы кода Хемминга (КХ), позволяющие проверять достоверность символов ЦИ в строке.

Проверка достоверности цифровой информации строк заключается в исправлении одиночных ошибок (неверен один разряд строки) и обнаружении четного числа ошибок. Каждая строка

Таблица 4.1

Энергетические характеристики радиолинии НИСЗ — П СРНС «ГЛОНАСС»

Параметр	Значение
Эффективная изотропная мощность излучаемого спутником сигнала:	
по оси диаграммы передающей антенны	25 дБВт
в углах связи $\pm 15^\circ$	27 дБВт
Мощность принимаемого сигнала $P_s$	—156...—161 дБВт
Энергетический потенциал радиолинии $P_s/N_0$	39...44 дБВт
Скорость передачи информационных данных	50 бит/с
Отношение сигнал-шум в символе $E_s/N_s$	22...27 дБ

В передающей антенне принято правое вращение плоскости поляризации.

представляет собой 85-разрядный код, причем старшие 77 разрядов содержат информационные символы ( $b_{85}, b_{84}, \dots, b_{10}, b_9$ ), а младшие 8 разрядов — проверочные символы КХ ( $\beta_8, \beta_7, \dots, \beta_2, \beta_1$ ).

Для исправления однократных ошибок в 85-разрядных кодовых строках формируются контрольные суммы  $c_j, j=1, 2, \dots, 7$ :

$$c_j = \beta_j \oplus \left( \sum_{i=9}^{85} b_i \right) \bmod 2,$$

а для обнаружения четного числа ошибок формируется контрольная сумма  $c_\Sigma$ :

$$c_\Sigma = \left( \sum_{i=1}^8 \beta_i \right) \bmod 2 \oplus \left( \sum_{i=9}^{85} b_i \right) \bmod 2.$$

Штрих около знака суммы означает, что суммирование производится не по всем индексам. Правило отбора индексов ( $i$ ) для контрольных сумм  $c_j$  приведено в табл. 4.2.

Правила выявления ошибок следующие:

а) строка считается неискаженной, если все контрольные суммы  $c_1, \dots, c_7, c_\Sigma$  равны нулю либо лишь одна из контрольных сумм  $c_1, \dots, c_7$  равна единице и при этом  $c_\Sigma = 1$ ;

б) если две или более контрольных сумм  $c_1, \dots, c_7$  равны единице и  $c_\Sigma = 1$ , то рассчитывается величина

$$i_{\text{кор}} = c_7 c_6 c_5 c_4 c_3 c_2 c_1 + 8 - k,$$

Таблица 4.2

Правило отбора информационных символов для формирования контрольных сумм

Контрольная сумма	Номера суммируемых информационных символов
$c_1$	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
$c_2$	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
$c_3$	10—12, 16—19, 23—26, 31—34, 38—41, 46—49, 54—57, 62—65, 69—72, 77—80, 85
$c_4$	13—19, 27—34, 42—49, 58—65, 73—80
$c_5$	20—34, 50—65, 81—85
$c_6$	35—65
$c_7$	66—85

где  $c_7c_6c_5c_4c_3c_2c_1$  — двоичное число, сформированное из контрольных сумм  $c_1, \dots, c_7$  (все двоичные числа записаны младшими разрядами вправо);  $k$  — порядковый номер старшей из отличных от нуля контрольных сумм.

При  $i_{\text{кор}} \leq 85$  делается вывод о наличии ошибки в символе  $b_{i_{\text{кор}}}$  и символ  $b_{i_{\text{кор}}}$  исправляется на противоположный; при  $i_{\text{кор}} > 85$  фиксируется факт наличия нечетного числа ошибок и строка не исправляется, а бракуется;

в) если хотя бы одна из контрольных сумм ( $c_1, \dots, c_7$ ) равна единице, а  $c_2 = 0$  либо все суммы  $c_1, \dots, c_7$  равны нулю, но  $c_2 = 1$ , то фиксируется факт наличия кратных ошибок и строка бракуется.

В информационном потоке строки ЦИ разделяются метками времени. Слова ЦИ записываются старшими разрядами слева. Передача ЦИ осуществляется старшими разрядами вперед. В каждой строке последний разряд (85-я позиция) необходим для реализации последовательного относительного кода при передаче ЦИ по радиолинии. Он является «холостым» и обозначается символом «0». Этот же символ дополняет укороченную ПСП метки времени предыдущей строки до полной (неукороченной) ПС последовательности.

Границы строк кадров и суперкадров различных спутников системы синхронны между собой с погрешностью не более  $\pm 2$  мс.

Смысловое содержание и структура суперкадра приводятся в гл. 10. В каждом кадре суперкадра информация, содержащаяся в строках 1—4, относится к спутнику, с которого она поступает (так называемая оперативная информация). Она не меняется в пределах суперкадра. Строка 5 — общесистемные параметры. Строки с 6 по 15 заняты неоперативной информацией для 24 спутников системы: по пять спутников в кадрах 1—4 и по четыре спутника в кадре 5. Информация об одном спутнике занимает две строки.

Таким образом, в пределах суперкадра передается неоперативная информация о всех спутниках системы (альманах системы).

В кадре имеется резерв, предусмотренный на случай изменений и дополнений в структуре навигационного сообщения.

**Сравнение способов разделения излучений в системах «Глонасс» и «Навстар» [175, 188].** Интересно отметить, что использование частотного разделения в системе «Глонасс» не только затрудняет радиопротиводействие системе [175], но предоставляет большую свободу в выборе широкополосного кода. В этом случае взаимокорреляционные свойства кода не являются такой важной характеристикой, как при кодовом разделении, хотя автокорреляционные свойства должны быть по-прежнему достаточно хорошими для предотвращения ложного обнаружения сигналов. Вместе с тем использование разных

передающих частот увеличивает аппаратную сложность многоканального приемника; аппаратная сложность же одноканального последовательного приемника увеличивается незначительно.

Сигнал системы «Навсат» [194]. Проект системы «Навсат» разрабатывался Европейским космическим агентством ЕСА. Система предназначена для пассивного определения координат и скорости их изменения только гражданскими потребителями по рабочему созвездию, содержащему не менее четырех НИСЗ. Баллистическая структура сети НИСЗ аналогична первоначально планируемой в системе «Навстар» и включает 24 спутника на трех круговых орбитах с наклоном  $55^\circ$  и периодом обращения 12 ч.

Для гражданской системы «Навсат» несущественно требование обеспечения работоспособности в условиях радиопротиводействия противника. Поэтому были предложены более простой, чем в системе «Навстар», навигационный сигнал и другой способ формирования навигационного сигнала, снижающие стоимость аппаратуры потребителей и упрощающие бортовую аппаратуру спутников.

Измеряемыми РНП, как и в системе «Навстар», являются задержка и доплеровское смещение частоты принимаемых радионавигационных сигналов относительно опорного. Предполагается, что доплеровские измерения могут быть использованы не только для пассивной навигации, но и для поиска и спасения терпящих бедствие подвижных объектов.

**Разделение излучений различных НИСЗ системы** — временное. Цикл излучения радионавигационных сигналов всеми спутниками системы  $T = 2,75$  с разбит на 12 временных окон длительностью 212,2 мс, отделенных одно от другого защитными интервалами в 17 мс. Защитные интервалы выбраны из условия предотвращения наложения на П сигналов от двух соседних НИСЗ. В одном и том же временном окне излучают сигналы одновременно два спутника, расположенные диаметрально противоположно на одной орбите, что исключает их наложение в точке приема.

Сигнал, излучаемый каждым НИСЗ системы «Навсат», состоит из трех компонент, следующих поочередно: немодулированной несущей частоты  $f_1 \sim 1574$  МГц в течение 3,2 мс для облегчения частотного поиска и захвата сигналов НИСЗ; несущей частоты, фазоманипулированной ПСП с частотой следования элементов 102,4 кГц в течение 20 мс, предназначенной для грубой оценки времени прихода сигнала (грубый код); несущей частоты, фазоманипулированной ПСП с частотой следования элементов 10,23 МГц для точного измерения псевдодалности (точный код) и приема информации, излучаемой в течение 189 мс. Грубый и точный коды одинаковы для всех НИСЗ системы. Временная диаграмма использования высокоточной компоненты сигнала следующая: 100 мс предназначены для поиска точного кода, 13,25 мс — для захвата фазы несущей и 75,75 мс — для приема информации и обеспечения режима слежения за точным кодом.

В системе «Навсат» навигационные сигналы формируются не на борту НИСЗ, как в системе «Навстар», а на региональном наземном центре управления, в зоне действия которого в данный момент находится НИСЗ. Это приводит к упрощению бортовой аппаратуры НИСЗ, а также к затруднению несанкционированного использования системы. Сигналы, сформированные на наземном центре, будут переизлучаться спутником-ретранслятором. При ретрансляции происходит преобразование частоты навигационных сигналов. Нестабильность бортового генератора НИСЗ расширяет диапазон частотного поиска сигналов на П и увеличивает среднеквадратические погрешности (СКП) измерения псевдодалности и псевдоскорости. Для ослабления влияния нестабильности частоты бортового генератора в кадр передаваемой со спутника информации включаются параметры коррекции генератора.

Ионосферная погрешность измерения РНП будет компенсироваться алгоритмически с использованием информации, передаваемой в кадре навигационного сигнала; излучение второй частоты в системе не предусмотрено.

Информационное сообщение помимо ионосферных поправок (64 бит) и поправок к частоте генератора (14 бит) содержит эфемериды (376 бит), слово начала цикла (42 бит), маркер сообщения (8 бит), идентификатор НИСЗ (5 бит), техническое состояние НИСЗ (8 бит) и резерв (181 бит), всего 700 бит информации. Резерв предусмотрен для дополнительных команд и для использования кодов, исправляющих ошибки в сообщениях.

Энергетические характеристики и ожидаемая точность. Излучаемая мощность передатчика НИСЗ  $P=100$  Вт, коэффициент усиления передающей антенны 11,5 дБ; мощность сигнала, принимаемого на П, при нулевом усилении приемной антенны и шумах приемника — 199 дБВт/Гц составляет — 176 дБВт. Ожидаемые СКП измерения псевдодалности и скорости ее изменения составляют 2 м и 0,727 м/с соответственно. Ожидаемая СКП местопределения 10 м.

Дальнейшее совершенствование сигналов системы «Навсат» связано с изменением концепции построения гражданской навигационной системы, вызванным заменой требования глобальности системы более гибким требованием обеспечения на начальном этапе создания системы ее региональности (при ограниченном объеме аппаратуры) и возможности наращивания ее до глобальной на заключительном этапе. Улучшенный таким образом вариант системы «Навсат» будет базироваться на другой баллистической структуре. Сеть НИСЗ предложено создавать на основе 6 геостационарных НИСЗ и 12 НИСЗ, расположенных на шести двенадцатичасовых высокоэллиптических орбитах с наклоном 64°. Вследствие изменения сети НИСЗ изменен и формат навигационных сигналов: период излучения сигналов всеми спутниками системы разбивается теперь на 9 временных окон, каждое из которых отводится соответствующей паре спутников; увеличены защитные интервалы до 105 мс; уточнены длительности каждой из трех компонент сигнала и объем передаваемой информации. Принцип построения сигнала остается прежним.

#### **4.5. ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА СТРУКТУРЫ СИГНАЛОВ В АКТИВНЫХ ВАРИАНТАХ СРНС**

Основные требования, предъявляемые к сигналам как пассивных, так и активных СРНС, перечислены в § 4.1, но к сигналам активных СРНС предъявляется ряд дополнительных требований, обусловленных особенностями построения активных систем. В отличие от пассивных СРНС, обладающих неограниченной пропускной способностью (под пропускной способностью здесь понимается число П, обслуживаемых системой в единицу времени), пропускная способность активных систем ограничена и существенно различна для двух вариантов их построения: с регулярным доступом к ретранслятору НИСЗ или со случайным (см. рис. 1.2).

На пропускную способность активных систем с регулярным доступом к ретранслятору НИСЗ влияют следующие факторы: пропускные способности запросного и навигационного (П — НИСЗ — НЦН) радиоканалов; скорость обработки данных в НЦН; пропускная способность канала передачи данных потребителю.

Результирующая пропускная способность системы ограничивается пропускной способностью наименее производительного

ее участка. Обычно таким участком является навигационный радиоканал, пропускная способность которого невелика (единицы потребителей в секунду), так как она существенно зависит от навигационного сигнала, выбираемого с учетом дополнительных требований к тактическому использованию радиоканала.

Пропускная способность активных систем со случайным доступом к ретранслятору НИСЗ ограничивается в основном взаимными помехами между сигналами различных объектов. Пример такой системы и ее анализ будет приведен в § 6.4.

Таким образом, к сигналам активных СРНС предъявляется дополнительное требование — обеспечение возможности реализации высокой пропускной способности системы. Другим важным требованием, характерным для активной системы, является обеспечение возможности совмещения активной радиолинии со связной или с радиолинией пассивной СРНС.

Наличие ретранслятора в радиоканале активной СРНС, соединяющего две радиолинии: П — НИСЗ и НИСЗ — НЦН, также влияет на выбор сигналов, в частности, на способ разделения сигналов различных П.

Следует отметить, что требование разделимости сигналов от различных излучающих объектов предъявляется как к сигналам пассивных сетевых СРНС, так и к сигналам П активных систем, однако число разделяемых П существенно отличается, поэтому и конкретные решения в активных и пассивных системах также различны.

Подробно вопросы разделения излучений в пассивных и активных СРНС рассматриваются в гл. 6. В § 6.4 на примерах конкретных вариантов активных СРНС проводится анализ требований, предъявляемых к сигналам активных СРНС.

## **ГЛАВА 5 ЭНЕРГЕТИКА НАВИГАЦИОННЫХ РАДИОЛИНИЙ**

### **5.1. ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К НАВИГАЦИОННЫМ РАДИОЛИНИЯМ**

Навигационная радиолиния (НРЛ) предназначена для передачи навигационных сигналов от передающей станции к пункту приема. В зависимости от того, пассивна или активна она (см. § 1.3), рассматривается радиолиния пассивной системы или радиолиния с ретрансляцией радионавигационных сигналов.

В гл. 4 показано, что для обеспечения современных требований к СРНС сигнал должен иметь сложную структуру, позволяющую удовлетворить ряду противоречивых требований. Поэтому к навигационным радиолиниям СРНС предъявляются повышенные требования, основными из которых являются обеспечение

в месте приема высокого энергетического потенциала и минимум искажения фазовых соотношений навигационного радиосигнала.

Методы реализации первого из указанных требований в СРНС и в линиях космической радиосвязи существенно различаются. Если в линиях радиосвязи для повышения энергетического потенциала применяются остронаправленные антенны, то в СРНС такие антенны неприемлемы, так как при фиксированном числе НИСЗ это привело бы к значительному уменьшению рабочей зоны системы. Особенностью является также и то, что радионавигационное поле СРНС должно охватывать все околоземное пространство для обслуживания и высотных потребителей (П), в связи с чем углы раскрыва антенн НИСЗ и П должны быть еще больше и, следовательно, энергетический потенциал радиолнии будет еще ниже.

Второе из требований, предъявляемых к НРЛ СРНС, — сохранение фазовых соотношений в радионавигационном сигнале — специфично для РНС, поскольку навигационная информация как дальномерная, так и эфемеридная содержится в фазе принимаемого сигнала. Поэтому для выполнения требований к НРЛ при их проектировании должны учитываться более тонкие физические эффекты.

В связи с этим при рассмотрении энергетики навигационных радиолний основное внимание уделим таким вопросам, как исключение рефракционных ошибок, распределение мощности между каналами измерения дальности и скорости на различных частотах при двухчастотном способе измерения, энергетические расчеты для высотных П и выбор углов раскрыва антенн П и НИСЗ.

## 5.2. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ПРЯМОЙ И РЕТРАНСЛЯЦИОННОЙ РАДИОЛИНИИ СРНС

**Навигационная радиолния (НРЛ) пассивной СРНС.** Пропускная способность такой радиолнии (см. рис. 4.1), оцениваемая, как и ранее (см. § 1.3), числом одновременно определяющихся П, не ограничена.

Передающая и приемная антенны, характеризующиеся коэффициентами усиления мощности  $G_{\text{пер}}$  и  $G_{\text{пр}}$  по отношению к изотропному излучателю, соединены с передатчиком и приемником фидерами, имеющими коэффициенты передачи мощности  $\eta_{\text{пер}}$  и  $\eta_{\text{пр}}$ .

Передатчик НИСЗ характеризуется эффективной мощностью  $P_{\text{пер}}$  на частоте  $f$ . Мощность, излучаемая передающей антенной в заданном направлении,  $P_{\text{изл}} = P_{\text{пер}} \eta_{\text{пер}} G_{\text{пер}}$ .

Трасса распространения характеризуется суммарным ослаблением энергии радиосигналов  $L_{\Sigma}$  между передающей и приемной антеннами:  $L_{\Sigma} = L_0 L_{\text{доп}}$ , где  $L_0$  — ослабление радиосигналов в

свободном пространстве;  $L_{\text{доп}}$  — дополнительные потери, обусловленные затуханием сигналов в атмосфере Земли и другими возмущающими факторами.

Мощность сигнала на входе приемника

$$P_{\text{пр}} = P_{\text{изл}} \eta_{\text{пр}} G_{\text{пр}} L_{\Sigma}^{-1} = a P_{\text{пер}}, \quad (5.1)$$

где  $a = G_{\text{пер}} G_{\text{пр}} \eta_{\text{пер}} \eta_{\text{пр}} L_{\Sigma}^{-1}$  имеет смысл коэффициента передачи радиолнии.

Если задается минимальное отношение сигнал-шум на входе приемника  $q_{\text{вх}} = P_{\text{с}}/P_{\text{ш}}$ , а определяется необходимая мощность  $P_{\text{пр}}$ , то в (5.1) необходимо заменить ее значением  $P_{\text{пр}} = q_{\text{вх}} P_{\text{ш вх}}$ , где  $P_{\text{ш вх}}$  — мощность шума, приведенного к входу приемника, и преобразовать (5.1) к виду

$$P_{\text{пер}} = a^{-1} q_{\text{вх}} P_{\text{ш вх}}. \quad (5.2)$$

Формулы (5.1) и (5.2) являются исходными при проектировании радиолний СРНС [56, 54, 109]. Количественные оценки составляющих суммарного затухания и мощности шума  $P_{\text{ш вх}}$  даны в § 5.3.

**Навигационная радиолния активной системы.** Предназначена для передачи навигационных сигналов, излучаемых П, через ретранслятор спутника на НЦН, где производится определение координат П.

Анализ активных НРЛ имеет особенности, обусловленные сравнительно низким энергетическим потенциалом НРЛ, что требует учитывать тонкие эффекты (такие, как случайность фаз переизлучаемых сигналов), а также когерентность ретрансляции. Навигационная радиолния активной системы состоит из двух участков, связанных ретранслятором НИСЗ: П — НИСЗ и НИСЗ — НЦН. Ретранслятор выполняет функции усилителя мощности приходящих сигналов и когерентного их переизлучателя в сторону НЦН. Суммарная мощность ретранслятора всегда ограничена, поэтому ограничена и пропускная способность НРЛ активной системы.

Радиолния активной системы со случайным доступом к ретранслятору НИСЗ многоканальна, причем число каналов соответствует числу П. Один канал ретрансляционной НРЛ, соответствующий  $i$ -му П, показан на рис. 5.1.

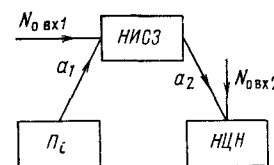


Рис. 5.1. Модель одного канала ретрансляционной радиолнии

Для вывода энергетических соотношений для ретрансляционной радиолнии воспользуется формулой (5.2):  
для участка  $\Pi_i$  — НИСЗ

$$P_{\text{пер}i1} = a_1^{-1} q_{\text{вх}i1} P_{\text{швх}i1}, \quad (5.3)$$

для участка НИСЗ — НЦН

$$P_{\text{пер}i2} = a_2^{-1} q_{\text{вх}i2} P_{\text{швх}i2}. \quad (5.4)$$

Рассмотрим более подробно работу ретранслятора НИСЗ. На его вход поступает смесь  $\omega_{\text{вх}p}$  полезных сигналов от  $n$  наблюдаемых  $\Pi$  и шумов  $n_{\text{вх}1}$  со спектральной плотностью  $N_{0\text{вх}1}$ :

$$\omega_{\text{вх}p} = \sum_{i=1}^n S_i \cos \psi_i(t) + n_{\text{вх}1}, \quad (5.5)$$

где  $S_i$  — амплитуды сигналов от каждого из  $n$  потребителей;  $\psi_i$  — фаза сигнала  $i$ -го  $\Pi$ ;  $\psi_i$  — независимые равномерно распределенные в  $[-\pi, \pi]$  случайные величины, так как все  $\Pi$  излучают сигналы несинхронно, времена распространения сигналов от  $\Pi$  до ретранслятора случайны и коды идентификации  $\Pi$  также различны.

Средняя мощность суммарного сигнала (5.5), выделяемая на единичном сопротивлении, оценивается по формуле  $\overline{P_{\Sigma \text{вх}1}(t)} = \omega_{\text{вх}p}^2$ , которая с учетом независимости всех слагаемых [22], входящих в правую часть (5.5), после известных преобразований может быть приведена к виду

$$\overline{P_{\Sigma \text{вх}1}(t)} = 0,5n P_{i \text{вх}1} + N_{0\text{вх}1} \Delta F.$$

Если средняя мощность на выходе передатчика ретранслятора  $P_p$ , то коэффициент усиления ретранслятора (по мощности)

$$K_p^2 = P_p / \overline{P_{\Sigma \text{вх}1}(t)} = P_p / (N_{0\text{вх}1} \Delta F + 0,5n P_{i \text{вх}1}). \quad (5.6)$$

Шумы, переизлучаемые ретранслятором, имеют спектральную плотность  $N_{0\text{вх}1} K_p^2$ , а в месте приема сигналов на НЦН —  $N_{0\text{вх}1} K_p^2 a_2$ .

Кроме шумов, вносимых ретранслятором, в приемнике наземного центра имеются также шумы собственные и внешние (космические, галактические, шумы антенны) с суммарной спектральной плотностью  $N_{0\text{вх}2}$ . Суммарная мощность шумов  $P_{\text{ш}2}$  в полосе  $\Delta F$  с учетом соотношения (5.6) может быть записана в виде

$$P_{\text{ш}2} = \left[ \frac{N_{0\text{вх}1} a_2 P_p}{N_{0\text{вх}1} \Delta F + 0,5n P_{i \text{вх}1}} + N_{0\text{вх}2} \right] \Delta F.$$

Подставив это выражение в (5.4) и учтя очевидные соотношения между мощностями полезных сигналов, излучаемых  $\Pi$ , поступающих на вход ретранслятора и излучаемых ретранслятором, можно получить следующее общее энергетическое уравнение радиолнии с ретрансляцией:

$$P_{\text{пер}i2} = \left[ \frac{N_{0\text{вх}1} P_p}{N_{0\text{вх}1} \Delta F + 0,5n a_1 P_{\text{пер}i1}} + \frac{N_{0\text{вх}2}}{a_2} \right] \Delta F q_{\text{вх}i2}. \quad (5.7)$$

Решив совместно уравнения (5.3) и (5.7), найдем связь отношений сигнал-шум в различных участках радиолнии:

$$1/q_{\text{вх}i2}^2 = 1/q_{\text{вх}i1}^2 + (1/q_{\text{вх}i2}^2)', \quad (5.8)$$

где  $(1/q_{\text{вх}i2}^2)' = N_{0\text{вх}2}/P_{0\text{вх}2}$  — отношение шум-сигнал в месте приема переизлученных сигналов, учитывающее шумы в месте приема, за исключением ретранслированных шумов.

Следует отметить, что хотя формула (5.8) по виду и совпадает с известным [56] энергетическим соотношением для линии с активной ретрансляцией без генерации сигнала на борту НИСЗ, однако мощность полезного сигнала в месте приема на НЦН вычисляется другим способом. В этом случае считается, что переизлучаемый ретранслятором сигнал содержит как полезную, так и шумовую составляющие и, кроме того, суммарная полезная составляющая рассчитывается с учетом случайной фазировки сигналов от  $n$  потребителей, причем  $n$  достаточно велико ( $n > 10$ ). При малом  $n$  и при  $n=1$  усреднения фаз входящих на ретранслятор сигналов не происходит и множитель 0,5 должен быть опущен.

### 5.3. УЧЕТ УСЛОВИЙ РАСПРОСТРАНЕНИЯ РАДИОВОЛН В СРНС

**Рекомендуемые диапазоны частот.** Все связи между приземными потребителями и НИСЗ осуществляются через атмосферу Земли, включая тропосферу и ионосферу. Атмосфера имеет ярко выраженную частотную избирательность [44, 45, 12], вследствие чего не все частоты могут свободно проходить через нее. Из всего спектра электромагнитных колебаний свободно проходят через атмосферу колебания, занимающие диапазон между ионосферными критическими частотами и частотами, поглощаемыми дождем и атмосферными газами (10 МГц... 20 ГГц), а также диапазон видимых и инфракрасных лучей (1...1000 ТГц). Атмосфера частично прозрачна в диапазоне частот ниже 300 кГц. Однако в этом диапазоне невозможно получить полосу необходимой ширины, поэтому для СРНС он не используется. Наиболее освоенным является первый частотный диапазон, называемый «радиоокном», поэтому в существующих



и проектируемых СРНС используются радиотехнические принципы передачи и выделения навигационной информации.

Для спутниковой радионавигации выделены следующие диапазоны частот [44, 45, 19]: узкие полосы вблизи 150 и 400 МГц для доплеровских РНС; полосы частот 960...1215, 1535...1660, 4200...4400, 5000...5250 и 15400...15700 МГц. Они резервируются на всемирной основе для использования и развития электронных средств для воздушной навигации и любого непосредственно связанного с ними наземного и космического оборудования; диапазон частот вблизи 10 ГГц. Узкие полосы вблизи 150 и 400 МГц отведены для доплеровских РНС, полосы вблизи 10 и 15 МГц — для систем, основанных на принципе направленности (угломерных РНС), а остальные (с достаточно широкими отведенными полосами) могут быть использованы для систем с шумоподобными широкополосными сигналами [44].

Рассмотрим особенности распространения радиоволн перечисленных диапазонов, влияющие на выбор проектных параметров СРНС. При распространении радионавигационных сигналов от НИСЗ к определяемому объекту влияние трассы проявляется в ослаблении сигнала, изменении скорости распространения его и отклонении траектории распространения от прямолинейной.

**Расчет ослабления радиосигналов в атмосфере** [56, 54, 44, 45]. Суммарное ослабление энергии сигнала  $L_{\Sigma}$  состоит из ослабления сигналов в свободном пространстве  $L_0$  и дополнительных потерь  $L_{\text{доп}}$  в атмосфере Земли. Ослабление  $L_0$  зависит от длины волны  $\lambda$  и расстояния  $r$  между передающей и приемной антеннами  $L_0 = 16\pi^2 r^2 / \lambda^2$ . Дополнительные потери обусловлены поглощением радиоволн в тропосфере и ионосфере, отражением и рассеянием энергии на неоднородностях атмосферы, изменением формы и плоскости поляризации радиоволн.

При распространении в атмосфере радиоволны поглощаются в кислороде, водяных парах, дожде и облаках. Резонансное поглощение в водяных парах происходит на частоте 22,23 ГГц, а в кислороде — на частотах 60 и 120 ГГц. Полное поглощение энергии радиоволн в кислороде и водяных парах  $L_a$ , дБ, при прохождении через атмосферу можно рассчитать по формуле

$$L_a = \gamma_{00} r_{l0} + \gamma_{w0} r_{lw}, \quad (5.9)$$

где  $r_{l0}$  и  $r_{lw}$  — эффективные протяженности трассы через атмосферу;  $\gamma_{00}$  и  $\gamma_{w0}$  — поглощения в кислороде и в водяных парах, дБ/км.

Поглощение радиоволн дождем и взвешенными частицами воды становится значительным на частотах выше 3 ГГц. Полное поглощение  $L_r$ , дБ, за счет выпадения дождя на участке пути длиной  $r_0$  на частотах выше 2 ГГц составит

$$L_r = \int_0^{r_0} \gamma_r(r) dr, \text{ где } \gamma_r — \text{удельное поглощение дождем.}$$

В облаках энергия радиоволн испытывает заметное поглощение только на частотах выше 10 ГГц. Рассеяние энергии радиоволн рассматриваемого диапазона в атмосфере при малых углах места потребителя  $\gamma$  вызывает затухание и искажение радиосигналов, однако оно, как правило, пренебрежимо мало [45].

Потери вследствие вращения плоскости поляризации  $L_{\text{п}}$  при прохождении ионосферы в предположении, что передающая и приемная антенны линейно поляризованы и ориентированы одинаково, можно оценить в децибелах по формуле [78]  $L_{\text{п}} \approx 20 \lg \cos \gamma$ . Наиболее сильный поворот плоскости поляризации наблюдается в метровом диапазоне радиоволн при малых углах места.

Таким образом, дополнительное ослабление энергии радиоволн (в децибелах) в атмосфере Земли можно определить по формуле

$$L_{\text{доп}} = L_a + L_r + L_{\text{п}}.$$

**Расчет шумов на входе приемного устройства** [54, 56, 109]. Мощность шума на входе приемного устройства  $P_{\text{ш}} = k T_{\Sigma} \Delta F$ , где  $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$  Вт/(Гц·К) — постоянная Больцмана;  $T_{\Sigma}$  — суммарная шумовая температура всей приемной системы;  $\Delta F$  — эквивалентная полоса шумов приемника.

Суммарная шумовая температура всей приемной системы определяется интенсивностью как собственных тепловых шумов приемника  $T_{\text{пр}}$ , так и шумов различных источников и цепей, внешних по отношению к входу приемника, таких как радиоизлучение атмосферы, тепловые шумы Земли и антенны, космические радиоизлучения, радиоизлучения Солнца, Луны, планет, а также тепловые шумы, создаваемые различными цепями, подключенными к входу приемника ( $T_{\text{вх}}$ ), фидерами, фильтрами и т. д.

Методика расчета составляющих суммарной шумовой температуры дана, например, в [54, 56, 109].

**Оценка рефракционных ошибок.** Неоднородное по высоте распределение диэлектрической проницаемости вызывает искривление траектории распространения радиоволн — рефракцию. Из-за этого время распространения радиосигналов между передатчиком и приемником отличается от времени прямолинейного распространения со скоростью света  $c$ . Это требует введения поправок при определении дальности до НИСЗ.

Тропосферная рефракционная погрешность измерения квазидальности согласно [166] определяется следующим соотношением:

$$\Delta r_{\text{тр}} \approx \int_{h_n}^{h_c} \frac{N(h) dh}{\sqrt{1 - \left( \frac{R_3}{R_3 + h} \right)^2 \cos^2 \gamma}}, \quad (5.10)$$

где  $R_3$  — радиус Земли,  $\gamma$  — угол места П,



$$N(h) = [n(h) - 1] 10^6 \quad (5.11)$$

— приведенный показатель преломления воздуха (индекс рефракции),  $n(h)$  — коэффициент преломления воздуха на высоте  $h$  над поверхностью Земли.

Для расчета рефракционной погрешности (5.10) используются различные аппроксимации реальных высотных профилей коэффициента преломления  $N(h)$ . Анализ возможных аппроксимаций [63] показал, что при расчетах различные варианты профилей не имеют существенных преимуществ один перед другим. На практике наиболее часто применяется экспоненциальная модель нейтральной атмосферы (тропосферы и стратосферы), задаваемая соотношениями [46, 63, 118]

$$N(h) = \begin{cases} N_s \exp(-\beta h), & h \leq H_T - h_s, \\ N_T \exp[-\beta_1(h + h_s - H_T)], & h > H_T - h_s, \end{cases} \quad (5.12)$$

где  $H_T = 9$  км — высота тропосферы;  $h_s$  — высота над уровнем моря поверхности Земли в месте расположения П;  $N_s$  — приземное значение  $N$ ;  $N_T = 105$  — значение  $N$  на высоте  $H_T$ ;

$$\beta = \ln(N_s/N_T)/(H_T - h_s), \quad \beta_1 = 0,1424 \cdot 10^{-3} \text{ м}^{-1}. \quad (5.13)$$

Ионосферную погрешность  $\Delta r_n$ , см, измерения квазидальности от П до НИСЗ оценивают по формуле [46]

$$\Delta r_n = 4,04 \cdot 10^7 f^{-2} \int_{(s)} N ds, \quad (5.14)$$

где  $f$  [Гц] — рабочая частота,  $s$  [см] — групповой путь, вдоль которого распространяется радиосигнал, принятый прямолинейным,  $N$  [см<sup>-3</sup>] — распределение электронной концентрации вдоль траектории распространения сигнала.

Ионосферную погрешность  $\Delta r_n$  измерения скорости можно определить дифференцированием погрешности  $\Delta r_n$ :

$$\Delta \dot{r}_n \approx \frac{4,04 \cdot 10^7}{f^2(t_2 - t_1)} \left[ \int_{(s_2)} N ds_2 - \int_{(s_1)} N ds_1 \right], \quad (5.15)$$

где  $t_1$  и  $t_2$  — достаточно близкие моменты времени.

Таким образом, оба алгоритма (5.14) и (5.15) сводятся к вычислению интегральной электронной концентрации  $N_\Sigma = \int_{(s)} N ds$  вдоль линии визирования.

Распределение электронной концентрации  $N$  имеет сложную структуру и изменяется в течение суток, от месяца к месяцу, с изменением солнечной активности. При глобальных расчетах ионосферных погрешностей используют ионосферную модель [90, 100], дополненную моделью плазмосферы [163]. Модель [90, 100] представляет собой набор аналитических формул с эмпирически подобранными значениями констант. При ее создании использовались данные 58 ионосферных станций, 8 арктических и 8 антарктических станций за длительный период наблюдения. В основе модели лежит предположение о том, что значение электронной концентрации в любой точке пространства в произвольный момент времени для всех значений солнечной активности есть сумма вкладов от трех слоев  $E$ ,  $F_1$  и  $F_2$ :

$$N = \sum_{i=1}^3 N_i. \quad (5.16)$$

Концентрация в каждом слое  $N_i$  определяется амплитудным параметром, профильной функцией и пиковым значением плотности электронов в слое.

Модель [90, 100] используется для расчета электронной концентрации до высот около 500 км. Для расчета концентрации заряженных частиц в интервале высот 500...20 000 км применяется модель плазмосферы [163], основанная на расчетах диффузионно-равновесного распределения концентрации ионов водорода.

Входными параметрами для расчета ионосферных погрешностей измерения РНП с использованием моделей ионосферы — плазмосферы [90, 100, 163] являются: частота  $f$ , широта, долгота, высота потребителя ( $\varphi_n$ ,  $\lambda_n$ ,  $H_n$ ) и спутника ( $\varphi_s$ ,  $\lambda_s$ ,  $H_s$ ), местное время  $\Pi$   $t_1$ , номер месяца  $t_2$  в году, средне-месячное число солнечных пятен  $\omega$  (число Вольфа) и индекс магнитной активности  $K_p$ :

$$\Delta r_n^{(3)} = \Delta r_n(f; \varphi_n, \lambda_n, H_n; \varphi_s, \lambda_s, H_s; t_1, t_2; \omega; K_p). \quad (5.17)$$

Алгоритм (5.17) включает большой объем вычислений как при расчетах электронной концентрации  $N$ , так и при численном интегрировании вдоль пути ( $s$ ). Поэтому на практике иногда пользуются упрощенной, двумерной моделью ионосферы [46], в основе которой лежит предположение о сферически-слоистом характере распределения электронной концентрации в ионосфере; при этом учитывается также, что основная часть интегральной концентрации содержится в окрестности максимума слоя  $F_2$ , а его высота принимается  $h_m \approx 300$  км. При указанных предположениях вычисление интеграла  $N_\Sigma$  вдоль наклонной траектории ( $s$ ) сводится к интегралу вдоль вертикали ( $l$ ), а зависимость от угла места записывается в явном виде

$$\Delta r_n^{(2)} = \frac{4,04 \cdot 10^7 N_l}{f^2 \sqrt{1 - 0,91 \cos^2 \gamma}}, \quad (5.18)$$

где

$$N_l = \int_{(l)} N dh.$$

Символ (2) в формуле (5.18) отражает тот факт, что погрешность рассчитывается по двумерной модели ионосферы в отличие от погрешности, рассчитываемой по формуле (5.17), где использована трехмерная ионосферная модель. Дальнейшее упрощение расчетов связано с усреднением величины  $N_l$  по гелио-геофизическим условиям. В [46] принято  $N_l = 3 \cdot 10^{13}$  эл/см<sup>2</sup>. Тогда вместо (5.18) будет

$$\Delta r_n^{(2)} = \frac{1,21 \cdot 10^{21}}{f^2 \sqrt{1 - 0,91 \cos^2 \gamma}}. \quad (5.19)$$

Исходными данными при расчете по (5.19) при фиксированной частоте  $f$  является угол места потребителя. При  $f = 1,6$  ГГц  $\Delta r_n^{(2)}$  изменяется от 5 до 15,2 м при изменении угла места  $\Pi$  от 90 до 5°. Однако, как показывают экспериментальные данные [160, 178, 182, 184] и расчеты по моделям [90, 100, 163], вариация в течение суток ионосферных погрешностей может составлять до пяти раз, а внутри 11-летнего цикла солнечной активности — до трех раз; зависимость ионосферной погрешности от азимута из  $\Pi$  на спутник наиболее ярко проявляется в средних широтах и неучет этой зависимости также может вызвать изменение погрешности в два раза. Тем не менее величина  $\Delta r_n^{(2)}$  отражает картину в среднем.

Моделирование ионосферных погрешностей измерения квазидальностей, проведенное для сравнения двух- и трехмерной моделей ионосферы, показало, что для системы типа «Навстар» при рабочих углах места  $\Pi \geq 10^\circ$ , равновероятном расположении П по поверхности Земли и случайном времени из интервала повторяемости конфигурации системы средние значения рассчитан-

ных ионосферных погрешностей отличаются незначительно, в то время как среднеквадратические отклонения указанных погрешностей различаются более чем в три раза. Поэтому для оценок по средним значениям можно пользоваться упрощенной, двумерной моделью, а для более точных — вероятностных — оценок («2σ», «3σ» и т. д.) целесообразно применять трехмерную модель ионосферы. По оценкам, приведенным в [182, 184], при  $\gamma=5^\circ$  возможны ионосферные погрешности до 100 м, что будет соответствовать году высокой солнечной активности и неблагоприятному расположению П и НИСЗ.

#### 5.4. СПОСОБЫ УМЕНЬШЕНИЯ АТМОСФЕРНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ ДАЛЬНОМЕРНОГО И ДОПЛЕРОВСКОГО ИЗМЕРЕНИЙ

Тропосферная коррекция. Основана на предварительной оценке рефракционной погрешности и введении соответствующей поправки в результаты измерений.

Для расчета тропосферной поправки по формулам (5.10), (5.12) необходимо предварительно оценить приземное значение индекса рефракции  $N_s = N(h_s)$ . При наличии метеоданных для места расположения П значение  $N_s$  можно рассчитать по формуле [118]

$$N_s = k_1 \frac{p}{T} + k_2 \frac{e}{T^2}, \quad (5.20)$$

где  $T$  — температура, К;  $p$  — полное атмосферное давление, мбар;  $e$  — парциальное давление водяного пара, мбар;  $k_1$  и  $k_2$  — коэффициенты, полученные в результате обработки экспериментальных данных:

$$k_1 = 77,6 \text{ К/мбар}; \quad k_2 = 3,73 \cdot 10^5 \text{ (К)}^2/\text{мбар}. \quad (5.21)$$

Указанные значения  $k_1$  и  $k_2$  обеспечивают среднеквадратическую погрешность расчета индекса рефракции не более 0,5 % на частотах до 30 ГГц при обычно встречающихся вариациях давления, температуры и влажности [118].

Из (5.20) можно получить зависимость погрешности определения значения индекса рефракции от погрешностей измерения метеопараметров. При независимых измерениях параметров  $p$ ,  $e$  и  $T$  имеем

$$\sigma_N^2 = (a\sigma_T)^2 + (b\sigma_e)^2 + (c\sigma_p)^2. \quad (5.22)$$

В [118] приводятся значения коэффициентов  $a$ ,  $b$ ,  $c$  для стандартной атмосферы, рекомендованной ИСАО, при относительной влажности воздуха 60 %. Величины  $a$ ,  $b$ ,  $c$  зависят не только от параметров стандартной атмосферы ( $p$ ,  $T$ ,  $e$ ), но и от высоты расположения приемного пункта над уровнем моря  $h$ . При  $h=0$  формула (5.22) согласно данным [118] принимает следующий вид:

$$\sigma_N^2(0) = (1,27\sigma_T)^2 + (4,5\sigma_e)^2 + (0,27\sigma_p)^2. \quad (5.23)$$

Погрешность расчета индекса рефракции по метеоданным наиболее чувствительна к вариациям относительной влажности и наименее — к изменению давления.

Ионосферная коррекция измерений РНП в системах типа «Навстар» может быть проведена по крайней мере тремя различными способами; алгоритмическим, основанным на использовании дополнительной информации, передаваемой в кадре навигационного сообщения; «полусуммы», использующим квазидальномерные и фазовые измерения; двухчастотным, использующим измерения на двух несущих частотах.

Каждый из указанных способов требует аппаратных затрат или соответствующего математического обеспечения П. Рассмотрим более подробно каждый из них.

Алгоритмическая ионосферная коррекция. Основывается на упрощенной модели интегральной электронной концентрации, описанной в [160, 178]. В алгоритме используется аппроксимация вариации  $N_f$  положительной полуволной косинуса в дневные часы и постоянной величиной — в ночные. Ионосферная задержка с точностью до постоянного множителя повторяет аппроксимацию интегральной концентрации. На рис. 5.2 приведен пример [160, 178] суточного хода измеренной ионосферной вертикальной задержки и его косинусная аппроксимация. Косинусная функция представляется в виде

$$\Delta\tau_{\text{и0}} = \tau_H + A \cos[2\pi(t - T_p)/P], \quad (5.24)$$

где  $\tau_H$ ,  $A$ ,  $T_p$  и  $P$  (постоянное смещение, амплитуда, фаза и период) — параметры, с помощью которых рассчитывается вертикальная ионосферная задержка ( $\gamma=90^\circ$ ),  $\Delta\tau_{\text{и0}}$  измеряется в секундах.

В алгоритме используется разложение косинуса в степенной ряд

$$\Delta\tau_{\text{и0}} \approx \tau_H + A \left[ 1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24} \right] \quad \text{при } |x| < \frac{\pi}{2}, \quad (5.25)$$

где  $x = 2\pi(t - T_p)/P$ ,  $t$  — местное время в подионосферной точке — точке пересечения линией визирования фазового экрана. В алгоритме принята высота фазового экрана  $h_m = 350 \text{ км}^*$ .

\* В отечественной литературе принимается  $h_m = 300 \text{ км}$ .

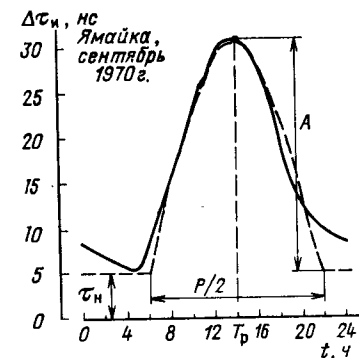


Рис. 5.2. Суточный ход ионосферной задержки и его косинусная аппроксимация

Величины  $\tau_H$  и  $T_p$  взяты постоянными:  $\tau_H = 5$  нс,  $T_p = 14.00$  ч (50 400 с) местного времени. Амплитуда  $A$  и период  $P$  косинусной аппроксимации представляются полиномами третьей степени от геомагнитной широты подионосферной точки  $\varphi_m$ :

$$A = \sum_{n=0}^3 \alpha_n \varphi_m^n, \quad P = \sum_{n=0}^3 \beta_n \varphi_m^n. \quad (5.26), \quad (5.27)$$

Коэффициенты полиномов  $\alpha_n$  и  $\beta_n$ ,  $n=0, 1, 2, 3$ , передаются через спутники в кадре навигационного сообщения; эта информация обновляется каждые 10 дней. Коэффициенты рассчитываются по прогнозу гелио-геофизических условий.

Для расчета геомагнитной широты подионосферной точки необходимы следующие данные: приближенные значения географических координат потребителя  $\varphi_P$ ,  $\lambda_P$ ; угол места  $\gamma$  и азимут из П на НИСЗ  $az$ :

$$\varphi_m = \varphi_P + 11,6^\circ \cos(\lambda_P - 291^\circ), \quad (5.28)$$

где  $\varphi_P$ ,  $\lambda_P$  — географические координаты подионосферной точки,

$$\varphi_P = \varphi_P + \psi \cos az, \quad (5.29)$$

$$\lambda_P = \lambda_P + \psi \sin az / \cos \varphi_P, \quad (5.30)$$

$\psi$  — центральный угол между П и НИСЗ, аппроксимируемый

$$\text{функцией } \psi \simeq \frac{445}{\gamma + 20} - 4. \quad (5.31)$$

Окончательно ионосферная поправка к квазидальности рассчитывается по формуле

$$\Delta r = \begin{cases} cK(\gamma) \left[ \tau_H + A \left( 1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24} \right) \right], & |x| < \frac{\pi}{2}, \\ cK(\gamma) \tau_H, & |x| \geq \frac{\pi}{2}. \end{cases} \quad (5.32)$$

Коэффициент  $K(\gamma)$ , называемый фактором наклона, учитывает отличие от вертикального распространение радиосигналов от НИСЗ к П и аппроксимируется формулой

$$K(\gamma) \simeq 1 + 2[(96 - \gamma)/90]^3. \quad (5.33)$$

Исходными данными для расчета ионосферных поправок на П по приведенному алгоритму являются приближенные значения координат П и НИСЗ, время и коэффициенты  $\alpha_n$ ,  $\beta_n$ .

По оценкам, приведенным в [160, 178, 182, 184], алгоритм обеспечивает остаточную среднеквадратическую ионосферную погрешность квазидальности не более 50 % от нескомпенсированной погрешности. Это объясняется тем, что алгоритм не воспроизводит вариации  $\Delta r_H$  день ото дня, дает усредненные за 10 дней значения. Кроме того, алгоритм плохо воспроизводит поведение ионосферы на экваториальных широтах ввиду ограниченности возможностей кубической аппроксимации. Использовать алгоритм на высоких широтах, по мнению автора [160, 178], нецелесообразно, так как при  $\varphi_P > 80^\circ$  интегральная электронная концентрация меньше, чем на средних и низких широтах, а ее вариации во времени значительны.

Можно построить более точные алгоритмы ионосферной коррекции, однако при этом необходимо сообщать потребителю больший объем ионосферных данных и усложненное математическое обеспечение на потребителе. Алгоритм, разработанный в [160, 178], является в известной степени компромиссным решением между сложностью организации прогноза гелиогеофизических условий и точностью введения коррекции.

Метод полусуммы. Основан на том известном факте, что ионосферные поправки на фазовый и групповой пути одинаковы, но противоположны по знаку:

$$\Delta r_{\text{гф}} = -\Delta r_{\text{иф}} = \Delta r_H.$$

Действительно, измерив квазидальность по дальномерному коду  $r_{\text{изм1}} = r_0 + \Delta r_H + \Delta r_1$  и по фазе несущей частоты  $r_{\text{изм2}} = r_0 + \Delta r_H + \Delta r_2$  и взяв их полусумму, можно убедиться, что результат не содержит ионосферной составляющей:

$$\frac{r_{\text{изм1}} + r_{\text{изм2}}}{2} = r_0 + \frac{\Delta r_1 + \Delta r_2}{2}. \quad (5.34)$$

Шумовая составляющая погрешностей измерений квазидальности  $(\Delta r_1 + \Delta r_2)/2$  в этом случае определяется в основном шумами измерений по дальномерному коду, так как точность фазовых измерений значительно выше. Однако фазовым измерениям присуща неоднозначность и для практической реализации алгоритма (5.34) на потребителе следует устранить многозначность фазовых измерений, что для подвижных потребителей представляет непростую задачу. С другой стороны, для геодезической аппаратуры, где не требуется быстрого решения навигационной задачи, неоднозначности фазовых отсчетов можно избежать, но получаемая при этом результирующая точность измерения квазидальности определяется точностью не фазовых, а групповых измерений, что неприемлемо для геодезической АП. Метод полусуммы можно использовать для сужения начальной области неопределенности отсчетов при фазовом способе измерения разностей квазидальностей [184].

Для уменьшения рефракционных погрешностей по результатам дополнительных текущих измерений используется многочастотный способ исключения ионосферной ошибки [25], а также способ, основанный на разностных измерениях по нескольким НИСЗ. Остановимся более подробно на первом способе. В диапазоне длин волн, отведенном для СРНС, обычно излучаются только две частоты. Оценим допустимые аппаратные погрешности измерений дальности  $r$  и скорости  $\dot{r}$  при 2-частотном способе измерения и установим оптимальное распределение мощностей между частотами, обеспечивающее минимум суммарной мощности передающего устройства НИСЗ.

Способ исключения ионосферной ошибки при измерении параметра  $r^{(l)}$ ,  $l=0; 1$ , причем  $l=0$  соответствует измерению дальности  $r$ , а  $l=1$  — скорости  $\dot{r}$  по сигналам, излучаемым на двух когерентных частотах, заключается в следующем. В первом приближении измеренное значение параметра  $r_{изм}^{(l)}$  можно представить в виде

$$r_{изм}^{(l)} = r_0^{(l)} + q_l \dot{r}^{-2} + \Delta r^{(l)} + \Delta r_a^{(l)}, \quad (5.35)$$

где  $r_0^{(l)}$  — истинное значение параметра;  $q_l$  — коэффициент, характеризующий состояние ионосферы;  $\Delta r^{(l)}$  — остаточная погрешность измерения параметра, обусловленная рефракцией в тропосфере и неточностью знания скорости света;  $\Delta r_a^{(l)}$  — аппаратная погрешность.

Второе слагаемое в правой части уравнения представляет собой погрешность измерения параметра  $r^{(l)}$ , обусловленную рефракцией радиоволн в ионосфере [см. (5.10), (5.14)].

Если для измерения используются две когерентные частоты  $f_1$  и  $f_2$ , связанные соотношением

$$nf_2 = mf_1, \quad m, n — \text{целые числа}, \quad (5.36)$$

то истинное значение параметра  $r_0^{(l)}$  можно получить, совместно решив два уравнения вида (5.35) для каждой из частот с учетом соотношения (5.36):

$$r_0^{(l)} = \frac{m^2}{n^2 - m^2} (r_{изм2}^{(l)} + \Delta r_2^{(l)} + \Delta r_{a2}^{(l)}) - \frac{n^2}{n^2 - m^2} (r_{изм1}^{(l)} + \Delta r_1^{(l)} + \Delta r_{a1}^{(l)}).$$

Ошибки  $\Delta r_{1,2}^{(l)}$  не зависят от частоты и одинаковы в обоих измерительных каналах (индексы «1» и «2» здесь и далее соответствуют первому и второму частотным каналам);  $\Delta r_1^{(l)} = \Delta r_2^{(l)}$ ; аппаратные погрешности  $\Delta r_{a1,2}^{(l)}$  в двух каналах будем считать некоррелированными случайными величинами, отношение дисперсий которых зависит от отношения частот:

$$\sigma^2 r_{a2}^{(l)} / \sigma^2 r_{a1}^{(l)} = K_l^2 (f_1 / f_2)^{2l}. \quad (5.37)$$

Параметр  $K_l^2$  определяется условиями приема в каждом частотном канале  $K_l^2 = (P_{пр1} / P_{пр2}) (T_{\Sigma 2} / T_{\Sigma 1})$  при идентичности сигналов на обеих частотах по всем неэнергетическим параметрам.

С учетом изложенного дисперсия оценки параметра  $r^{(l)}$  представляется в виде

$$\sigma_{\Sigma}^2 r^{(l)} = \sigma^2 r_1^{(l)} + \sigma^2 r_{a1}^{(l)} \frac{n^{2l} (n^{4-2l} + K_l^2 m^{4-2l})}{(n^2 - m^2)^2} \quad (5.38)$$

и не содержит ионосферной составляющей.

Задаваясь допустимой суммарной погрешностью измерения параметра  $\sigma_{\Sigma} r^{(l)}$ , с помощью формул (5.37) и (5.38) можно найти допустимые аппаратные погрешности в каждом частотном канале. Эти погрешности возрастают с увеличением разнота частот и с уменьшением параметра  $K_l$ . Однако за счет увеличения разнота частот увеличить допустимые аппаратные погрешности не всегда возможно из-за трудностей использования одной антенны на две частоты. Поэтому дальше рассмотрим вариант увеличения допустимых аппаратных погрешностей путем выбора оптимального значения параметра  $K_l$  при фиксированном разноте частот между каналами.

Оптимальное значение параметра  $K_l$ , минимизирующее суммарную мощность передатчика НИСЗ на двух когерентных частотах,

$$K_{l\text{опт}}^2 = (n/m)^{2-l} (T_{\Sigma 2} L_{\Sigma 2} / T_{\Sigma 1} L_{\Sigma 1})^{0.5} \quad (5.39)$$

различно для режимов измерения  $r$  и  $\dot{r}$ . Следовательно, и оптимальное значение суммарной мощности передатчика НИСЗ будет также различным при измерении только дальности ( $P_{\text{гопт}}$ ) или только скорости ( $P_{\dot{r}\text{гопт}}$ ). Если же в системе предусмотрено одновременное измерение  $r$  и  $\dot{r}$ , то значения  $K_{l\text{опт}} = K_0 = K_1$  должны быть выбраны такими, при которых мощность передатчика НИСЗ удовлетворяет условию  $P_{\min} = \max\{P_{\text{гопт}}, P_{\dot{r}\text{гопт}}\}$ . Очевидно, при  $P_{\text{гопт}} = P_{\dot{r}\text{гопт}}$  значение  $P_{\min}$  будет минимальным ( $P_{\min \min}$ ). Уравнения (5.38) и (5.39) позволяют сформулировать требования, предъявляемые к допустимым суммарным погрешностям измерения  $r$  и  $\dot{r}$ , при которых  $P = P_{\min \min}$ .

Двухчастотный алгоритм ионосферной коррекции обеспечивает наибольшую точность. Однако для его реализации требуется удвоенное число каналов обработки радионавигационных сигналов. Компромиссным решением между аппаратной сложностью и точностью коррекции является дискретное введение коррекции, поочередно по каждому спутнику, а также дискретная двухчастотная коррекция в сочетании с использованием ионосферных прогнозов.

Можно также уменьшить рефракционные погрешности путем перехода к разностным измерениям, к работе АП в дифференциальном режиме. При этом ошибки, имеющие квазисистематический характер, частично или полностью компенсируются, но подчеркиваются погрешности случайного характера.

### 5.5. ОСОБЕННОСТИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ РАДИОЛИНИЙ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ РАСПОЛОЖЕНИЯ ОБСЛУЖИВАЕМОГО СЛОЯ

Ранее рассматривался случай приземного расположения П. Рассмотрим теперь, какие особенности сопутствуют энергетическим расчетам навигационных радиолиний для П, расположенных на высоте  $H_n$  над поверхностью Земли, вплоть до  $H_n > H_c$ .

Как уже отмечалось в § 5.3, затухание и рефракционные ошибки, обусловленные поглощением и рефракцией радиоволн в атмосфере Земли, зависят от длины пути, проходимого радиоволной в атмосфере. Этот путь зависит от угла места  $\gamma$ , высоты орбиты спутника — излучателя радионавигационных сигналов  $H_c$ , высотного расположения определяющего объекта  $H$  и взаимного расположения НИСЗ и П.

На рис. 5.3 указаны возможные области взаимного расположения П и НИСЗ. Участок 1—2 соответствует приземному расположению П ( $H_n \approx 0$ ) и для него справедливы формулы и соотношения, приведенные в § 5.3. Остальные участки, попадающие в зону радиовидимости НИСЗ, соответствуют высотному расположению П.

При высотном расположении П ( $H_n > 0$ ) возможны как малые, так и большие длины пути, проходимого радиоволнами через атмосферу при одном и том же значении  $H_n$  по сравнению с вариантом приземного его расположения. Так, П, находящийся в области I, принимает радиосигналы от НИСЗ, вообще не про-

ходящие через тропосферу и ионосферу Земли, а П, расположенные вдоль лучей А и В, принимают радиосигналы, максимально искаженные ионосферой. Максимальные тропосферные эффекты будут наблюдаться для объектов, расположенных вдоль лучей С и Д.

Из-за громоздкости единого формульного описания ослабления радиосигналов и рефракционных поправок при произ-

вольном расположении П относительно НИСЗ при  $H_n > 0$  ограничимся частными случаями, соответствующими расположению потребителей выше ионосферы (область I), в тропосфере (область II) и в ионосфере (область III).

**Область I:** ослабление в атмосфере и рефракционные поправки равны нулю.

**Область II:** справедливы формулы для ионосферных поправок, приведенные в § 5.3, а при расчете эквивалентных длин пути сигнала в атмосфере  $r_l$ , входящих в формулу (5.9), следует принять  $r_l = (h_x - h_n) \csc \gamma$ , где  $h_x$  — характеристическая высота атмосферы, состоящей только из молекул кислорода при расчете эквивалентной длины пути в кислороде, либо только из молекул воды при расчете эквивалентной длины пути в парах воды.

Тропосферные рефракционные поправки при измерении  $r$  и  $\dot{r}$  должны быть меньше, чем в случае приземного расположения П. Степень уменьшения поправок зависит от высоты  $H_n$  и может быть рассчитана по формулам, приведенным, например, в [46].

**Область III:** тропосферные эффекты отсутствуют; ионосферные поправки к измерениям дальности и скорости могут быть приближенно определены как разности между поправками, соответствующими приземному расположению П, и ионосферными поправками, соответствующими расположению излучателя на высоте  $H_n$ .

Другими величинами, которые зависят от высотного расположения П, являются углы раскрыва передающей  $\varphi_c$  и приемной  $\varphi_n$  антенн.

В случае приземного расположения П требуемый угол раскрыва антенны НИСЗ [56]

$$\varphi_{0c} = 2 \arcsin \left( \frac{R_3}{R_3 + H_c} \cos \gamma_{\min} \right) + 2\beta_c, \quad (5.40)$$

где  $\gamma_{\min}$  — минимальный угол возвышения антенны П,  $\beta_c$  — односторонний запас на стабилизацию антенны НИСЗ.

Минимальный угол возвышения антенны П обычно определяется допустимым уровнем рефракционных атмосферных погрешностей и влиянием отражений от поверхности Земли.

Угол раскрыва антенны П для приземного расположения

$$\varphi_{0n} = 180^\circ - 2\gamma_{\min} + 2\beta_n, \quad (5.41)$$

где  $\beta_n$  — запас на стабилизацию антенны П.

Угол раскрыва антенны  $G$  связан с коэффициентом усиления  $G$  простым соотношением:  $G_{\max} = 2(1 - \cos \varphi/2)^{-1}$ , откуда следует, что увеличение  $\varphi$  ведет к уменьшению  $G$ .

При расположении П на высоте  $H_n$  над поверхностью Земли простых соотношений типа (5.40) и (5.41) получить не удастся, так как в этом случае на выбор углов раскрыва антенн  $\varphi_c$  и  $\varphi_n$  влияют допустимое увеличение мощности передающего устройства

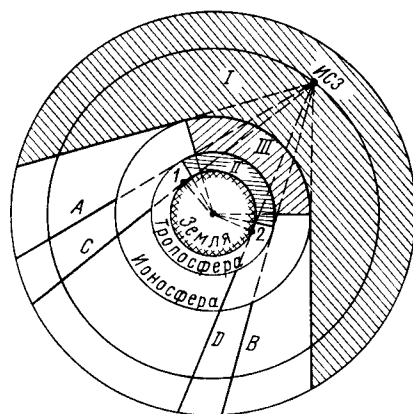


Рис. 5.3. Возможные области взаимного расположения потребителя и НИСЗ

НИСЗ, допустимая кратность покрытия, допустимое отношение сигнал-шум на выходе приемника, возможность приема сигналов, прошедших через атмосферу Земли, конструктивные соображения и т. д. Однако предельные (максимальные) значения углов  $\varphi_c$  и  $\varphi_n$  можно найти из геометрического представления по следующим формулам:

$$\varphi_{c \max} = 2 \arcsin \frac{R_3 + H_n}{R_3 + H_c} + 2\beta_c, \quad (5.42)$$

$$\varphi_{n \max} = 360^\circ + 2\beta_n - 2 \arcsin \frac{R_3}{(R_3 + H_n)}. \quad (5.43)$$

В табл. 5.1 приведены значения максимальных углов раскрыва антенн П и НИСЗ в зависимости от высоты обслуживаемого слоя  $H$ . Односторонние запасы на стабилизацию антенн НИСЗ и П равны соответственно 1,5 и 2°.

Увеличение углов  $\varphi_c$  и  $\varphi_n$  при высотном расположении П до предельных значений, определяемых формулами (5.42) и (5.43), приводит к уменьшению коэффициентов усиления антенн. Поэтому для сохранения для высотных П такого же отношения сигнал-шум, как и для приземных, необходимо увеличивать мощность передатчика НИСЗ. Если  $P_{0c}$  — требуемая мощность излучения для обслуживания приземных П, то мощность излучения для обслуживания высотных П при том же отношении сигнал-шум можно рассчитать по формуле

$$P_c = P_{0c} \frac{G_{0c}}{G_c} \left( \frac{r}{r_0} \right)^2 \frac{1}{L_{\text{дон}}} \frac{G_{0n}}{G_n}, \quad (5.44)$$

где  $G_{0c}$ ,  $G_c$ ,  $G_{0n}$  и  $G_n$  — коэффициенты усиления передающих и приемных антенн при приземном и высотном расположении П;

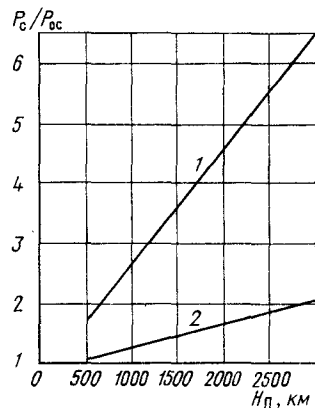


Таблица 5.1

Углы раскрыва антенн НИСЗ и высотного П

$H_n$ , км	$\varphi_{c \max}^\circ$	$\varphi_{n \max}^\circ$
0	31,0	184,0
1000	35,6	227
2000	40,4	254
3000	45,0	270

Рис. 5.4. Требуемое увеличение мощности передатчика НИСЗ для обеспечения высотных потребителей:  
 $H_c = 20\,000$  км,  $L_{\text{дон}} = 1,3$ ,  $f = 1600$  МГц

$r_0$  и  $r$  — максимальные расстояния между НИСЗ и П при приземном и высотном его расположении.

При выводе (5.44) предполагалось, что П расположен выше ионосферы ( $H_n > 500$  км), и из рассмотрения исключались трассы распространения радиоволн через ионосферу.

На рис. 5.4 построены зависимости увеличения мощности передатчика НИСЗ, которое обеспечивает высотному П то же отношение сигнал-шум, что и приземному. Кривая 1 соответствует максимальным углам раскрыва антенн НИСЗ и П (табл. 5.1), кривая 2 — одинаковым коэффициентам усиления антенн П в случаях его приземного и высотного расположения. Из сравнения 1 и 2 следует, что увеличение мощности передатчика НИСЗ существенно зависит от изменения коэффициента усиления антенны П. Поэтому увеличивать  $\varphi_n$  не всегда целесообразно.

Для более объективного выбора углов раскрыва антенн НИСЗ и П можно воспользоваться одним из следующих критериев.

1. Обеспечение заданной вероятности  $P_{n_0}^{n_a}$  одновременной взаимной радиовидимости П и не менее чем  $n_b$  спутников системы при их общем числе  $n_0$ .

2. Минимум мощности  $P_c$  при заданных  $P_{n_0}^{n_a}$  и отношении сигнал-шум на входе приемника  $q_{вх}$ .

3. Минимум мощности  $P_c$  при заданных  $P_{n_0}^{n_a}$  и суммарных погрешностях измерения квазидальности  $\sigma_r$ , квазискорости  $\sigma_v$ , либо ошибки места  $\sigma_m$ .

Оптимальные задачи формулируются следующим образом.

Найти значения  $G_c$ ,  $G_n$  из условий, соответствующих приведенным критериям:

$$1) \quad P_{n_0}^{n_a} = f_1 [P_1(G_c, G_n)] \rightarrow \text{const},$$

где  $P_1$  — вероятность взаимной радиовидимости П и НИСЗ;

$$2) \quad P_{\text{перс}} = f_2 [q_{вх}, G_c] \rightarrow \min,$$

$$P_{n_0}^{n_a} = f_1 [P_1(G_c, G_n)] \rightarrow \text{const};$$

$$3) \quad P_{\text{перс}} = f_3 [\sigma, G_c, G_n] \rightarrow \min,$$

$$P_{n_0}^{n_a} = f_1 [P_1(G_c, G_n)] \rightarrow \text{const},$$

а  $\sigma$  в зависимости от критерия может быть  $\sigma_r$ ,  $\sigma_v$  или  $\sigma_m$ .

Приведенные формулы (5.44) и графики на рис. 5.4 дают решение первой из указанных задач в случае заданного значения  $P_{n_0}^{n_a}$ , соответствующего максимально возможным значениям  $n_b$  и  $P_1$ .

## 6.1. МЕТОДЫ УПЛОТНЕНИЯ И РАЗДЕЛЕНИЯ СИГНАЛОВ В СЕТЕВЫХ СРНС

**Особенности разделения сигналов в СРНС.** Условие одновременной работы нескольких НИСЗ — излучателей сигналов в сетевой пассивной СРНС предъявляет специфические требования к передаче радионавигационных сигналов. В каждой точке околоземного пространства формируется групповой (суммарный) радионавигационный сигнал, представляющий собой сумму сигналов от нескольких НИСЗ. Образование группового сигнала можно рассматривать как операцию уплотнения радиоканала многоспутниковой РНС. В приемнике потребителя (П) осуществляется операция, обратная уплотнению: из группового сигнала выделяются сигналы отдельных НИСЗ. Такая операция называется разделением сигналов.

Операция уплотнения — разделения сигналов характерна для многоканальных радиолиний систем передачи информации [109], в которых уплотняющее устройство, как правило, входит в передающее устройство. Поэтому в таких системах можно применять как линейные, так и нелинейные способы уплотнения, а соответственно — и разделения каналов.

Существенным отличием в возможностях уплотнения — разделения сигналов сетевых СРНС является отсутствие специального уплотняющего устройства, параметры которого можно было бы выбирать тем или иным способом. Сигналы отдельных спутников объединяются во всех точках околоземного пространства путем суперпозиции, т. е. операция уплотнения в принципе только линейна. Кроме того, она однозначна. Поэтому, рассматривая операцию разделения сигналов от различных НИСЗ, осуществляющую отображение пространства группового сигнала в пространство уплотняемых сигналов, на основе теории линейных преобразований [98] можно сделать вывод о том, что в пассивных СРНС операция разделения сигналов также линейна.

К линейным методам разделения относятся такие, при которых разделение сигналов выполняется линейными устройствами с постоянными или переменными параметрами. Известно [109], что для линейного разделения каналов при линейном уплотнении необходимым и достаточным условием является линейная независимость канальных сигналов, а следовательно, их ортогональность, поскольку систему линейно независимых функций линейным преобразованием всегда можно сделать ортогональной.

Известные способы линейного разделения сигналов основываются на использовании следующих видов селекции: пространственной, временной, частотной, структурной (разделение по форме сигналов).

**Пространственная селекция.** Предполагает разделение излучений от различных НИСЗ с помощью остронаправленных антенн (с шириной луча в единицы и доли градуса), устанавливаемых на П. Размещение остронаправленных антенн на движущихся объектах не всегда возможно, и, следовательно, способ пространственной селекции в сетевой пассивной СРНС, рассчитанной на широкий класс П, неприемлем. Однако его с успехом можно использовать в НЦН, причем применение остронаправленных антенн на НЦН позволяет кроме селекции излучений спутников существенно повысить энергетический потенциал радиолинии.

**Временная селекция.** Обеспечивается неперекрывающимися между собой во времени импульсами, при этом форма сигналов от различных НИСЗ и их спектры могут полностью совпадать.

Излучению каждого НИСЗ при временном разделении отводится определенное временное окно, отделяющееся от предыдущего защитным интервалом

$$T_z = \Delta t_p + \Delta t_c + \Delta t_{дп} + \Delta t_{дс}, \quad (6.1)$$

обусловленным разницей во времени распространения радиосигналов  $\Delta t_p$  от НИСЗ до наиболее удаленного и до ближайшего П, погрешностью синхронизации  $\Delta t_c$  излучений НИСЗ в системе и изменением времени прохождения радиосигналов от НИСЗ до П вследствие движения П  $\Delta t_{дп}$  и НИСЗ  $\Delta t_{дс}$  (за цикл излучения всех НИСЗ  $T_z$ ).

Цикл излучения всех  $n_0$  НИСЗ системы  $T_z$  при временном разделении излучений составляет

$$T_z = n_0(T_n + T_z), \quad (6.2)$$

где  $T_n$  — длительность излучения каждого НИСЗ.

Значение  $T_z$  (6.2) определяет минимальный дискрет местопредопределения и при  $T_n \approx 1$  с для ССРНС типа «Навстар» ( $n_0 = 24$ ) будет достаточно большим ( $T_z > 24$  с), что неприемлемо для высокоточных определений местоположения скоростных (маневренных) П. Его можно снизить, если сигнал от каждого НИСЗ передавать несколькими более короткими импульсами длительности  $\tau_n$  в определенной очередности, со своими защитными интервалами, однако число введенных защитных интервалов увеличится в  $T_n/\tau_n$  раз, что нерационально.

**Частотная селекция.** Ортогональность сигналов различных НИСЗ достигается за счет разнесения их частот. Сигналы всех НИСЗ могут передаваться одновременно и иметь одинаковую временную структуру. Прием таких сигналов на определяющемся объекте требует в общем случае  $N$ -канальной аппаратуры.

Полоса частот  $P_x$ , необходимая для всей системы при частотном разделении, отсчитываемая любым из способов (по уровню

половинной мощности —  $x=0,5$ , по первому нулю спектра —  $x=0$ , по уровню  $\alpha$ , % энергии [18], например  $\alpha=99$  %,  $x=99$  и т. д.):

$$P_x = P_{x1} + (n_0 - 1)\Delta f_1 + (n_0 + 1)F_3, \quad (6.3)$$

где  $P_{x1}$  — полоса частот сигнала каждого НИСЗ, отсчитываемая любым из указанных способов;  $\Delta f_1$  — частотный разнос между двумя соседними сигналами от разных НИСЗ, определяемый допустимой степенью перекрытия спектров; за  $\Delta f_1$  может быть принята полоса при  $x=0$  для сигнала от одного НИСЗ;  $F_3$  — защитный частотный интервал, равный сумме частотной неустойчивости генераторов различных НИСЗ и частотной неопределенности, вызванной эффектом Доплера.

Для высокочастотных СРНС, в которых используются ШПС, суммарная полоса  $P_x$  оказывается значительно больше значений, рекомендованных Регламентом радиосвязи [106].

**Структурная селекция.** При таком способе разделения излучений все сигналы передаются одновременно в одной полосе частот, а для разделения сигналов при приеме используются особенности их структуры, например различия кодов, поэтому данный способ называют также кодовым разделением. Для его реализации необходимо создать ансамбль сигналов, обладающих адресными признаками.

При кодовом разделении обычно используются квазиортогональные ШПС, следовательно, этому методу принципиально присущи взаимные помехи между адресами, обусловленные неидеальностью функций взаимной корреляции (ФВК) и называемые шумами неортогональности [91], междуканальными или внутрисистемными помехами [109]. Для уменьшения шумов неортогональности необходимо выбирать ансамбль сигналов с хорошими взаимокорреляционными свойствами. Некоторые из способов построения таких ансамблей сигналов описываются в § 6.2.

Взаимокорреляционные свойства ансамбля сигналов характеризуются максимальным выбросом ФВК  $\max u_6$  и распределением боковых выбросов  $u_6$ , нормированных к корню квадратному из числа элементов кода  $\sqrt{N_3}$ .

Если сигнал от каждого НИСЗ представляет собой непрерывное излучение с манипуляцией фазы по закону периодической последовательности и для передачи двоичной информации используется целое число периодов основной или негативной последовательности (сигнал С/А в системе «Навстар» [143]), то взаимокорреляционные свойства ансамбля сигналов от разных НИСЗ могут быть охарактеризованы [69, 91] периодической функцией взаимной корреляции (ПФВК) и меандрированной взаимокорреляционной функцией (МИФВК).

При корреляционной обработке навигационного сигнала описанной выше структуры на определяющемся объекте взаимные помехи можно рассматривать в каждый момент времени как

результат сложения  $n_n - 1$  независимых случайных векторов, амплитуды которых подчинены распределению амплитуд выбросов ФВК (ПФВК и МИФВК), а фазы равновероятны в интервале  $[0; 2\pi]$  [81]. Последнее условие выполняется в силу случайности расстояний от НИСЗ до определяющегося объекта. При  $n_n > 10$  (или при больших базах сигнала) такая сумма формирует гауссовскую случайную величину с нулевым средним и дисперсией (мощностью)

$$P_{\text{мвх}} = (n_n - 1) \frac{D(u_6)}{\sqrt{N_3}} P_1 \mu \cdot 0,5 N_3, \quad (6.4)$$

где  $\mu$  — коэффициент передачи мощности со входа приемника;  $P_1$  — мощность одного мешающего сигнала на входе приемника;  $D(u_6)N_3^{-1/2}$  — дисперсия распределения нормированных выбросов ПФВК (АФВК или МИФВК). Коэффициент 0,5 учитывает случайность фазы опорного сигнала по отношению к фазам мешающих сигналов [69].

Для М-последовательностей дисперсии выбросов функций ПФВК и МИФВК одинаковы [91] и равны  $D(u_6)/N_3 = 1$ . В этом случае мощность помех

$$P_{\text{мвх}} = 0,5(n_n - 1)\mu P_1 N_3. \quad (6.5)$$

Отношение сигнал-шум по междуканальным помехам на выходе коррелятора в соответствии с (6.5) равно  $P_c/P_m = N_3/0,5(n_n - 1)$ , значение его, приведенное к входу коррелятора,  $P_c/P_m = (0,5n_n)^{-1}$ , что при  $n_n = 3...23$  составляет 0,67...0,087.

Таким образом, кодовое разделение излучений НИСЗ пассивной СРНС возможно, но ему присущи междуканальные помехи, которые должны учитываться при расчете показателей радиопомех НИСЗ — П. К достоинствам кодового разделения излучений на основе ШПС можно отнести малую чувствительность к узкополосным помехам и помехам из-за многолучевого распространения.

Кодовое разделение излучений НИСЗ на основе ШПС предполагало закрепление за каждым НИСЗ своего определенного кода. Однако возможны и другие варианты структурного разделения излучений при использовании ШПС: квазичастотное (ансамбль разделяемых сигналов образуется частичными сдвигами по частоте) или квазивременное (ансамбль разделяемых сигналов образуется частичными сдвигами по времени).

В обоих случаях код разделяемых сигналов одинаков, а возможность разделения основывается на свойствах двумерной периодической функции корреляции — ДПФВК. При разнесе частот разделяемых ШПС, большем  $(N_3\tau_3)^{-1}$ , где  $\tau_3$  — длина элементарного символа кода, а также при сдвиге во времени разделяемых ШПС, большем  $\tau_3$ , сигналы можно считать квазиортогональными



[91]. Следовательно, для квазичастотного разделения излучений различных ИСЗ значение частотного разброса  $\Delta f_{\text{ИЗЗ}}$  должно быть  $\Delta f_{\text{ИЗЗ}} \geq F_3 + 1/N_3 \tau_3$  (что существенно меньше  $\Delta f_1$ ), а суммарная полоса частот для всех ИСЗ системы в соответствии с (6.3)

$$P_x \approx P_{x1} + 2F_3 + (n_0 - 1)\Delta f_{\text{ИЗЗ}}.$$

Такой способ разделения применен в системе «Глонасс» (см. § 4.4).

Временной сдвиг излучений различных спутников относительно друг друга при квазивременном способе уплотнения  $\Delta t_{\text{ИЗЗ}} = T_3 + T_3$  и практически определяется защитным интервалом, рассчитываемым по (6.1).

Таким образом, применение ШПС в принципе позволяет организовать квазивременное разделение непрерывных сигналов от каждого спутника и тем самым практически исключить (при многоканальном приеме) дискретность местопределений, присущую временному разделению излучений.

В описанных структурных способах разделения излучений при использовании ШПС, единого для всех ИСЗ системы, предполагалось принудительное введение частотных или временных частичных сдвигов в излучения различных ИСЗ в передающих устройствах. Однако возможен и способ квазивременного (квазичастотного) разделения без введения специального сдвига в излучения различных ИСЗ, основанный на случайном расположении спутников — излучателей радионавигационных сигналов относительно П. В этом случае разделение характеризуется определенной вероятностью и называется «вероятностным».

## 6.2. ВЕРОЯТНОСТНОЕ РАЗДЕЛЕНИЕ СИГНАЛОВ СПУТНИКОВ ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ШПС В ССРНС

При вероятностном разделении на всех ИСЗ устанавливается единый дальномерный код и одинаковая несущая частота. Смешивание случайным образом внутри некоторого интервала по частоте и времени сигналы от различных ИСЗ системы могут быть разделены в приемном устройстве П в результате операции сжатия ШПС и последующей частотной селекции сжатых сигналов узкополосным фильтром, если не найдется ни одной  $j$ -й пары среди принимаемых сигналов, для которой одновременно выполняются следующие два условия:

разности времени прихода сигналов ИСЗ на П  $\Delta t_j$  отличаются менее чем на длительность элементарного символа дальномерного кода  $\tau_3$ ;

разности доплеровских смещений частоты  $\Delta f_{aj}$  отличаются менее чем на полосу фильтра  $\Delta f$ ,

$$A_j = \left\{ \begin{array}{l} |\Delta t_j| < \tau_3, \\ |\Delta f_{aj}| < \Delta f. \end{array} \right. \quad (6.6)$$

Вероятность  $P_1$  выполнения условия (6.6) для любой из  $M$  возможных пар приходящих сигналов характеризует однократное неразделение сигналов

$$P_1 = P\{A_1 \cup A_2 \dots \cup A_M\} = P\left\{\bigcup_{i=1}^M A_i\right\}. \quad (6.7)$$

При  $n$ -кратном неразделении сигналов  $P_n$  условие (6.6) должно выполняться для каких-либо  $n$  пар приходящих сигналов. Величины

$$P = \sum_{n=1}^M P_n \text{ и } P_0 = 1 - P \quad (6.8)$$

характеризуют соответственно неразделение и разделение сигналов при вероятностном способе разделения излучений ИСЗ.

Если учесть, что  $\Delta t_j$  и  $\Delta f_j$  представляют собой независимые случайные величины, равномерно распределенные в интервалах их изменения соответственно  $[T_{\min}, T_{\max}]$  и  $[-f_{\text{дmax}}, f_{\text{дmax}}]$ , где  $T_{\min}, T_{\max}$  — времена распространения радиосигналов от ИСЗ до П при углах места  $\gamma = 90^\circ$  и  $\gamma = \gamma_{\min}$  с учетом возможных рассогласований так называемых эпох генераторов ШПС различных ИСЗ, а  $f_{\text{дmax}}$  — максимальное доплеровское смещение частоты, то можно составить вероятностное описание (табл. 6.1) всех возможных событий  $B_r$  при

приеме совокупности «видимых» сигналов ИСЗ, причем  $\sum_{r=1}^4 P(B_r) = 1$ .

В последнем столбце табл. 6.1 указывается кратность события  $B_r$ , обозначаемая  $v_r$ , причем

$$j + k + l + m = M, \quad j, k, l, m \in \{0, 1, 2, \dots, M\}. \quad (6.9)$$

Величины  $a$  и  $b$  — вероятности выполнения соответственно первого и второго неравенств в (6.6) — определяются следующим образом:

$$\begin{aligned} a &= P\{|\Delta t_j| < \tau_3\} = 2\tau_3 T^{-1}, \\ b &= P\{|\Delta f_j| < \Delta f\} = \Delta f f_{\text{дmax}}^{-1}, \end{aligned} \quad (6.10)$$

где  $T = T_{\max} - T_{\min}$ .

При независимых  $\Delta t_j$  и  $\Delta f_j$ ,  $j \in \{1, 2, \dots, M\}$ , вероятность того, что  $B_r$  в реализации из  $M$  пар приходящих сигналов произойдет  $v_r$  раз, есть

$$P\{j, k, l, m\} = C_M^{j, k, l, m} P^j\{B_1\} P^k\{B_2\} P^l\{B_3\} P^m\{B_4\}, \quad (6.11)$$

где  $C_M^{j, k, l, m}$  — число перестановок из  $M$  элементов, среди которых  $j$  элементов первого вида,  $k$  элементов второго вида,  $l$  третьего и  $m$  четвертого,

$$C_M^{j, k, l, m} = \frac{M!}{j!k!l!m!}. \quad (6.12)$$

Таблица 6.1

Вероятностное описание событий  $B_r$

Событие	Характеристика			
	$ \Delta t_j $	$ \Delta f_j $	$P\{B_r\}$	$v_r$
$B_1$	$< \tau_3$	$< \Delta f$	$ab$	$j$
$B_2$	$< \tau_3$	$\geq \Delta f$	$a(1-b)$	$k$
$B_3$	$\geq \tau_3$	$\geq \Delta f$	$(1-a)(1-b)$	$l$
$B_4$	$\geq \tau_3$	$< \Delta f$	$(1-a)b$	$m$

Распределение (6.11) по форме совпадает с полиномиальным распределением, однако вероятности событий  $B$ , рассчитываются иным способом, в соответствии с табл. 6.1.

Вероятность разделения сигналов с учетом соотношений (6.8) и (6.11) представляется в виде

$$P_0 = 1 - \sum_{n=1}^M \sum_{(k)}' \sum_{(l)}' \sum_{(m)}' \frac{M!}{n!k!l!m!} (ab)^n [a(1-b)]^k [(1-a)(1-b)]^l [b(1-a)]^m. \quad (6.13)$$

Штрихи над суммами в (6.13) означают, что суммирование производится с учетом соотношения между индексами (6.9) и  $j=n$ .

При больших  $M$  может оказаться полезным следующее представление формулы (6.13):

$$P_0 = 1 - Mab + 0,5M(M-1)(ab)^2 - 0,5M(M-1)(M-2)(ab^3 + a^3b) + \dots \quad (6.14)$$

Из (6.14) следует, что при  $a \ll 1$  и  $b \ll 1$  вероятность неразделения сигналов практически линейна с коэффициентом пропорциональности, равным среднему числу пар видимых с  $P$  спутников.

На рис. 6.1 представлены результаты численного моделирования, проведенного для проверки аналитической модели\*. Моделировалась система спутников СРНС «Навстар», координаты  $P$  выбирались случайным образом на поверхности Земли. Для моделируемой системы  $M=22$ . Приведенные данные свидетельствуют о достаточно высокой точности приближенных формул.

Для дальномерного кода периода  $T_k \gg T$  рис. 6.1 позволяет оценить длительность элементарного символа  $\tau_s$ , при которой обеспечивается разделение сигналов с заданной вероятностью  $P_0$ . При  $T_k < T$  допустимую длительность  $\tau_s$  элементарного символа дальномерного кода следует уменьшить в  $T/T_k$  раз. Так, для системы «Навстар» вероятностное разделение обеспечит вероятности разделения сигналов не менее 0,999 для высокоточных сигналов ( $\tau_s \approx 0,1$  мкс) и 0,995 для сигналов пониженной точности ( $\tau_s = 1$  мкс,  $T_k = 0,1$  мс) при  $\Delta f \leq 1$  кГц.

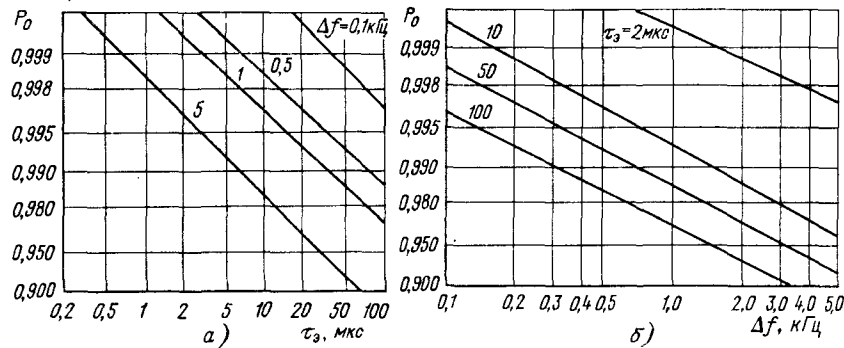


Рис. 6.1. Вероятности разделения сигналов в зависимости от длительности элементарного дальномерного кода (а) и от ширины полосы фильтра (б)

\* Математическое моделирование проведено Н. В. Эзериньш.

### 6.3. СТАТИСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ШИРИНЫ ПОЛОСЫ ПРИНИМАЕМОГО ИЗЛУЧЕНИЯ В СЕТЕВЫХ СРНС

В сетевых СРНС следует различать ШПИ, занимаемую излучением всех спутников системы, и ширину полосы принимаемого излучения (ШППИ) в точке расположения  $P$ , поскольку в зону радиовидимости (ЗРВ) последнего попадают не все ИСЗ системы, причем их число  $n < n_0$  является переменным, зависящим от динамики системы спутников и от угла  $\theta$  раскрыва антенны  $P$ .

Определим ШППИ от спутников системы  $P_{xn}^{(p)}$ , отсчитываемую одним из перечисленных в § 6.1 способов для различных вариантов разделения «р» (временного  $B_p$ , вероятностного  $B$ , кодового  $K$ , частотного  $Ч$ ), следующим образом:

$$P_{xn}^{(p)} = m\Delta f_1 + \Delta f_{d1} + \Delta f_{dm} + P_{x1}. \quad (6.15)$$

В (6.15) число  $m \in \{n-1, n, \dots, n_0-1\}$  характеризует частотную близость двух наиболее удаленных по спектру сигналов из  $n$  попадающих в ЗРВ, а  $\Delta f_{d1, m}$  — их доплеровские смещения частоты. Величины  $m$  и  $\Delta f_{d1, m}$  зависят от способа разделения излучений в системе и от взаимного расположения ИСЗ —  $P$ . Однако поскольку для СРНС типа «Навстар»  $\Delta f_d \ll P_{x1}$ , то при расчете ШППИ целесообразно ориентироваться на максимальные значения  $\Delta f_d$ , получая при этом оценку сверху.

При временном, вероятностном, кодовом разделениях излучений ИСЗ  $\Delta f_1 = 0$  и ШППИ  $P_{xn}^{(B_p, B, K)}$  не зависит от  $n$  и определяется только ШПИ одиночного сигнала  $P_{x1}$  и доплеровским смещением частоты

$$P_{xn}^{(B_p, B, K)} = P_x^{(B_p, B, K)} \leq P_{x1} + 2\Delta f_{d \max}. \quad (6.16)$$

При частичном частотном разделении ШППИ  $P_{xn}^{(Ч)}$  существенно зависит от частотного разнеса  $\Delta f_1$  и от  $m$ , причем последняя величина, определяемая комбинацией ИСЗ в ЗРВ  $P$ , является случайной. Справедливо соотношение

$$P_{xn}^{(Ч)} = m\Delta f_1 + P_x^{(B_p, B, K)}. \quad (6.17)$$

Слагаемое  $m\Delta f_1$  в (6.17) характеризует расширение ШППИ при квазичастотном разделении.

Пусть несущие частоты навигационных сигналов и соответствующие ИСЗ перенумерованы так, что 1 соответствует минимальной несущей частоте сигналов, а  $n_0$  — максимальной. Тогда комбинациям спутников с номерами 1 и  $n_0$  и любыми  $n-2$  другими ИСЗ соответствует

$$\max P_{xn}^{(Ч)} = (n_0 - 1) \Delta f_1 + P_x^{(B_p, B, K)}. \quad (6.18)$$

Вероятность такого события для произвольно расположенного потребителя

$$P\{\max P_{xn}^{(4)}\} = C_{n_0-2}^{n-2} (C_{n_0}^n)^{-1} = \frac{n(n-1)}{n_0(n_0-1)}. \quad (6.19)$$

Комбинациям спутников с соседними номерами соответствует минимальная ШППИ

$$\min P_{xn}^{(4)} = (n-1) \Delta f_1 + P_x^{(Bp, B, K)}, \quad (6.20)$$

а вероятность такого события

$$P\{\min P_{xn}^{(4)}\} = (n_0 - n + 1) (C_{n_0}^n)^{-1}. \quad (6.21)$$

В общем случае величина  $P_{xn}^{(4)}$  зависит от  $m$  (см. (6.17)),  $P_{xn}^{(4)} = P_{xn}^{(4)}(m)$ , а соответствующую вероятность можно определить следующим образом:

$$P\{P_{xn}^{(4)}(m)\} = (n_0 - n) C_{m-1}^{n-2} (C_{n_0}^n)^{-1}. \quad (6.22)$$

Формула (6.22) описывает распределение вероятности значений ШППИ от  $n$  спутников системы. Если же в ЗРВ попадает не менее  $n$  спутников системы, то соответствующее значение вероятности (накопленная вероятность) можно рассчитать по формуле

$$F\{P_{xn}^{(4)}(m)\} = \sum_{m=n-1}^{n_0-1} P\{P_{xn}^{(4)}(m)\}. \quad (6.23)$$

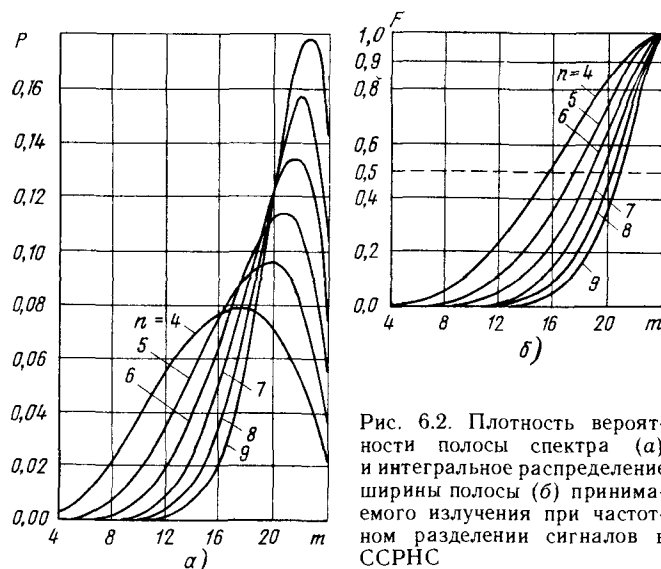


Рис. 6.2. Плотность вероятности полосы спектра (а) и интегральное распределение ширины полосы (б) принимаемого излучения при частотном разделении сигналов в ССРНС

Таблица 6.2

Усредненные значения ШППИ

$\theta$ , град	$\Delta f_1 / P_{01}$ , %	$\bar{P}_0^{(4)}$ , МГц	$\max P_0^{(4)}$ , МГц
160	5	39,2	43,0
	10	58,4	66,0
	50	201,6	250,0
140	5	36,9	43,0
	10	53,9	66,0
	50	189,2	250,0
120	5	35,5	43,0
	10	50,9	66,0
	50	174,4	250,0

На рис. 6.2 представлены распределения  $P\{P_{xn}^{(4)}(m)\}$  и  $F\{P_{xn}^{(4)}(m)\}$ ; для удобства по оси абсцисс отложены величины  $m$ , а соответствующие полосы  $P_{xn}(m)$  могут быть рассчитаны по формулам (6.15) или (6.17). Данные рис. 6.2 полезны для расчетов в конкретных ситуациях. Для получения глобальных оценок используют усредненные характеристики. В табл. 6.2 приведены значения ШППИ, усредненные по числу видимых ИСЗ и их возможным комбинациям,

$$\bar{P}_x^{(4)} = \bar{m} \Delta f_1 + P_x^{(Bp, B, K)},$$

$$\text{где } \bar{m} = \sum_{n=n_{\min}}^{n_0} \sum_{m=n}^{n_0} m(n) p(m) p(n),$$

причем распределения параметров  $p(m)$ ,  $p(n)$  и элементарный символ высокоточного дальномерного кода соответствуют системе «Навстар».

Разница между шириной полосы, занимаемой излучением всех ИСЗ системы, и усредненным значением ШППИ возрастает с увеличением частотного разброса между несущими и с уменьшением угла раскрыва антенны приемного пункта.

#### 6.4. ОСОБЕННОСТИ РАЗДЕЛЕНИЯ СИГНАЛОВ В АКТИВНЫХ СРНС

При разделении сигналов в активных СРНС решаются два типа задач: разделение сигналов, излучаемых ИСЗ-ретрансляторами в сторону НЦН; разделение сигналов, излучаемых П.

Первая задача более простая и обычно решается с помощью пространственной либо частотной селекции. Пространственная селекция применяется в основном для разделения излучений стационарных или квазистационарных спутников-ретрансляторов,

медленно изменяющих свое положение относительно НЦН. При быстром перемещении НИСЗ-ретрансляторов используется частотная селекция. Возможен также комбинированный способ, использующий оба типа разделений.

Решение второй задачи зависит от общего принципа построения активной системы и от вида доступа к ретранслятору НИСЗ — регулярного или случайного. Запросным активным системам соответствуют регулярные способы уплотнения — разделения сигналов объектов, причем эти методы линейны в принципе, поскольку, как и в случае пассивной СРНС, объекты случайно расположены относительно НИСЗ.

Беззапросные активные системы можно построить на основе как регулярных методов уплотнения — разделения (работа П по расписанию, система с вызывными каналами), так и случайных (системы со случайным доступом к ретранслятору). Как уже отмечалось в § 4.6, недостатком регулярных методов разделения в активных системах является низкая пропускная способность, а случайным методам присущи взаимные помехи между разделяемыми сигналами.

Известны активные СРНС с регулярным разделением сигналов, например, системы, построенные на спутниках ATS-1, ATS-3 и ATS-5, «Марсат» (по запросу с НЦН), а также системы «Аэросат», «Эол» и др. [92, 108, 124].

В экспериментах со спутниками ATS-1, ATS-3 и ATS-5 на навигационный сигнал накладывалось дополнительное требование хорошей совместимости с цифровой системой связи [92], поэтому дальномерные коды вводились в поток цифровых данных линий связи. Длительность дальномерных сигналов составляла десятки миллисекунд, так что отрезок времени для определения дальности в каналах связи был весьма мал по сравнению с длительностью связных сообщений.

В системах «Марсат» и «Аэросат» наблюдение за объектами осуществляется запросным способом по каналам независимого наблюдения. Дальномерный код и адрес запрашиваемого П передаются с НЦН на П через ИСЗ-ретранслятор. Разделение радиолиний запроса и ответа частотно. В системах могут использоваться различные типы модуляции: узкополосная ЧМ, дельта-модуляция, модуляция длительности импульса, манипуляция сдвига фазы и частоты. Длительность запросного сигнала 0,5 с.

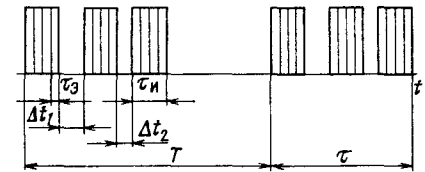
Примерами активных беззапросных систем, в основе которых лежит метод случайного (свободного) доступа к НИСЗ-ретранслятору, являются проекты системы AATMS (Advanced Air Traffic Management System) [124], разрабатываемые для управления воздушным движением различными фирмами США.

Проект фирмы Boeing рассчитан на одновременное наблюдение за  $10^5$  объектами, предполагается использовать временное, частотное и кодовое уплотнения дальномерных сигналов.

Проект отделения Autonetics системы AATMS рассчитан на одновременное обслуживание  $10^5$  объектов. Дальномерный сигнал от каждого объекта излучается периодически и представляет собой 3-импульсную посылку (триплет), каждый импульс которой есть ФМ сигнал. Для образования требуемого ансамбля сигналов ( $10^5$ ) предполагается применять 10 псевдослучайных кодов, 10 частот, 100 различных интервалов между первым—вторым и вторым—третьим импульсами.

При использовании указанного ансамбля сигналов возможны три вида погрешностей, обусловленных: 1) кодовым разделением сигналов, 2) неполным частот-

Рис. 6.3. Навигационный сигнал активной системы проекта ААТМ



ным разделением, 3) наличием определенной вероятности перекрытия сигналов объектов, имеющих одинаковые код и частоту.

Погрешности 1-го вида зависят от корреляционных свойств примененных кодов и оцениваются по формулам (6.4) и (6.5) с учетом вероятности перекрытия сигналов от различных объектов, имеющих либо разный код, но одинаковую частоту излучения и частичное или полное перекрытие импульсов, либо одинаковые код и частоту излучения и частично перекрывающиеся импульсы со сдвигом, не меньшим длины элементарного символа кода.

Погрешности 2-го вида зависят от частотного разброса сигналов различных объектов и также оцениваются по формулам (6.4) и (6.5). Вероятность их появления зависит от расположения объектов, имеющих различные частоты, но одинаковые коды и интервалы между импульсами триплета.

Погрешности 3-го вида не позволяют практически разделять сигналы различных объектов. Оценим вероятность такого события.

На рис. 6.3 изображен сигнал, излучаемый  $i$ -м объектом, где  $T$  — период повторения триплетов,  $\tau$  — длительность триплета,  $\tau_i$  — длительность импульса триплета,  $\tau_s$  — длина элементарного символа адресного кода,  $\Delta t_1$  и  $\Delta t_2$  — интервалы между первым — вторым и вторым — третьим импульсами триплета соответственно. Примем, что общее число излучающих объектов  $N$ , число используемых частот  $n$ , число кодов  $m$ , число различных временных интервалов между первым — вторым и вторым — третьим импульсами  $l$ . Тогда на одной частоте с одинаковыми кодом и первым или вторым временными интервалами между импульсами излучают  $M$  потребителей,  $M = N(mnl)^{-1}$ .

Вероятность неразделения сигналов от нескольких П (вероятность перекрытия по два импульса триплета от нескольких объектов) равна сумме вероятностей перекрытия двух первых или двух последних импульсов от различных П, если интервалы  $\Delta t_1$  и  $\Delta t_2$  различны:

$$\{\Delta t_1\} \cap \{\Delta t_2\} = \emptyset. \quad (6.24)$$

Если  $\Delta t_1$  и  $\Delta t_2$  одинаковы, то вероятность неразделения сигналов увеличится на значение вероятности перекрытия импульсов с различными номерами: 1-й пары одного П и 2-й пары другого.

Вероятность  $P_{n1}$  неразделения первых пар импульсов от различных П при условии (6.24) можно вычислить по формуле

$$P_{n1} = \sum_{k=2}^m P_k(\tau_s) = 1 - \sum_{k=0}^1 P_k(\tau_s), \quad (6.25)$$

где  $P_k(\tau_s)$  — вероятность того, что на вход приемного устройства ретранслятора НИСЗ поступают сигналы от  $k$  потребителей со сдвигом во времени, не превышающим  $\tau_s$ .

Вероятность  $P_k(\tau_s)$  с учетом несинхронности излучений различных П между собой и случайности их расположения относительно НИСЗ можно представить в виде

$$P_k(\tau_s) = C_M^k P_1(\tau_s)^k [1 - P_1(\tau_s)]^{M-k}, \quad (6.26)$$

где  $P_1(\tau_s)$  — вероятность того, что начало любого из принимаемых триплетов попадает в интервал длительности  $\tau_s$  при средней длительности триплета  $\tau$ ; очевидно,  $P_1(\tau_s) = \tau_s(T - \tau)^{-1}$ .

При  $M \gg 1$  и  $P_1(\tau_3) \ll 1$  второе слагаемое под знаком суммы во втором равенстве (6.25) значительно меньше первого и вероятность перекрытия первых двух импульсов триплета приближенно можно оценить по формуле

$$P_{n1} \approx 1 - [1 - MP_1(\tau_3)] = MP_1(\tau_3). \quad (6.27)$$

Пусть, например,  $N = 10^6$ ,  $m = n = 10$ ,  $l = 100$ ,  $\tau_3 = 0,1$  мкс,  $T = 1$  с,  $\tau_n = 40$  мкс,  $\Delta t_1 + \Delta t_2 = 40$  мкс. Тогда на одной частоте с одинаковым кодом и одинаковым временным интервалом между первым и вторым импульсами триплета могут излучать  $M = 100$  П. Если учесть, что активны не все П, то величину  $M$  следует еще уменьшить. Вероятность  $P_1(\tau_3) = 1,0016 \cdot 10^{-7}$ , а вероятность неразделения двух первых сигналов триплета при условии (6.24)  $P_{n1} \approx 10^{-6}$  даже в расчете на максимальное  $M$ , соответствующее активности всех П.

Вероятность перекрытия последних пар триплетов  $P_{n2}$  рассчитывается по аналогичным формулам, составленным относительно моментов принятия сигналов. Поскольку число возможных временных интервалов между последними двумя импульсами и между первыми одинаково ( $l$ ), то  $P_{n2} = P_{n1}$ . Следовательно, при условии (6.24) вероятность неразделения сигналов  $P_n$  равна удвоенной вероятности перекрытия первой пары импульсов, излучаемых различными П:  $P_n = 2P_{n1}$ .

Можно также показать, что при  $\{\Delta t_1\} = \{\Delta t_2\}$  вероятность неразделения сигналов  $P_n$  равна учетверенной вероятности  $P_{n1}$ , поскольку существует вероятность перекрытия различных пар импульсов триплетов от различных П (первой пары со второй и наоборот). Если же  $\{\Delta t_1\} \cap \{\Delta t_2\} = \{\Delta t_3\}$ , то  $P_n \leq 4P_{n1}$ . Таким образом, для произвольных  $\{\Delta t_1\}$  и  $\{\Delta t_2\}$  вероятность неразделения сигналов изменяется в следующих пределах:

$$2P_{n1} \leq P_n \leq 4P_{n1}, \quad (6.28)$$

где  $P_{n1}$  определяется по формулам (6.25) или (6.27).

Для рассмотренного примера  $2 \cdot 10^{-6} \leq P_n \leq 4 \cdot 10^{-6}$ .

Ранее оценивалась вероятность перекрытия пары импульсов триплета, соответствующая невозможности выделения сигналов П.

Представляет интерес оценить также вероятность перекрытия одного из импульсов триплета  $P_{n1}$ , приводящего к ухудшению вероятности обнаружения сигналов нескольких П. При этом вероятностная модель значительно усложняется, поскольку необходимо учитывать корреляцию между моментами появления импульсов в триплете, и выражение, аналогичное (6.26), имеет более сложную структуру. Однако вероятность перекрытия по одному импульсу триплета можно оценить с помощью соотношения, аналогичного (6.27), с учетом упрощающих соотношений при  $M \gg 1$  и  $P_1(\tau_3) \ll 1$ .

Полную группу событий (как и ранее) составляют  $k$  импульсов принимаемых триплетов, начинаемых в интервале времени  $[x_0, x_0 + \tau_3]$  при произвольном  $x_0$ , причем  $k = 0, 1, \dots, lM$ . Рассуждая так же, как для случая перекрытия пар импульсов, можно получить упрощенную формулу для вероятности перекрытия одного из импульсов триплета при  $M \gg 1$ ;  $P_1(\tau_3) \ll 1$ :

$$P_{n1} \approx 3lMP_1(\tau_3). \quad (6.29)$$

Для рассмотренного примера  $P_{n1} \approx 3 \cdot 10^{-4} \ll 1$ .

Таким образом, с помощью формул (6.25) — (6.29) можно рассчитать требуемые параметры сигналов активной СРНС по заданным вероятностям неразделения сигналов и взаимных помех.

В заключение отметим, что анализ взаимных помех в активных и пассивных СРНС в гл. 6 проводился для оптимального построения устройств обработки выбранных ансамблей сигналов. Вопросы же построения самих оптимальных устройств обработки навигационных сигналов СРНС рассмотрены в гл. 7—9.

## ГЛАВА 7

### ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНО-ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ АППАРАТУРЫ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ

#### 7.1. ОБОБЩЕННАЯ СТРУКТУРНАЯ СХЕМА АП ССРНС

Аппаратура потребителей (АП) предназначена для определения пространственных координат и параметров движения объекта навигации по результатам измерений при использовании информации, содержащейся в кадре принимаемых от НИСЗ радиосигналов. При этом под параметрами движения понимаются три составляющие вектора скорости, в частном случае — составляющие вектора ускорения, а также производные от них параметры, нужные для управления движением объектов. С учетом специфики функционирования спутниковых радионавигационных систем к определяемым АП параметрам относят также поправки к шкалам времени и частоты местного собственного хранителя времени и опорного генератора.

Для решения своей основной задачи АП принимает излучаемые каждым НИСЗ радиосигналы, производит синхронизацию по всем компонентам модуляции радиосигналов, измеряет радионавигационные параметры этих радиосигналов, выделяет навигационное сообщение от каждого из НИСЗ и обрабатывает полученную информацию, преобразуя ее в оценки координат и параметров движения. Весь этот процесс называют навигационно-временным определением (НВО).

Для гражданской АП (морских, воздушных, наземных и космических) НВО предназначено для безопасного и наиболее выгодного вождения объектов, а для военной АП — для обеспечения выполнения боевых задач [164, 186].

Следует отметить, что высокая точность НВО, обеспечиваемая сетевыми СРНС, значительно расширила круг потенциальных потребителей спутниковых навигационных систем. Аппаратуру потребителей начинают широко использовать для точной топогеодезической привязки объектов, для синхронизации шкал времени (ШВ) хранителей времени, для сверки частоты опорных генераторов и эталонов частоты и для решения иных задач (см. гл. 12).

На рис. 7.1 изображена обобщенная структурная схема АП, в состав которой входят антенна, СВЧ усилитель и преобразователь радиосигналов, аналого-цифровой процессор первичной обработки принимаемых сигналов (с блоками поиска, слежения, навигационных измерений и выделения навигационных сообщений), навигационный процессор, интерфейс или блок обмена информацией, опорный генератор (ОГ) и синтезатор частот, источник питания, пульт управления и индикации, блок управления антенной. Штриховыми линиями выделены блоки, наличие которых в составе АП не является безусловным, а определяется

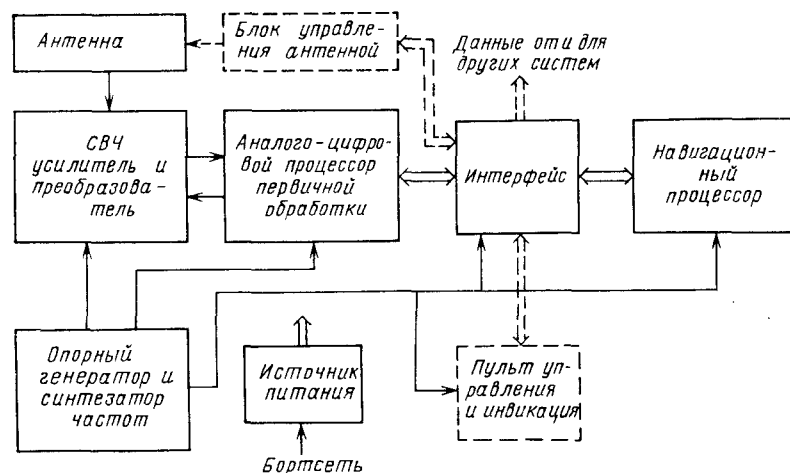


Рис. 7.1. Обобщенная структурная схема АП

спецификой ее применения. Так как АП может быть полностью автоматизирована и не нуждается в пульте управления, то наличие пульта управления и индикации относится к тем случаям, когда потребителем выходной информации является непосредственно оператор, как, например, в ранцевом варианте АП. Блок управления антенной используется в тех комплектациях АП, в которых антенна для удовлетворения высоким требованиям помехоустойчивости обладает пространственной селекцией и требует управления. Этот блок позволяет управлять диаграммой направленности антенны, формируя, например, «провалы» диаграммы в направлении на источники помех.

Рассмотрим кратко основные задачи, решаемые функциональными блоками АП.

Антенна улавливает электромагнитные колебания, излучаемые НИСЗ, и направляет их на вход СВЧ усилителя и преобразователя. В зависимости от структуры ССРНС, частотного диапазона, назначения АП и вида потребителя, на котором она устанавливается, могут применяться антенны с различными диаграммами направленности — от слабонаправленной с неизменяемой (или изменяемой) конфигурацией направленности до узконаправленной с шириной лучей в единицы градусов и изменяемым в пространстве направлением. Если использование фазированных антенных решеток (ФАР) для слабонаправленных антенн с изменяемой конфигурацией диаграммы направленности в настоящее время доведено до опытных образцов в АП системы «Навстар», то применение ФАР для антенн с узкими управляемыми лучами встретило ряд технических трудностей, которые в настоящее время еще не преодолены.

Поскольку в ССРНС «Глонасс» и «Навстар» используются так называемые «энергетически скрытые» сигналы (т. е. сигналы с очень малым уровнем мощности излучения), радиочастотные усилители АП должны обладать очень высокой чувствительностью. Достаточно сказать, что шумовая температура современных входных радиоусилителей АП диапазона 1,6 ГГц приближается к 300 К. Как правило, радиочастотный преобразователь АП имеет две-три ступени преобразования частоты с усилением до 120...140 дБ, причем в большинстве типов АП независимо от числа ее каналов первый преобразователь частоты всегда один. Число преобразователей второй и третьей ступени зависит от числа каналов АП и ее конкретного схемотехнического решения. Вопросы построения радиоприемников АП и выбора частотно-усилительного плана рассмотрены в [186].

Аналого-цифровой процессор первичной обработки решает задачи: поиска фаз (т. е. задержек) манипулирующих псевдослучайных последовательностей (ПСП); слежения за задержкой ПСП; слежения за фазой и частотой несущих принимаемых радиосигналов; выделения навигационных сообщений. Число каналов поиска, слежения и выделения сообщений равно числу каналов АП.

Большие научно-технические достижения в области создания микропроцессоров, БИС памяти и сверхбольших интегральных микросхем на базовых матричных кристаллах позволяют в настоящее время решать эти задачи, широко используя цифровые методы обработки радиосигналов, в специализированных встраиваемых в АП цифровых процессорах [186].

К задачам, решаемым навигационным процессором, относятся: выбор рабочего созвездия НИСЗ из числа видимых; расчет данных целеуказания по частоте несущей и задержке манипулирующей ПСП; декодирование навигационных сообщений, в том числе альманаха и эфемеридной информации; сглаживание или фильтрация измеряемых навигационных параметров; решение навигационно-временной задачи с выдачей координат и параметров движения объекта; фильтрация координат; комплексирование с данными автономных навигационных систем объекта; организация обмена информацией как внутри АП, так и с другими системами объекта; контроль работоспособности блоков и АП в целом.

Следует отметить, что в зависимости от типа АП навигационный процессор, реализуемый на микропроцессорах и микроЭВМ, может быть построен как по однопроцессорной, так и по многопроцессорной структуре и выполнять также часть задач первичной обработки.

Кроме перечисленных задач, решение которых обеспечивает основную функцию АП, на навигационный процессор может быть возложено выполнение и ряда сервисных задач потребителя, таких как расчет отклонения от траектории заданного

движения, выработка информации о прохождении поворотных пунктов маршрута (ППМ), решение прямой и обратной геодезических задач, преобразование координат из одной системы координат в другую.

Организацию последовательности вычислений и обмен информацией между функциональными блоками АП выполняют управляющие программы-диспетчеры, построенные с использованием иерархии сигналов прерываний, вырабатываемых в АП. При разработке этих программ, как и всего математического обеспечения в целом, учитываются требования к точности и надежности навигационно-временных определений, а также возможности используемых вычислительных средств. Содержание математического обеспечения рассматривается в гл. 13—15 и 22.

Для выбора рабочего созвездия НИСЗ и расчета априорных данных о навигационных параметрах, вводимых в устройства поиска и слежения, необходимо располагать текущими или априорными значениями параметров движения объекта, текущим временем и данными о параметрах движения НИСЗ. Последние представляют собой содержание альманаха. Данные альманаха извлекаются из репрограммируемой памяти навигационного процессора, где они хранятся после первоначального ввода вручную оператором с пульта управления и индикации. Другой путь ввода данных альманаха состоит в приеме альманаха первоначально от какого-либо первого НИСЗ, сигнал которого находится вслепую без целеуказаний. В этом случае на поиск сигнала первого НИСЗ и на прием альманаха могут потребоваться десятки минут. Имеющийся в АП альманах обновляется автоматически при приеме сигналов по достижении им определенного «возраста», порядка нескольких дней, но, как правило, не более одного месяца.

Априорные данные о координатах объекта и текущем времени вводятся либо оператором с пульта управления и индикации, либо автоматически от автономных средств навигации объекта. Причем применение в АП гостированных каналов цифрового обмена позволяет использовать данные практически от всей номенклатуры автономных средств, устанавливаемых в настоящее время на подвижных объектах, включая инерциальные навигационные системы, измерители скорости, датчики крена, барометрические высотомеры, системы воздушных сигналов, датчики пройденного пути, лаги и т. п.

Важными элементами АП являются опорный генератор и синтезатор частот, к которым предъявляются достаточно высокие требования стабильности частоты ( $10^{-7}$  долговременная и  $10^{-10}$ ... $10^{-11}$  кратковременная) и чистоты спектров синтезируемых сигналов.

## 7.2. ИНФОРМАЦИОННЫЕ ПОТОКИ В АП

Работа АП в реальном масштабе времени характеризуется чрезвычайной насыщенностью обмена потоками информации между основными блоками структурной схемы АП на рис. 7.1. Все процессы обработки сигналов и информации в АП условно принято разделять на две основные категории: первичную и вторичную обработки.

Под первичной (ПО) понимают обработку принимаемых радиосигналов, конечным продуктом которой являются измеренные значения навигационных параметров радиосигналов, т. е. квазидальности и радиальной квазискорости, и выделенные биты и слова служебного информационного сообщения, содержащегося в радиосигнале.

Под вторичной обработкой (ВТО) понимают процесс преобразования выходной информации ПО в значения координат и параметров движения объекта (в результате решения навигационно-временной задачи), а также вспомогательные процессы: обратное преобразование априорных и оценочных значений координат и параметров движения в квазидальности и квазискорости, короткий прогноз («размножение») эфемерид НИСЗ, выбор рабочих созвездий НИСЗ, решение сервисных задач и т. п.

Обмен информацией в АП происходит между аппаратными и программными блоками ПО и ВТО, между ВТО и автономными навигационными средствами и другими бортовыми средствами и системами объекта, между оператором и ВТО. Номенклатура циркулирующих потоков информации в АП иллюстрируется рис. 7.2 [186].

От НИСЗ с помощью радиосигнала в ПО поступает входная информация в виде кодовых последовательностей (в АП системы

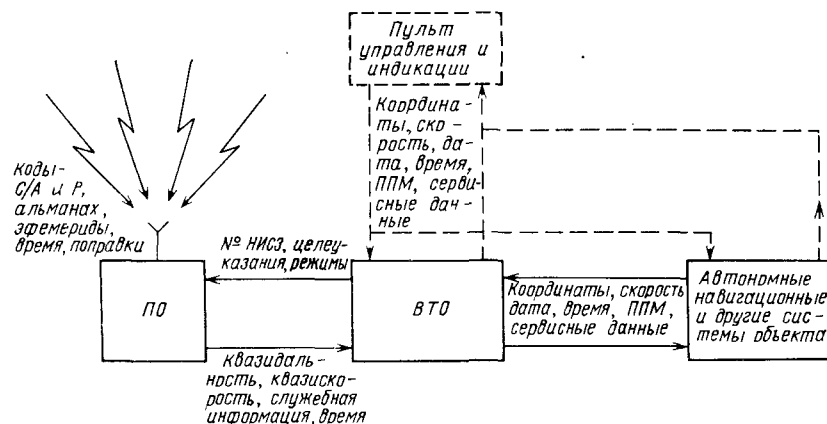


Рис. 7.2. Информационные потоки в бортовой АП

«Навстар» коды  $C/A$  и  $P$ ) и служебной информации, передаваемой кадром радиосигнала (альманах, эфемериды, метки времени, временные и частотные поправки, служебные слова и т. п.).

Из блоков ПО в блоки ВТО передаются измеренные значения квазидальности и радиальной квазискорости, метки шкал времени НИСЗ, кадр служебной информации, сигналы прерываний, данные встроенного контроля, характеристики работоспособности узлов и блоков ПО, характеристики помеховой обстановки.

Блоки ВТО выдают в блоки ПО команды управления и предписания как для начала работы ПО, так и в течение всех последующих этапов работы. Эта информация содержит номера НИСЗ рабочего созвездия, номера запасных НИСЗ, сигналы которых необходимо принимать, данные целеуказаний в виде прогнозируемых значений квазидальности, радиальной квазискорости, фазы ПСП, режимы и подрежимы работы.

После обработки принятой информации путем решения соответствующих задач выходная информация ВТО выдается на пульт индикации и в системы объекта, являющиеся непосредственными потребителями информации АП. Так, на самолете это пилотажно-навигационный комплекс, в котором по данным АП ССРНС производится коррекция автономных навигационных систем, в частности инерциальных. Информация, воспроизводимая на пульте управления и индикации, анализируется и используется штурманом.

Состав выдаваемой из АП информации может представлять широкую номенклатуру данных и определяется конкретным типом объекта. Так, для гражданской самолетной АП типовым набором выходных данных считается: дата и текущее время, плановые географические координаты (широта и долгота), ортодромические координаты, составляющие вектора скорости в плане и по высоте, путевая скорость и путевой угол, дальность до очередного ППМ, время прибытия в очередной ППМ, оставшееся время полета.

### 7.3. ИЗМЕРЯЕМЫЕ РАДИОНАВИГАЦИОННЫЕ ПАРАМЕТРЫ

Сложный ФМ радиосигнал, излучаемый НИСЗ (см. гл. 4), в точке приема приобретает вид

$$s(t - \tau_i) = A'_p [P_i(t - \tau_i) \oplus D_{pi}(t - \tau_i)] \cos[(\omega_i + \Delta\omega_{di})(t - \tau_i) + \psi'_i] + A'_c [G_i(t - \tau_i) \oplus D_{ci}(t - \tau_i)] \sin[(\omega_i + \Delta\omega_{di})(t - \tau_i) + \psi'_i], \quad (7.1)$$

где  $A'_p$  и  $A'_c$  — амплитуды сигналов соответственно  $P$  и  $C/A$  в точке приема;  $P_i(t - \tau_i)$  и  $G_i(t - \tau_i)$  — дальномерные коды ПСП соответственно сигналов  $P$  и  $C/A$   $i$ -го НИСЗ;  $D_{pi}(t - \tau_i)$  и  $D_{ci}(t - \tau_i)$  — потоки информационных сообщений  $i$ -го НИСЗ;  $\omega_i$

и  $\Delta\omega_{di}$  — несущая частота и доплеровский сдвиг частоты несущей  $i$ -го НИСЗ;  $\psi'_i$  — начальная фаза несущей  $i$ -го НИСЗ;  $\tau_i$  — задержка распространения радиосигнала  $i$ -го НИСЗ.

Измеряемыми радионавигационными параметрами радиосигнала (7.1) являются  $\tau_i$  и  $\Delta\omega_{di}$ , причем измерения проводятся относительно ШВ хранителя времени АП и действительного значения частоты опорного генератора АП. С учетом этого измеряемые радионавигационные параметры можно представить выражениями

$$\tau_i(t) = \frac{r_{oi}(t)}{c} + \tau_n(t) - \tau_{in} + \Delta\tau_p(t) + \delta_{\tau i}, \quad (7.2)$$

$$\Delta\omega_{di}(t) = \omega_i \frac{v_i(t)}{c} + \Delta\omega_{in}(t) + \Delta\omega_p(t) + \delta_{\omega i}, \quad (7.3)$$

где  $r_{oi}(t)$  — геометрическая дальность потребитель —  $i$ -й НИСЗ;  $\tau_n(t)$  — неизвестный временной сдвиг ШВ хранителя времени АП относительно системного времени;  $\tau_{in}$  — временной сдвиг ШВ хранителя времени  $i$ -го НИСЗ относительно системного времени;  $\Delta\tau_p(t)$  — погрешности, возникающие в канале распространения радиосигнала;  $\delta_{\tau i}$  — погрешности измерительного устройства задержки;  $v_i(t)$  — скорость движения  $i$ -го НИСЗ относительно потребителя;  $\Delta\omega_{in}(t)$  — сдвиг действительного значения частоты опорного генератора АП относительно номинала частоты опорного генератора  $i$ -го НИСЗ;  $\Delta\omega_p(t)$  — частотные сдвиги несущей, возникающие в канале распространения;  $\delta_{\omega i}$  — погрешности измерительного устройства частоты АП;  $c$  — скорость света.

В (7.2) и (7.3) значения  $\tau_{in}$ ,  $\Delta\tau_p$ ,  $\Delta\omega_p$ ,  $c$  известны либо из альманаха, либо из расчета. Поэтому оцениваемыми навигационными параметрами являются квазидальность  $r_{oi}(t) = r_{oi}(t) + c\tau_n(t)$  и радиальная квазискорость

$$\tilde{v}_i(t) = c \frac{\Delta\omega_{di}(t) - \Delta\omega_{in}(t)}{\omega_i}.$$

Навигационные параметры изменяются непрерывно во времени вследствие взаимного перемещения НИСЗ и потребителя, поэтому  $r_{oi}(t)$  и  $\tilde{v}_i(t)$  можно представить в зависимости от координат НИСЗ и П. Квазидальность

$$r_{oi}(t_1, t_2) = \sqrt{[x_i(t_1) - x_n(t_2)]^2 + [y_i(t_1) - y_n(t_2)]^2 + [z_i(t_1) - z_n(t_2)]^2}, \quad (7.4)$$

где  $x_i(t_1)$ ,  $y_i(t_1)$ ,  $z_i(t_1)$  и  $x_n(t_2)$ ,  $y_n(t_2)$ ,  $z_n(t_2)$  — прямоугольные гринвичские координаты соответственно  $i$ -го НИСЗ в момент излучения  $t_1$  и объекта в момент времени приема радиосигнала  $t_2$ , причем  $\tau_i(t) = t_2 - t_1 = r_{oi}(t)/c + \tau_n(t)$ . Из рис. 7.3 видно, что за время



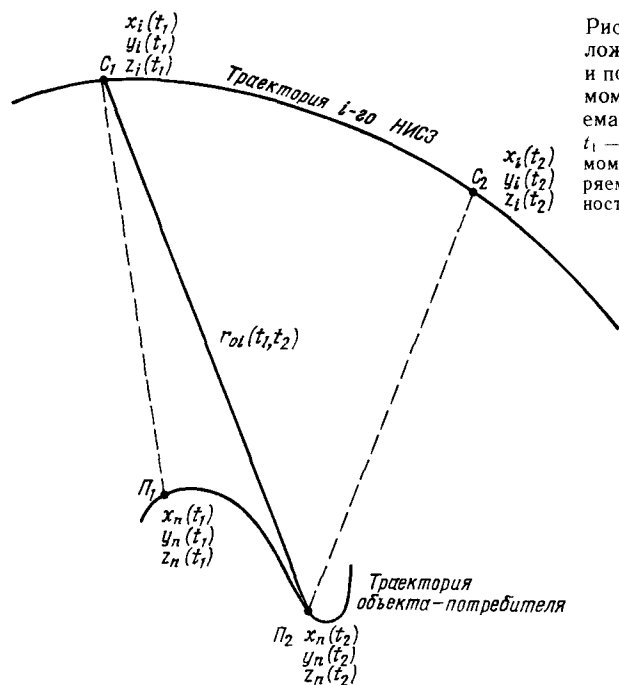


Рис. 7.3. Взаимное расположение НИСЗ (точка С) и потребителя (точка П) в моменты излучения и приема радиосигнала:  $t_1$  — момент излучения,  $t_2$  — момент приема;  $r_{oi}$  — измеряемая геометрическая дальность

распространения сигнала  $r_{oi}(t)/c$  НИСЗ и П изменили свои координаты. Это изменение необходимо учитывать при составлении и решении навигационных уравнений.

Для синтеза и анализа устройств измерения дальности и скорости удобнее пользоваться представлением (7.4) в виде ряда Тейлора:

$$r_{oi}(t) = r_{oi} + \dot{r}_{oi}(t) + \ddot{r}_{oi} \frac{t^2}{2} + \dots + r_{oi}^{(n)} \frac{t^n}{n!}. \quad (7.5)$$

Для низкодинамичных объектов (с малыми скоростью и ускорением) члены этого ряда быстро убывают, обуславливая хорошую сходимость ряда на интервалах времени, сравнимых с «временем памяти» устройств измерения, и поэтому при практических расчетах производные выше 3-й степени во внимание не принимаются [164] (рис. 7.4).

Глобальность и возможность непрерывного определения координат с помощью ССРНС типа «Глонасс» и «Навстар» увеличивает номенклатуру потребителей по сравнению с СРНС «Цикада» и «Транзит». Появилась возможность использовать АП на высокодинамичных самолетах и космических аппаратах. Это значительно расширило диапазон значений производных дальности и скорости. Так, при координированном развороте самолета с углом крена  $45^\circ$  дополнительное постоянно действующее ускорение составляет  $10 \text{ м/с}^2$  [127], при выполнении маневров самолетами типа F-16 ускорение может достигать  $100 \text{ м/с}^2$  [135]. При этом

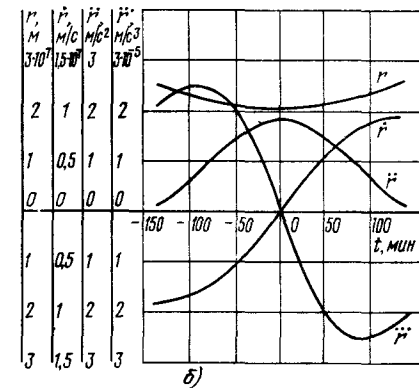
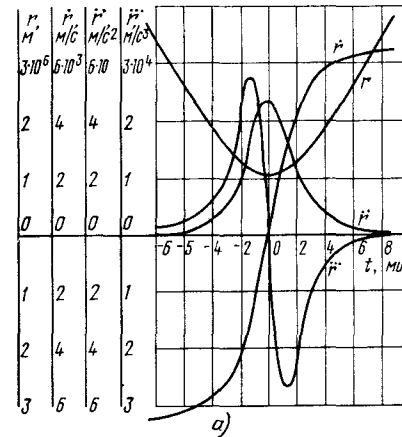


Рис. 7.4. Динамика движения объекта; потребитель неподвижный наземный, высота орбиты 1000 (а) и 20 000 (б) км

наряду с ускорениями могут присутствовать последующие производные дальности. Например, 3-я производная при резких маневрах, называемая «рывком», может достигать  $100 \text{ м/с}^3$ . По данным [189] АП гражданских самолетов должна отслеживать НИСЗ во время маневров с ускорениями до  $30 \text{ м/с}^2$  и скорости изменения ускорения  $15 \text{ м/с}^3$ .

С учетом изложенного в (7.5)  $r_{oi}$ ,  $\dot{r}_{oi}$ ,  $\ddot{r}_{oi}$  — случайные величины, характеризующие соответственно начальную дальность, постоянные составляющие радиальной скорости и радиального ускорения. Обычно считают, что эти величины являются гауссовскими с известными характеристиками.

В ряде случаев для описания запаздывания радиосигналов, учитывающего взаимную подвижность объектов, целесообразно использовать линейную модель, выражаемую следующей системой уравнений [153]:

$$\begin{aligned} \dot{r}(t) &= v(t) \\ \dot{v}(t) &= w(t) \\ \dot{w}(t) &= -\alpha_0 w(t) + \alpha_0 n_w(t), \end{aligned} \quad (7.6)$$

где  $v(t)$  и  $w(t)$  — случайные процессы, определяющие соответственно радиальную скорость и радиальное ускорение;  $\alpha_0$  — величина, обратная постоянной времени маневра;  $n_w(t)$  — гауссовский стационарный белый шум.

При такой модели ускорение рассматривается как случайный процесс с экспоненциальной функцией корреляции

$$k_w(\tau) = M[w(t)w(t+\tau)] = \sigma_w^2 \exp(-\alpha_0 |\tau|), \quad (7.7)$$

где  $\sigma_w^2 = \alpha_0 N_w / 4$ ,  $M[n_w(t)n_w(t+\tau)] = N_w \delta(\tau)/2$ ,  $N_w = \text{const}$ .

Для дальнейшего изложения целесообразно привести матричную форму записи системы уравнений (7.6). Полагая

$$\mathbf{X}(t) = \begin{pmatrix} r(t) \\ v(t) \\ \omega(t) \end{pmatrix}, \quad \mathbf{A} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\alpha_0 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{G} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix},$$

получаем

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{X}(t) + \mathbf{G}\mathbf{N}_x(t). \quad (7.8)$$

Ясно, что системой (7.8) можно учитывать и более высокие производные.

В (7.7) дисперсия ускорения  $\sigma_\omega^2$  и коэффициент  $\alpha_0$ , характеризующий интервал корреляции процесса  $\omega(t)$ , определяются типом и подвижностью объекта навигации. Если переменные  $r$ ,  $v$ ,  $\omega$  — случайные величины, а не процессы, то модель (7.6) переходит в полиномиальную (7.5).

На точность измеряемых навигационных параметров сильно влияет ограниченная стабильность опорного генератора АП. Высокостабильные кварцевые генераторы с термостатированием характеризуются номинальной частотой и действительным значением частоты (ДЗЧ), которая в рабочем режиме флуктуирует под воздействием внешних факторов. Многочисленные исследования стабильности частоты кварцевых и других генераторов показали, что влияние различных источников шума (белый фазовый шум, белый частотный шум, мерцание фазы и частоты, случайное блуждание частоты) можно свести к модели, которая описывается спектральной плотностью частоты в виде дробно-рациональной функции, причем соответствующие дисперсии флуктуации частоты пропорциональны  $\sigma_\tau^2 \equiv \tau^\mu$ , где  $\mu = -4, -2, \dots, 1, 0, 1, 2$  [83]. Это позволяет для описания модели флуктуаций фазы использовать уравнения, подобные (7.6). Следует отметить, что уходы ДЗЧ с интервалом корреляции более десятков секунд можно определить при решении навигационно-временных задач. Флуктуации ДЗЧ со значительно меньшими интервалами корреляции не могут быть оценены и становятся источниками дополнительных погрешностей.

Под действием на ОГ указанных ускорений и их производных появляется так называемая « $g$ -неустойчивость», составляющая по оценкам специалистов  $10^{-9} 1/g$  [113]. Для уменьшения влияния ускорений следует использовать дополнительную информацию от датчиков ускорений автономных навигационных систем объекта.

## 7.4. ВИДЫ И МОДЕЛИ ПОМЕХ

Радиосигналы от НИСЗ, принимаемые АП, всегда в той или иной степени искажаются под воздействием аддитивных и неаддитивных помех. Применительно к АП многообразие аддитивных помех в довольно общем случае можно представить в виде следующих компонент:

широкополосная флуктуационная помеха  $n(t)$ ,

узкополосная флуктуационная помеха  $u(t)$ ,

хаотическая импульсная помеха  $\eta(t)$ ,

имитационная помеха  $y(t) = s''(t + \tau)$ , повторяющая принимаемый сигнал (в частном случае полезный сигнал при многолучевом распространении).

Широкополосная флуктуационная помеха  $n(t)$  учитывает, во-первых, наличие собственных шумов входных цепей радиоприемника, антенны, фидерного тракта и, во-вторых, космических шумов, радиоизлучения Солнца, а также станций помех, действующих в околосредном пространстве. Помеха  $n(t)$  представляется стационарным гауссовским белым шумом со следующими характеристиками:

$$M[n(t)] = 0, \quad M[n(t)n(t + \tau)] = N_0 \delta(\tau)/2, \quad N_0 = \text{const}. \quad (7.9)$$

Аппаратура потребителей всегда функционирует одновременно с другими радиотехническими средствами, которые создают непрерывные и импульсные излучения. При этом ввиду высокой чувствительности радиоприемников АП помехами в данном случае большей частью оказываются побочные излучения радиотехнических систем.

За модель узкополосной помехи  $u(t)$  принимают гауссовский белый шум, прошедший через колебательный контур и описываемый уравнениями вида

$$\dot{u} = u_1, \quad \dot{u}_1 = -2\gamma_n u_1 - \omega_n^2 u + \omega_n^2 n_n(t), \quad (7.10)$$

где  $n_n(t)$  — формирующий белый шум с характеристиками  $M[n_n(t)] = 0$ ,  $M[n_n(t_1) \times n_n(t_2)] = N_n \delta(t_2 - t_1)/2$ ,  $N_n = \text{const}$ ;  $\omega_n$  и  $\gamma_n$  — резонансная частота и затухание формирующего колебательного контура. Дисперсия узкополосного процесса  $u(t)$

$$\sigma_u^2 = N_n \omega_n^2 / 8\gamma_n.$$

Модель хаотической импульсной помехи можно представить в виде процесса

$$\eta(t) = \eta_n(t) \cos(\omega_0 t + \varphi_n), \quad (7.11)$$

где  $\eta_n(t)$  — случайная последовательность помеховых видеопульсов,  $\varphi_n$  — случайная фаза помехового сигнала.

Случайную последовательность помеховых видеопульсов  $\eta_n(t)$  часто аппроксимируют дискретным марковским процессом, причем случайными являются значения амплитуд и длительностей импульсов, а также интервалов между ними. Более детальное описание импульсной помехи можно найти в [156].

Имитационную помеху при многолучевом распространении можно представить суммой сигналов, описываемых выражением (7.1), с той лишь разницей, что каждый  $j$ -й сигнал этой суммы имеет случайные амплитуду  $A'_{pj}$ , задержку  $t'_{ij}$  и начальную фазу  $\Delta\varphi'_{ij}$ . Для помех этого типа характерно то, что они оказывают мешающее воздействие как мультипликативные. Возникающая при этом интерференция может приводить к резким и длительным замираниям принимаемых сигналов.

## 7.5. ОСНОВЫ СТАТИСТИЧЕСКОГО СИНТЕЗА ИЗМЕРИТЕЛЕЙ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ

Из изложенного вытекает, что задачи анализа практически реализуемых и синтеза оптимальных измерителей радионавигационных параметров ПО и фильтров ВТО являются статистическими. Сочетание статистических методов анализа и синтеза, основанных на вероятностном описании процессов, протекающих в АП, и на описании моделей навигационных параметров, сигналов и помех с помощью категорий пространства состояний, представляют собой основу статистической теории радионавигации.

Среди методов анализа и синтеза радионавигационной АП наиболее эффективны методы марковской теории оптимальной нелинейной фильтрации, которая в последние годы получила полное и строгое развитие в ряде фундаментальных работ [153, 156, 173]. Поскольку марковская теория оптимальной нелинейной фильтрации свободна от существенных ограничений, накладываемых другими теориями, появилась возможность решать задачи оптимального приема для весьма большого класса сигналов, в том числе для сложных ФМ радиосигналов ССРНС при максимально возможной адекватности моделей реальным радиосигналам, навигационным параметрам и помехам.

Основные достоинства марковской теории оптимальной нелинейной фильтрации применительно к синтезу радиотехнических устройств заключаются в следующем:

возможность решать задачи синтеза многомерных стационарных и нестационарных, нелинейных и линейных систем в дискретном и непрерывных вариантах;

практическая реализуемость получаемых структур устройств приема и обработки радиосигналов и обеспечение минимальных погрешностей измерения и минимальных ошибок выделения информации;

рекуррентный вид алгоритмов обработки сигналов и информации, удобный для реализации в микропроцессорах и микроЭВМ, что сокращает объем вычислений и повышает их точность;

возможность обрабатывать наблюдаемые радиосигналы в реальном масштабе времени синтезируемыми нелинейными квазиоптимальными фильтрами.

Задача оптимальной нелинейной фильтрации навигационных параметров в общем виде формулируется следующим образом.

Навигационные параметры выражаются вектором состояния  $\mathbf{X}(t)$ , оптимальную оценку которого следует получить. При этом модель формирования вектора  $\mathbf{X}(t)$  описывается стохастическим дифференциальным уравнением

$$\frac{d\mathbf{X}(t)}{dt} = \mathbf{A}[t, \mathbf{X}(t)] + \mathbf{G}_x(t) \mathbf{N}_x(t), \quad \mathbf{X}(t_0) = \mathbf{X}_0, \quad t \geq t_0, \quad (7.12)$$

где  $\mathbf{A}'[t, \mathbf{X}(t)] = [a_1(t, \mathbf{X}), a_2(t, \mathbf{X}), \dots, a_n(t, \mathbf{X})]$  — транспонированный вектор, называемый вектором сноса, определяющий среднюю скорость изменения процес-

са  $\mathbf{X}(t + \Delta t)$  в фиксированной точке  $(\mathbf{X}, t)$ ;  $\mathbf{G}_x(t)$  — матрица, определяющая коэффициенты диффузии процесса  $\mathbf{X}(t + \Delta t)$  в фиксированной точке  $(\mathbf{X}, t)$  и характеризующая скорость изменения условной ковариации составляющих вектора  $\mathbf{X}(t)$ ;  $\mathbf{N}_x(t)$  — вектор формирующих гауссовских белых шумов с нулевым математическим ожиданием  $M\{\mathbf{N}_x(t)\} = 0$  и интенсивностью  $M\{\mathbf{N}_x(t_1)\mathbf{N}_x^T(t_2)\} = \mathbf{U}\delta(t_2 - t_1)$ .

Наблюдаемый процесс, т. е. аддитивная смесь принимаемых сигналов  $\mathbf{S}(t)$  вида (7.1) и шумов  $\mathbf{N}(t)$ , представляется в виде

$$\Xi(t) = \mathbf{S}(t, \mathbf{X}) + \mathbf{N}(t), \quad t \geq t_0, \quad (7.13)$$

где вектор белых гауссовских шумов  $\mathbf{N}(t)$  характеризуется также нулевым математическим ожиданием и корреляционной функцией

$$M\{\mathbf{N}(t_1)\mathbf{N}^T(t_2)\} = \mathbf{N}_n\delta(t_2, t_1).$$

В предположении взаимонезависимости шумов  $\mathbf{N}_x$  и  $\mathbf{N}$  в теории доказывается, что апостериорная плотность вероятностей вектора состояния  $\mathbf{X}(t)$  удовлетворяет уравнению Стратоновича и имеет гауссовскую аппроксимацию. В результате минимизации апостериорного среднего риска при использовании квадратичной функции потерь и гауссовской аппроксимации апостериорной плотности вероятности (что справедливо, если ошибки оценивания не выходят за пределы линейного участка дискриминационных характеристик оптимальных дискриминаторов) уравнение для квазиоптимального алгоритма нелинейного непрерывного оценивания имеет вид

$$\frac{d\mathbf{X}^*(t)}{dt} = \mathbf{A}[t, \mathbf{X}^*(t)] + \mathbf{K}(t) \mathbf{D}[\mathbf{S}(t, \mathbf{X}^*(t)) | \mathbf{N}_n^{-1}] \Xi(t) - \mathbf{S}(t, \mathbf{X}^*(t)), \quad (7.14)$$

где  $\mathbf{X}^*(t)$  — оценка вектора  $\mathbf{X}(t)$ , а качество оценивания характеризуется ковариационной матрицей  $\mathbf{K}(t)$  апостериорных ошибок фильтрации, определяемой как решение дифференциального уравнения вида

$$\frac{d\mathbf{K}(t)}{dt} = \mathbf{D}^T[\mathbf{A}(\mathbf{X}^*, t)] \mathbf{K}(t) + \mathbf{K}(t) \mathbf{D}[\mathbf{A}(\mathbf{X}^*, t)] + \mathbf{K}(t) \mathbf{D}[\mathbf{D}[\mathbf{S}(\mathbf{X}^*, t)] \mathbf{N}_n^{-1}] \Xi(t) - \mathbf{S}(\mathbf{X}^*, t) \mathbf{K}(t), \quad (7.15)$$

где  $\mathbf{D}\{\cdot\}$  — матрица Якоби, соответствующая вектору, помещенному внутри скобок. Например,

$$\mathbf{D}[\mathbf{A}(\mathbf{X}^*, t)] = \begin{bmatrix} \frac{da_1}{dx_1} & \dots & \frac{da_n}{dx_1} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{da_1}{dx_n} & \dots & \frac{da_n}{dx_n} \end{bmatrix}$$

Структура оптимального в гауссовском приближении устройства нелинейного измерителя непрерывного процесса  $\mathbf{X}(t)$ , соответствующая уравнению (7.14), представлена на рис. 7.5.

Многомерный вход  $\Xi(t)$  нелинейного квазиоптимального фильтра характерен для многоканальной АП с несколькими антеннами. Примером такой АП может быть аппаратура транспортного космического корабля, угловое положение которого в пространстве, в том числе ориентация относительно НИСЗ ССРНС, могут быть произвольными, а определять координаты необходимо непрерывно.

Уравнения фильтрации и структура фильтра значительно упрощаются при одномерном входе, когда наблюдаемая смесь радиосигнала и шума  $\xi(t)$  — скалярная величина вида

$$\xi(t) = s[\mathbf{X}(t), t] + n(t), \quad t \geq t_0, \quad (7.16)$$

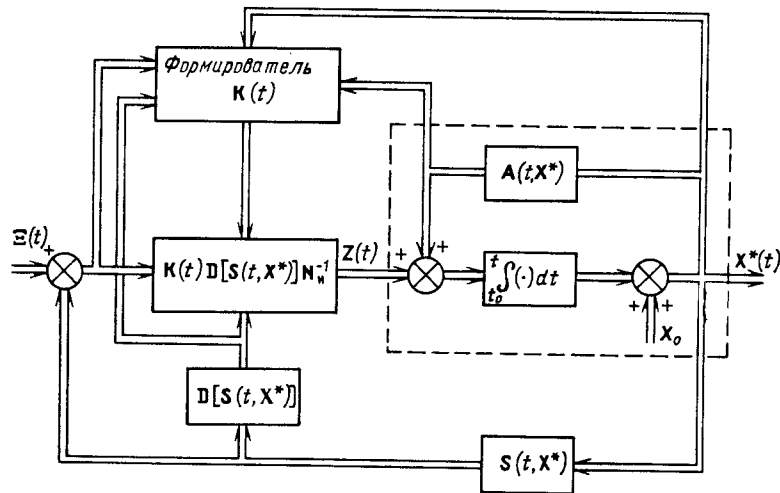


Рис. 7.5. Структурная схема нелинейного квазиоптимального фильтра в матричном изображении

где  $s$  — известная, как правило, нелинейная скалярная функция, определяемая моделью полезного сигнала вида (7.1),  $n(t)$  — белый гауссовский шум с известной спектральной плотностью мощности  $N_0$ .

Уравнение оптимальной (в гауссовском приближении) оценки вектора состояния  $X^*(t)$  и приближенной ковариационной матрицы ошибок  $K(t)$  фильтрации принимают соответственно вид

$$\frac{dX^*(t)}{dt} = A[X^*(t), t] + K(t) F_1^*, \quad X(t_0) = \bar{X}_0, \quad (7.17)$$

$$\frac{dK(t)}{dt} = D^T[A(X^*, t)] K(t) + K(t) D[A(X^*, t)] + N_b + K(t) F_2^* K(t), \quad (7.18)$$

$K(t_0) = P_0$  — априорная вероятность вектора состояния в момент времени  $t_0$ .

В уравнениях (7.17), (7.18)

$$F_1 = \left[ \frac{dF}{dx_i} \right] \text{ — вектор-столбец,} \quad (7.19)$$

$$F_2 = \left[ \frac{d^2 F}{dx_i dx_j} \right] \text{ — квадратная матрица,} \quad (7.20)$$

$$\text{где} \quad F = \frac{2}{N_0} \left[ \xi(t) s(X, t) - \frac{1}{R} s^2(X, t) \right], \quad (7.21)$$

$N_b = G(t)UG^T(t)$ ,  $U$  — матрица интенсивности формирующих белых шумов процесса  $X(t)$ .

Для дальнейшего улучшения алгоритмов, полученных в результате решения задач оптимальной нелинейной фильтрации, при инженерных расчетах дополнительно упрощают выражения (7.17) и (7.18), применяя употребляемые в рассматриваемой теории методы малого параметра и методы временного усреднения.

Метод малого параметра состоит в том, что в (7.18) флуктуационные члены, содержащие шум  $n(t)$ , предполагаются малыми, что дает возможность их

отбросить. Это позволяет находить матрицу  $K(t)$  заранее, считая, что в (7.17) она входит как известная.

Уравнения (7.17) и (7.18) определяют состояние фильтра как в переходном, так и в установившемся режимах работы. При этом фильтр даже при применении метода малого параметра является нестационарным. Однако во многих случаях для практических расчетов достаточно синтезировать систему, осуществляющую фильтрацию только в установившемся режиме. Это позволяет реализовать метод временного усреднения, суть которого заключается в том, что в уравнении (7.18) коэффициенты  $k_{ij}(t)$  матрицы  $K(t)$  заменяют средними значениями  $\bar{k}_{ij}$  (полагая, что они флуктуируют незначительно) и одновременно переходят к средним значениям производных от функции  $F(t)$ . В результате такого допущения уравнение (7.18) сводится к алгебраическому, так как  $\frac{d}{dt} \bar{K} = 0$ , что позволяет

в ряде случаев формулы ошибок фильтрации получить в явном виде.

Практическое применение столь хорошо развитого математического аппарата марковской теории оптимальной нелинейной фильтрации в совокупности с указанными методами и рядом дополнительных упрощающих предположений позволяет синтезировать реализуемые инженерные структуры приемников сложных

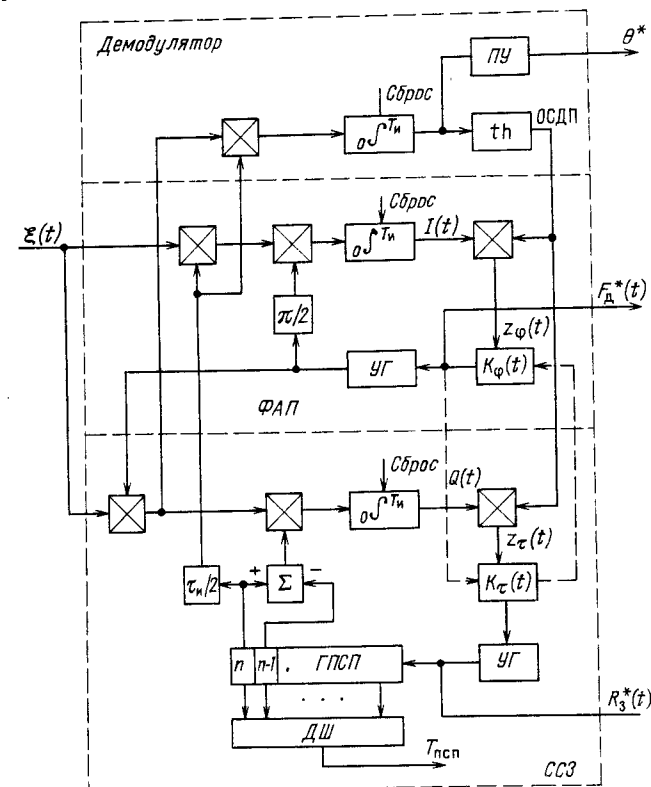


Рис. 7.6. Схема приемника некогерентных ФМ ПСП радиосигналов

ФМ радиосигналов. В качестве иллюстрации результата синтеза по изложенной методике (не приводя подробных промежуточных выкладок, которые можно найти в [151]) на рис. 7.6 приведена функциональная схема приемника некогерентных фазоманипулированных ПСП радиосигналов, широко используемая в АП [186].

При синтезе этого приемника дополнительно к изложенному предполагалось, что наряду с оценкой фазы и частоты несущей и задержки ПСП приемник должен выделять информационные символы  $\theta$  служебного сообщения  $D_{pi}$  или  $D_{ci}$  радиосигнала (7.1), которые передаются дополнительной инверсной ФМ ПСП модуляцией сегментов ПСП. Схема на рис. 7.6 содержит устройство фазовой автоподстройки частоты ФАП и схему слежения за задержкой ССЗ, охваченные обратной связью по дискретному параметру ОСДП, осуществляемой через блок с передаточной тангенциальной функцией  $th$ , а также демодулятор информационных символов  $\theta$ . Интеграторы с временем интегрирования, равным длительности  $T_u$  символов  $\theta$  в кольцах ФАП, ССЗ и коррелятора-демодулятора, возвращаются в нулевое состояние дешифратором ДШ ПСП, формирующим импульсы сброса в (начале) конце периода или сегмента ПСП, который выбирается равным  $T_u$ .

Гармоническое колебание, вырабатываемое управляемым генератором (УГ) ФАП, является опорным для выделения комплексной огибающей ФМ ПСП сигнала. По этой огибающей, зависящей от задержки  $\tau_s(t)$ , осуществляется работа ССЗ, в которой другой УГ выполняет функции тактовой синхронизации генератора ПСП (ГПСП).

Структуры фильтров ФАП и ССЗ с передаточными функциями  $K_\varphi(t)$  и  $K_\tau(t)$  соответственно определяются структурой моделей фазы несущей и задержки сигнала и в общем случае имеют перекрестные связи, изображенные штриховыми линиями.

Вопросы цифровой реализации приемника подобного типа и анализа его характеристик, лишь затронутые в [164], более подробно рассматриваются в гл. 8.

## ГЛАВА 8

### УСТРОЙСТВА ПЕРВИЧНОЙ ОБРАБОТКИ РАДИОНАВИГАЦИОННОГО СИГНАЛА

#### 8.1. НЕОБХОДИМОСТЬ ПОИСКА РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИГНАЛОВ

Следящий измеритель навигационного параметра (НП) может выполнять свои функции только тогда, когда на его входе имеется навигационный сигнал. Чтобы ввести измеритель в режим слежения, необходимо задать такие начальные условия, которые обеспечат попадание сигнала в аперттуру дискриминатора измери-

теля и удержание сигнала в апертуре в течение переходного процесса в измерителе. Для реализации этой задачи в аппаратуре предусматривается схема поиска навигационного сигнала.

Навигационный сигнал характеризуется несколькими параметрами, поиск же сигнала обычно осуществляется по параметрам, которые несут полезную информацию, например по частоте несущих колебаний и задержке огибающей сигнала.

Представление о возможных пределах изменения дальности и скорости в СРНС дает рис. 7.4. Однако нет необходимости вести поиск сигнала по всему интервалу возможных в системе значений НП, на основе априорных данных можно оценить ожидаемое значение координат П и по ним конечную область возможных значений НП. Так, если П имеет точную эфемеридную информацию, знает с высокой точностью время системы и располагает априорными значениями погрешностей собственных координат, он может рассчитать диапазон поиска принимаемого сигнала по частоте.

Частный случай, когда с ошибкой известно только расстояние П от плоскости орбиты, иллюстрирует рис. 8.1, на котором показано изменение доплеровского смещения частоты для наблюдателя, находящегося на удалениях  $S_{T1}$  и  $S_{T2}$  от плоскости орбиты.

Если априорно известно, что расстояние П от плоскости орбиты лежит в пределах  $S_{T1} \dots S_{T2}$ , а поиск необходимо начать в момент  $t_1$ , то интервал поиска по частоте должен составить  $F_{d1} \dots F_{d2}$ . При расчете, разумеется, необходимо учесть возможные уходы частоты опорного генератора П и радиальную составляющую скорости изменения дальности, обусловленную движением П. Подобным образом можно рассчитать область поиска при априорно заданных ошибках системного времени или координат П вдоль орбиты НИСЗ и т. д.

Вся область поиска может быть разбита на элементарные ячейки, размер которых определится требуемой точностью оценки параметров сигнала. При этом для поиска сигнала по дальности

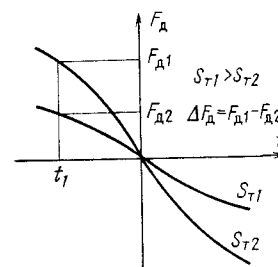


Рис. 8.1. Диаграмма определения интервала поиска по частоте

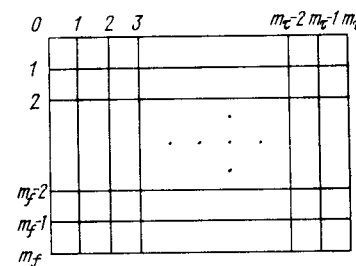


Рис. 8.2. Условное изображение двумерной области поиска параметров радиосигнала:  $m_c = T_u / \Delta t$ ,  $m_f = F_u / \Delta f$

размер элементарной ячейки задает ширина характеристики временного дискриминатора, а для поиска по частоте — полоса захвата ФАПЧ.

Поиск сигнала в заданной области состоит из двух процедур: сканирования и обнаружения [128]. Под сканированием понимается осмотр в определенной последовательности элементарных ячеек области поиска с помощью устройства обнаружения, под обнаружением — анализ принимаемых радиосигналов на соответствие их параметров параметрам конкретной элементарной ячейки области поиска и принятие решения о наличии сигнала при выполнении установленного решающего правила.

## 8.2. СПОСОБЫ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ ПОИСКА РАДИОСИГНАЛОВ НИСЗ

Для обеспечения режима слежения в приемнике АП, структурная схема которого была рассмотрена в гл. 7, необходимо произвести первоначальную оценку радионавигационных параметров радиосигналов с точностью, определяемой областью захвата ФАП и ССЗ. Как правило, область захвата оказывается значительно меньше имеющейся области априорной неопределенности значений частоты и задержки радиосигнала. Это вызывает необходимость поиска параметров радиосигналов.

В условиях вероятностной постановки задача синтеза оптимальных алгоритмов и реализующих их устройств поиска решается методами статистической теории принятия решений. Актуальность этой задачи вызвала поток публикаций теоретического и прикладного характера. Приведем здесь лишь основные предпосылки для анализа задачи поиска применительно к АП, следуя [105, 128, 151, 170, 176].

При поиске с помощью операций обнаружения и распознавания сигналов производится оценка средней текущей частоты спектра и задержки огибающей. Вся двумерная частотно-временная область поиска (рис. 8.2) с интервалами неопределенности по задержке  $T_n$  и частоте  $F_n$  разбивается на  $m_{\tau f}$  элементарных участков со сторонами, равными интервалам корреляции по частоте  $\Delta f = 1/2T \leq \Delta f_3$  и времени  $\Delta \tau = 1/2F \leq \Delta \tau_3$ , меньшими областей захвата систем слежения по частоте  $\Delta f_3$  и задержке  $\Delta \tau_3$ . Это позволяет рассматривать поиск как задачу обнаружения одного из  $m_{\tau f}$  квазиортогональных сигналов  $s_{ik}(t)$ , число которых  $m_{\tau f} = F_n T_n / \Delta f \Delta \tau$ .

Практически значение  $m_{\tau f}$  для АП может меняться в зависимости от условий, режимов и типов АП в пределах от нескольких единиц до  $10^{10}$ . Для достижения минимального времени поиска, определяемого выражением

$$T_{\min} \geq \log_2 m_{\tau f} / 1,44 (P_c / N_0), \quad (8.1)$$

где  $P_c / N_0$  — отношение мощности сигнала к спектральной плотности мощности шума, требуется  $m_{\tau f}$  корреляторов со временем интегрирования  $T_{\min}$ , что практически реализовать невозможно. Поэтому число корреляторов (каналов поиска) на практике уменьшают вплоть до одного в обмен на увеличение времени поиска.

Анализ размерности области неопределенности для АП показывает, что время поиска может меняться от десятков миллисекунд до десятков минут. Например, в условиях полной априорной неопределенности для неподвижной АП систем «Глонасс» и «Навстар» число элементарных участков поиска по задержке равно удвоенному числу символов ПСП кода С/А, т. е. 1022 или 2046 соответственно, число элементарных участков поиска по частоте равно отношению максимального доплеровского сдвига (5 кГц) к полосе захвата частотной автоподстройки (1 кГц), т. е. достигает 5. При времени наблюдения одного элементарного участка 10 мс время поиска составит 1...2 мин.

Оптимизация алгоритмов поиска, как правило, производится по критерию минимума среднего времени поиска при заданной вероятности обнаружения или по критерию максимальной вероятности обнаружения при заданном времени поиска. При этом оптимизация включает в себя оптимизацию порядка обзора области поиска, а также оптимизацию алгоритмов обработки выборок наблюдаемой смеси сигнала и шума.

По типу процедуры поиска, основанной на полноте априорных данных, различают слепой поиск, поиск с анализом промежуточных результатов и поиск с целеуказанием.

При слепом поиске, характерном для АП, в которой отсутствует информация об альманахах системы, обзор элементарных участков области неопределенности осуществляют путем регулярного или случайного сканирования. Оценка времени такого поиска для АП была приведена ранее. Поиск с анализом промежуточных результатов для АП предусматривает многоэтапные процедуры анализа и принятия решения на каждом этапе. Этот вид поиска позволяет за счет повышения апостериорной вероятности на каждом этапе получить выигрыш во времени поиска. При поиске с целеуказанием используется информация о наиболее вероятных значениях параметров сигнала, что сокращает область и время поиска. Последний вид поиска характерен для одноканальной АП, осуществляющей последовательный во времени прием сигналов НИСЗ рабочего созвездия. В установившемся режиме, когда потребитель достаточно точно знает свои координаты и время, расчет данных целеуказаний позволяет свести время поиска сигналов новых НИСЗ к минимуму.

В устройстве поиска (рис. 8.3) обнаружитель корреляционного или фильтрационного типа производит анализ поступающей на его вход смеси сигналов от НИСЗ и шума. Схема управления

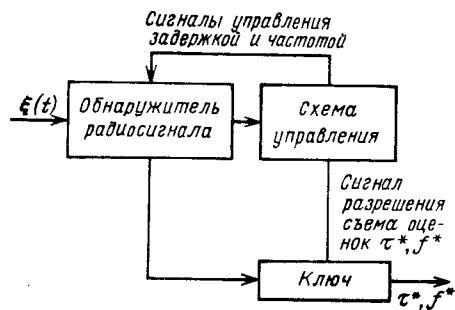


Рис. 8.3. Структурная схема устройства поиска

под воздействием выходных сигналов обнаружителя в соответствии с реализуемой процедурой обзора частотно-временной области поиска вырабатывает сигналы управления задержкой ПСП и частотой управляемого генератора разомкнутых контуров ФАП и ССЗ. При обнаружении полезного сигнала формируется сигнал, разрешающий вывод из обнаружителя оценок  $\tau^*$  и  $f^*$ .

Алгоритм работы большинства обнаружителей основан на вычислении отношения правдоподобия  $L(y)$  (или функционально-однозначно связанных с ним величин) и сравнении этого отношения с порогами. При этом время наблюдения или формирования отношения может быть фиксированным или случайным. В последнем случае применение метода последовательного анализа Вальда позволяет сократить среднее время поиска.

Регулярный просмотр области поиска, характеризуемый как равномерным, так и неравномерным распределением поисковых усилий по пространству параметров радиосигнала, получил название циклического, различные модификации которого достаточно полно рассмотрены в [176].

Следует отметить, что из-за низкого энергетического потенциала радиолоний в ССРНС чаще всего в АП применяют фазовый метод обнаружения радиосигналов, который обеспечивает большую устойчивость характеристик обнаружения в условиях большого диапазона изменений отношения сигнал-шум.

### 8.3. УСТРОЙСТВА ОЦЕНКИ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ

Несмотря на универсальность методов марковской теории оптимальной нелинейной фильтрации вследствие значительных математических трудностей при инженерном проектировании приемников сложных ФМ сигналов применяют также упрощенную методику синтеза структур нелинейных систем, обеспечивающую квазиоптимальную обработку радиосигналов [128].

Методика основана на том факте, что практически все получаемые оптимальными методами структуры оценок параметров в

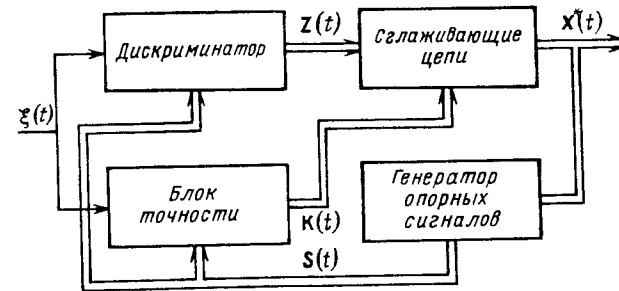


Рис. 8.4. Обобщенная структурная схема устройства оценки параметров радиосигналов в классе следящих фильтров

классе замкнутых (следящих) фильтров состоят из четырех основных частей: оптимального дискриминатора, блока точности, генератора опорных сигналов и сглаживающих цепей (рис. 8.4).

Суть методики заключается в следующем.

На основании нелинейной теории оптимальной фильтрации определяются оптимальные структуры обработки радиосигналов, вид дискриминаторов, сглаживающие цепи при сравнительно простых моделях изменения радионавигационных параметров.

При более сложных моделях радионавигационных параметров для выбранной структуры системы и вида дискриминатора осуществляется синтез сглаживающих цепей на основании линейной теории фильтрации. При этом, если требуется минимизировать ошибки фильтрации в любой момент времени после начала наблюдения, наиболее целесообразен синтез фильтра Калмана. Для синтеза систем, обеспечивающих оптимальные характеристики в установившемся режиме, при стационарных помехах и сообщениях можно применять как методику синтеза фильтров Калмана с помощью математического аппарата пространства состояний, так и методику синтеза фильтров Винера с помощью аппарата интегральных уравнений. Правомочность рассматриваемой методики подтверждается еще и тем, что нелинейная зависимость выделяемого радиосигнала от оцениваемого радионавигационного параметра разрушается именно в дискриминаторе.

Из сопоставления схем, представленных на рис. 7.5, 7.6 и 8.4, видно их подобие, заключающееся в том, что оптимальный дискриминатор, выполняя основную операцию  $D\{\cdot\}$  в выражениях (7.14) и (7.15), операцию  $F^*$  в выражении (7.17), вырабатывает сигнал рассогласования по оцениваемым параметрам, который затем сглаживается и преобразуется в оценки радионавигационных параметров (в общем случае  $X^*(t)$ ). Блок оценки точности формирует сигналы  $K(t)$ , которые при нестационарных помехах и сигналах производят адаптивную текущую настройку всего фильтра. При стационарных помехах и сигналах адаптивной

настройки не требуется и, как уже отмечалось, коэффициенты  $K(t) = \text{const}$  априорно рассчитываются и учитываются в общем коэффициенте усиления фильтра.

В зависимости от условий работы в АП реализуется как когерентная, так и некогерентная обработка. Поэтому в схемах частотной автоподстройки и слежения за задержкой применяют как когерентные, так и некогерентные дискриминаторы [128, 151, 170, 176].

Так как форма импульсов модулирующей ПСП, как правило, близка к прямоугольной, то производная по задержке опорного сигнала представляет собой трудно моделируемую последовательность  $\delta$ -импульсов. Поэтому на практике операцию дифференцирования заменяют операцией вычисления конечной разности

$$\frac{d}{dt} s(t, \tau^*) \approx \frac{s(t, \tau^* + \delta/2) - s(t, \tau^* - \delta/2)}{\delta} \equiv s_0(t, \tau^*), \quad (8.2)$$

где  $\delta \leq \Delta\tau$ ,  $\Delta\tau$  — длительность символа ПСП,  $s_0(t, \tau^*)$  — трехуровневый опорный ПС сигнал в виде последовательности прямоугольных импульсов длительностью  $\delta$ .

Самое целесообразное значение  $\delta$  выбирается на основе анализа динамических характеристик и характеристик помехоустойчивости ССЗ [128]. Наиболее распространены временные дискриминаторы с  $\delta = \Delta\tau, 2\Delta\tau$ . В этом случае для формирования сигнала (8.2) достаточно подавать ПСП, снимаемые с двух соседних разрядов регистра сдвига генератора ПСП, как в схеме рис. 7.7, либо разнесенные на один.

Достоинство дискриминатора с  $\tau$ -качением (т. е. с поочередной корреляцией «опережающего» и «отстающего» опорного сиг-

налов, рис. 8.5, б) заключается в том, что снимается требование симметрии или идентичности каналов, предъявляемое к дискриминатору с расстроенными по задержке каналами (рис. 8.5, а, в), но такая схема требует одинакового уровня опорных сигналов и снижает помехоустойчивость из-за потерь энергии входного сигнала.

Любые дискриминаторы достаточно полно описываются и сопоставляются по двум основным характеристикам: дискриминационной  $e_d(t, \tau)$  и флуктуационной  $G(t, \tau)$ . Выходное напряжение дискриминатора представляют в виде суммы двух слагаемых: среднего значения (дискриминационная характеристика)  $e_d(t, \tau) = \overline{z_d(t, \tau)}$  и некоторого шума с функцией корреляции

$$R(t, \tau) \leq \frac{1}{[z_d(t, \tau) - \overline{z_d(t, \tau)}][z_d(t + u, \tau) - \overline{z_d(t + u, \tau)}]}, \quad (8.3)$$

где черта над выражением означает усреднение по полному ансамблю флуктуации. При этом ошибка слежения  $e_d(t, \tau^*)$  из-за медленного ее изменения по сравнению с усредняемыми процессами считается постоянной на интервале усреднения.

Спектральная плотность, соответствующая функции корреляции, называется флуктуационной характеристикой:

$$G(t, \tau) = \int_{-\infty}^{\infty} R(u, \tau, t) du. \quad (8.4)$$

Так как спектр фазоманипулированных ПСП радиосигналов спутниковых РНС даже после устранения модуляции ПСП не содержит дискретной компоненты на частоте несущей, то при построении схемы ФАП задача состоит в получении сигнала фазового рассогласования при отсутствии несущей. Поэтому поступают следующим образом: в схеме ФАП используют специальные фазовые дискриминаторы, инвариантные к фазовой манипуляции, или с помощью предварительных преобразований принимаемого сигнала восстанавливают сигнал несущей либо ее гармоники. Для сигнала с инверсией ФМ алгоритм работы оптимального фазового дискриминатора (рис. 8.6, а) ФАП АП можно записать в виде [128]

$$z_d(\varphi) = \left[ \frac{2\sqrt{2} P_c}{N_0} \int_T \xi(t) u(t) \sin(\omega_0 t + \varphi^*) dt \right] \text{th} \left[ \frac{2\sqrt{2} P_c}{N_0} \int_T \xi(t) u(t) \cos(\omega_0 t + \varphi^*) dt \right]. \quad (8.5)$$

Нелинейный элемент  $\text{th}(x)$  оптимальных дискриминаторов при больших абсолютных значениях аргумента обычно аппроксимируют функцией  $\text{sign}(x)$ , а при малых — первыми членами разложения функции  $\text{th}(x)$  в ряд. Аппроксимация нелинейности  $\text{th}(x)$  для малых значений отношения сигнал-шум реализуется в широко известной схеме Костаса (рис. 8.6, б), в которой в качестве интеграторов со сбросом используются ФНЧ.

Среди частотных дискриминаторов в АП наиболее применимы так называемые частотные дискриминаторы нулевых биений, в которых дискриминационная характеристика формируется относительно частоты, вырабатываемой перестраиваемыми ГУН и подаваемой на дискриминатор в качестве опорной. В этом случае диск-

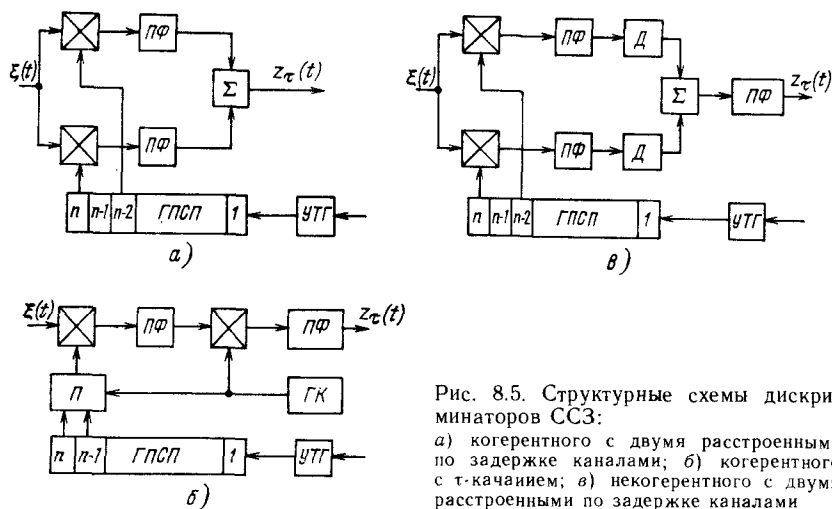


Рис. 8.5. Структурные схемы дискриминаторов ССЗ:

а) когерентного с двумя расстроенными по задержке каналами; б) когерентного с  $\tau$ -качением; в) некогерентного с двумя расстроенными по задержке каналами



риминационная характеристика не фиксирована и может перемещаться по оси частот. Алгоритм работы таких дискриминаторов определяется как производная фазы через синфазную  $I(t)$  и квадратурную  $Q(t)$  составляющие

$$z_f(t) = \dot{\varphi}(t) = \frac{d}{dt} \arctg \frac{Q(t)}{I(t)} = \frac{Q'(t)I(t) - I'(t)Q(t)}{I^2(t) + Q^2(t)}. \quad (8.6)$$

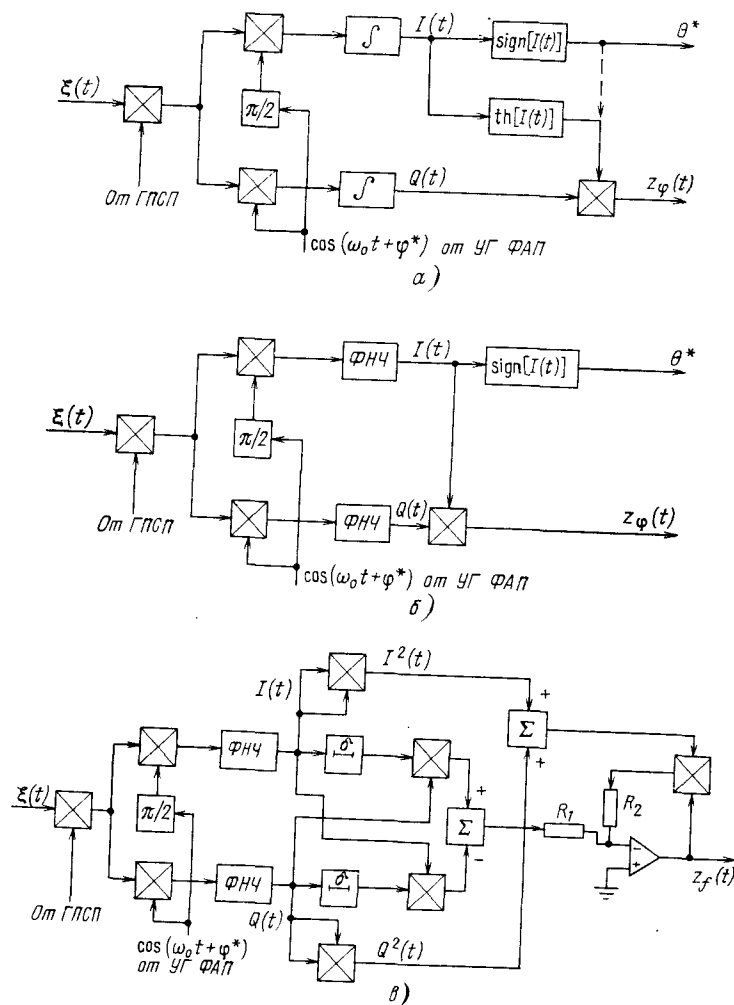


Рис. 8.6. Структурные схемы дискриминаторов:  
а) фазового; б) фазового схемы ФАП Костаса; в) частотного

Заменяя операцию дифференцирования квадратурных составляющих по времени вычислением конечной разности выражениями

$$I'(t) \approx [I(t) - I(t - \delta)]/\delta; \quad Q'(t) \approx [Q(t) - Q(t - \delta)]/\delta, \quad (8.7)$$

где  $\delta$  — временная задержка, получаем структурную схему частотного дискриминатора, представленную на рис. 8.6, в.

Рассмотрение устройств оценки РНП завершим ознакомлением со структурными схемами сглаживающей цепи для случая, когда измеряемые РНП описываются полиномами вида (7.5). Эти схемы синтезированы методами теории оптимальной нелинейной фильтрации [153] (рис. 8.7, а) и теории Винера [128]

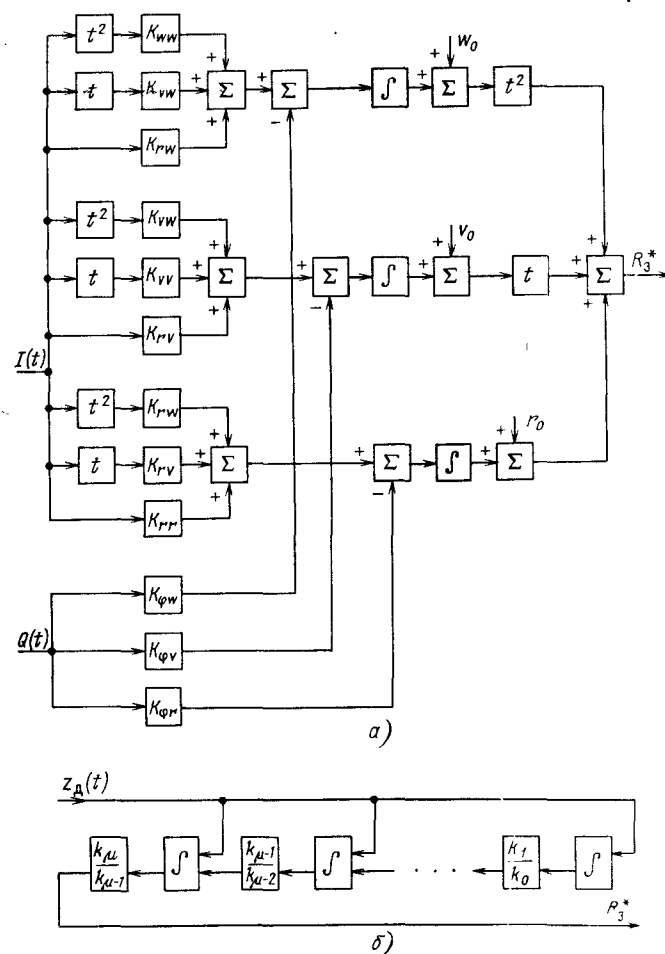


Рис. 8.7. Структурные схемы сглаживающих цепей:  
а) нелинейного квазиоптимального фильтра; б) фильтра с постоянными параметрами

Таблица 8.1

## Передаточные функции

Входной сигнал $r^{(\mu-1)} t^{(\mu-1)}$ $(\mu-1)!$	Оптимальная передаточная функция следящей системы $Y(p)$	Оптимальная передаточная функция фильтра нижних частот $F(p)$
$r$	$\frac{\Omega_1}{\Omega_1 + p}$	$\frac{\Omega_1}{K}$
$\dot{r}(t)$	$\frac{\Omega_2^2 + 1,4\Omega_2 p}{\Omega_2^2 + 1,4\Omega_2 p + p^2}$	$\frac{\Omega_2^2 + 1,4\Omega_2 p}{Kp}$
$\ddot{r} \frac{t^2}{2!}$	$\frac{\Omega_3^3 + 2\Omega_3^2 p + 2\Omega_3 p^2}{\Omega_3^3 + 2\Omega_3^2 p + 2\Omega_3 p^2 + p^3}$	$\frac{\Omega_3^3 + 2\Omega_3^2 p + 2\Omega_3 p^2}{Kp^2}$
$r^{(3)} \frac{t^3}{3!}$	$\frac{\Omega_4^4 + 2,6\Omega_4^3 p + 3,4\Omega_4^2 p^2 + 2,6\Omega_4 p^3}{\Omega_4^4 + 2,6\Omega_4^3 p + 3,4\Omega_4^2 p^2 + 2,6\Omega_4 p^3 + p^4}$	$\frac{\Omega_4^4 + 2,6\Omega_4^3 p + 3,4\Omega_4^2 p^2 + 2,6\Omega_4 p^3}{Kp^3}$

(рис. 8.7, б). Выражения для коэффициентов усиления первой структуры (рис. 8.7, а) здесь не приводятся ввиду сложности их математической записи; их можно найти в [153]. Выражения для передаточных функций второй структуры (рис. 8.7, б), оптимальных в смысле минимума суммы квадрата динамической ошибки и дисперсии шумовой ошибки, приведены в табл. 8.1, где  $G_\lambda$  — параметрический шум, который имеет вид для ФАП

$$G_\varphi = P_\varphi / 2P_c \Delta f_{\text{эф.п}}, \quad (8.8)$$

для ССЗ

$$G_T = P_\varphi \Delta \tau^2 / 2P_c \Delta f_{\text{эф.п}}, \quad (8.8')$$

$P_c$  — мощность сигнала,  $P_\varphi$  — мощность шума,  $\Delta f_{\text{эф.п}}$  — ширина полосы пропускания приемника до дискриминатора.

Общее выражение для передаточной функции второй структуры (рис. 8.7, б) имеет вид

$$Y(p) = \frac{k_\mu + p \frac{k_\mu}{k_1} + p^2 \frac{k_\mu}{k_2} + \dots + p^{\mu-1} \frac{k_\mu}{k_{\mu-1}}}{k_\mu + p \frac{k_\mu}{k_1} + p \frac{k_\mu}{k_2} + \dots + p^{\mu-1} \frac{k_\mu}{k_{\mu-1}} + p^\mu} \quad (8.9)$$

и моделируется схемой, состоящей из  $\mu$  контуров. В табл. 8.1 коэффициенты  $k_\mu$  выражены через полосу пропускания системы  $\Omega_\mu$ .

Множитель Лагранжа  $l$  в случае оптимизации по критерию минимума среднеквадратической ошибки при нулевых значениях динамической ошибки от  $\mu$  первых членов ряда имеет вид

$$l = \left( \frac{2(r^{(\mu+1)})^2 G_\lambda^{1/2} \mu}{(r^{(\mu)})^2 k_\mu (r^{(\mu)})^{1/\mu}} \right)^{\mu(1+2\mu)}$$

а суммарная ошибка (динамическая и случайная) оценки измеряемого РНП

$$\begin{aligned} \varepsilon_{\text{сум}}^2 &= k_\mu \Omega_\mu G_\lambda + \frac{(r^{(\mu+1)})^2}{\Omega_\mu^2} = \\ &= k_\mu \frac{l^{1/\mu} (r^{(\mu)})^{1/\mu} G_\lambda}{G_\lambda^{1/\mu}} + \frac{(r^{(\mu+1)})^2 G_\lambda}{l^2 (r^{(\mu)})^2}, \quad (8.10) \end{aligned}$$

где  $k_\mu \Omega_\mu$  — шумовая полоса системы;  $k_\mu$  — коэффициент пропорциональности (см. табл. 8.1);  $r^{(\mu)}$  —  $\mu$ -я производная измеряемого параметра.

Можно показать, что для установившегося режима, используя некоторые приближения, структуру фильтра на рис. 8.7, а можно преобразовать в структуру фильтра, показанную на рис. 8.7, б.

## 8.4. ЦИФРОВАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ УСТРОЙСТВ ПЕРВИЧНОЙ ОБРАБОТКИ

При проектировании цифровых устройств широкополосных ФМ радиоприемников ССРНС возникают три группы задач: принципы построения собственно цифровых приемников и алгоритмы их работы, реализация приемников на элементной базе перспективных технологий и обеспечение необходимой помехоустойчивости. По принципам построения различают приемники аналого-дискретные (цифровые), чисто цифровые на БИС и на микропроцессорах. Наиболее перспективны два последних вида. Как правило, среди них рассматривают два варианта: самостоятельные цифровые устройства и дискретные приближения аналоговых приемников — цифровые согласованные фильтры, цифровые корреляторы и цифровые следящие системы. На практике чаще всего применяют приемники на базе цифровых корреляторов.

Следует отметить, что цифровая обработка по сравнению с аналоговой обладает такими преимуществами, которые позволяют: проводить весьма сложные преобразования сигналов с помощью стандартных элементов и узлов;

обеспечивать более высокую точность и стабильность обработки;

осуществлять накопление информации за большие промежутки времени;

передавать выходные сигналы в цифровом виде для дальнейшей обработки, которая, как правило, выполняется микропроцессорами и микроЭВМ.

При этом аналоговые радиосигналы преобразуются в цифровые аналого-цифровыми преобразователями (АЦП), которые выполняют операции квантования сигнала (смеси сигнала и шума) как по амплитуде, так и по времени. В зависимости от места расположения АЦП различают цифровые следящие системы двух подклассов: с АЦП до петли слежения и с АЦП внутри нее.

При расположении АЦП внутри петли на входы дискриминатора поступают аналоговая входная смесь и аналоговый выходной сигнал. В этом случае следящая система является аналого-цифровой. Квантованию подвергается напряжение с выхода дискриминатора. При многоуровневом квантовании сигнал ошибки  $z_d(t)$  зависит как от рассогласования по измеряемому параметру, так и от амплитуды входной смеси. Фазовая манипуляция сигналов ССРНС позволяет избавиться от амплитудной зависимости путем применения жесткого ограничения входной смеси сигнала и шума. Подобные устройства цифровой обработки сигналов НИСЗ применялись в АП на первом и втором этапах развертывания ССРНС «Навстар».

При расположении АЦП до петли системы слежения на вход дискриминатора поступают цифровые отсчеты, предварительно образованные из входной смеси в фиксированные равноотстоящие моменты времени. Цифровой дискриминатор сравнивает эти отсчеты с цифровыми отсчетами выходного сигнала, полученными на эти же моменты времени. Если во всех точках петли слежения циркулируют коды, систему считают полностью цифровой. По мере совершенствования технологии изготовления сверхскоростных СБИС все более проявляется тенденция разработчиков к переходу на полностью цифровые системы. Пример реализации полностью цифровой АП рассматривается в гл. 9.

Необходимо отметить, что поскольку в АП имеется несколько петель слежения, то можно так организовать первичную обработку, чтобы один и тот же АЦП находился вне петли слежения, например в ФАП, и внутри нее — в ССЗ.

При построении цифровых систем существует выбор числа уровней квантования в АЦП. Теоретический анализ [170] показывает, что при невысоких требованиях к помехоустойчивости АП для упрощения можно применить бинарное квантование по амплитуде и фазе. В этом случае при отсутствии мощных синусоидальных помех потери в реальных схемах приближаются к теоретическому пределу — около 3 дБ. С увеличением уровня помех появляются интермодуляционные помехи, уровень которых приближается к уровню полезного сигнала при любых значениях его фазы. Такой режим обладает малой помехоустойчивостью. При росте числа уровней квантования характеристики цифровых устройств начинают резко улучшаться, приближаясь к аналоговым, ослабляются интермодуляционные помехи, а также

уменьшается подавление слабого сигнала сильными и слабого сигнала шумом. При большом входном шуме, характерном для АП, многоуровневое квантование практически уменьшает только подавление слабого сигнала шумом. Наиболее эффективно 6—8 уровней квантования. Для обеспечения высокой помехоустойчивости цифрового приемника с многоуровневым квантователем в случае переменных помех необходимо перед квантователем использовать специальную АРУ, которая поддерживает постоянным входной сигнал квантователя в пределах линейной части ее апертюры.

Представляется интересным рассмотреть методы цифровой обработки радиосигналов ССРНС «Навстар» в типовом приемнике АП. Известны [167] три варианта формирования цифровых выборок синфазной  $I_k$  и квадратурной  $Q_k$  составляющих. В первом варианте аналого-цифровое преобразование выполняется в квадратурных смесителях после переноса спектра на нулевую частоту, а цифровые выборки формируются путем аналого-цифрового преобразования амплитуды сигналов в точках  $I$  и  $Q$  (см. рис. 8.6). Во втором варианте цифровые выборки формируются АЦП из амплитуды сигнала промежуточной частоты, причем интервал выборки представляет собой целое число периодов промежуточной частоты, а интервал между выборками  $I_k$  и  $Q_k$  равен нечетному числу четвертей периода промежуточной частоты. В третьем варианте формируются цифровые фазовые выборки сигнала промежуточной частоты, пропущенного через «жесткий» ограничитель по амплитуде. Для АЦП фазы используются счетчик, показания которого считываются в момент пересечения нулевого уровня положительного полупериода сигнала промежуточной частоты. Из этого показания счетчика вычитается расчетное приращение значения фазы за период квантования, и в цифровом виде фазовая ошибка преобразуется в квадратурные составляющие, которые затем накапливаются в соответствии с выражениями

$$I_k = \sum_{i=1}^N \cos(\theta_i), \quad (8.11)$$

$$Q_k = \sum_{i=1}^N \sin(\theta_i). \quad (8.12)$$

Преимуществом первого варианта формирования сигналов  $I_k$  и  $Q_k$  является его простота, недостатком — необходимость относительно большого числа аналоговых компонентов при требовании балансировки сигналов  $I_k$  и  $Q_k$  по фазе и амплитуде.

Достоинство второго варианта формирования сигналов  $I_k$  и  $Q_k$  состоит в меньшем, чем в первом варианте, числе аналоговых

компонентов схемотехники и в отсутствии требований к балансировке сигналов по фазе и амплитуде, а недостаток — в критичности к синхронизации.

Преимущество третьего варианта заключается в том, что отпадает необходимость в аналоговых компонентах схемы выработки сигналов  $I_k$  и  $Q_k$  и для реализации может быть использован микропроцессор. Недостаток состоит в том, что реализация варианта вызывает дополнительные потери более 1 дБ в отношении сигнал-шум.

Последующая обработка цифровых выборок  $I_k$  и  $Q_k$  заключается в формировании сигналов ошибок следящих систем, выделении (демодуляции) символов информационного сообщения, оценок отношения сигнал-шум, которые выполняются, как правило, в микропроцессоре.

Сигнал ошибки системы ФАП вычисляется по формуле

$$\varepsilon_\varphi = I_k Q_k = k^2 \cos \varphi \sin \varphi \approx k^2 \varphi \text{ при } \varphi \ll 1. \quad (8.13)$$

Сигнал ошибки системы ЧАП

$$\varepsilon_f = I_{k-1} Q_k - I_k Q_{k-1} = k^2 \{ \cos[2\pi f_e(k-1)T + \varphi] \sin(2\pi f_e kT + \varphi) - \cos(2\pi f_e kT + \varphi) \sin[2\pi f_e(k-1)T + \varphi] \} \approx k^2 2\pi f_e T \quad (8.14)$$

при  $f_e/\Delta f \ll 1$ ,  $\varphi \ll 1$ ,

здесь  $f_e$  — ошибка по частоте,  $\Delta f$  — ширина линейного участка дискриминационной характеристики ЧАП.

Сигнал ошибки по задержке кода  $\varepsilon_\tau$  ССЗ с  $\tau$ -качением вычисляется как разность значений функции взаимной корреляции принимаемого кода  $C/A$  или  $P$  с опережающей и отстающей ПСП по формуле

$$\varepsilon_\tau = k_p - k_n, \quad (8.15)$$

где  $k_{p,n} = \sqrt{I_k^2 + Q_k^2}$  — значение функции взаимной корреляции с опережающей (ранней) или отстающей (поздней) ПСП соответственно. Это выражение, которое представляет собой оценку функции взаимной корреляции, используется для обнаружения сигнала и оценки отношения сигнал-шум.

Выделение (демодуляция) информационных символов производится по формуле

$$\text{sign} \left\{ \sum_k^M I_k \right\}, \quad (8.16)$$

где  $M$  равно числу выборок синфазной  $I_k$  составляющей на интервале времени, равном длительности бита передаваемой информации.

Следует отметить, что для замены сложных операций возведения в квадрат квадратурных составляющих и извлечения корня широко используются более простые операции суммирования модулей квадратур по алгоритмам, реализующим «модульный» принцип построения приемников радиосигналов [105].

Дальнейшая обработка рассмотренных сигналов выполняется в цифровых фильтрах сглаживающих цепей, которые реализуются программно в микропроцессорах или встраиваемых микроЭВМ АП. Структуры цифровых фильтров могут определяться тремя методами: построением цифровых эквивалентов аналоговых прототипов (рассмотренных в § 8.3), эвристически и статистическим синтезом после АЦП с использованием методов статистических решений, в частности, методов марковской теории оптимальной непрерывно-дискретной фильтрации [156].

В последнем случае уравнения непрерывной нелинейной фильтрации (7.17) — (7.18) видоизменяются на их дискретные аналоги:

$$\mathbf{X}^*(t_k|t_k) = \mathbf{X}^*(t_k|t_{k-1}) + \bar{\mathbf{A}} \left[ \mathbf{K}(t_k|t_{k-1}), \left( \frac{d\mathbf{S}}{dx_i} \right)_i, \mathbf{N}_d \right] \varepsilon_k, \quad (8.17)$$

$$\mathbf{K}(t_k|t_k) = \mathbf{K}(t_k|t_{k-1}) - \mathbf{K}(t_k|t_{k-1}) \bar{\mathbf{B}} \left[ \left( \frac{d\mathbf{S}}{dx_i} \right)_i, \left( \frac{d^2\mathbf{S}}{dx_p dx_q} \right) \right] \mathbf{K}(t_k|t_{k-1}),$$

где  $\mathbf{X}(t_k|t_{k-1})$  — экстраполированная на один шаг оценка вектора  $\mathbf{X}(t_k)$ , для нахождения которой не используется результат последнего измерения;  $\mathbf{X}^*(t_k|t_k)$  — апостериорная оценка вектора  $\mathbf{X}(t_k)$ , для нахождения которого используется результат последнего измерения;  $\mathbf{K}(t_k|t_{k-1})$  — корреляционная матрица ошибок оценки предыдущего шага;  $\mathbf{K}(t_k|t_k)$  — корреляционная матрица ошибок апостериорной оценки;  $\bar{\mathbf{A}}$  — матрица, зависящая от ошибок, производной сигнала и шумов;  $\bar{\mathbf{B}}$  — матрица, зависящая от производных сигнала, ошибок и шумов;  $\varepsilon_k$  — вектор сигнала ошибки, зависящий от оценки предыдущего шага.

Несмотря на сложность этих рекуррентных выражений, они достаточно просто реализуются программно.

В заключение следует отметить, что программная реализация алгоритмов фильтрации открывает широкие возможности для использования в АП цифровых фильтров различных видов с разной формой структуры [169]. Например, интеграторы структуры на рис. 8.7 реализуются суммированием входной величины данного такта с задержанной на один такт суммой этих величин на предыдущих тактах. Для задержки используют хранение данных в ОЗУ.

## 8.5. ОЦЕНКА ПОГРЕШНОСТЕЙ ИЗМЕРЕНИЙ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ

Погрешности измерения квазидальности и радиальной квазискорости обусловлены шумами приемника, динамикой движения объекта, погрешностями квантования задержки огибающей и фазы несущей, а также погрешностями вычислений при цифровой реализации алгоритмов слежения [186].

Для упрощения и наглядности предположим, что задержка и фаза несущей отслеживаются системами 2-го порядка астатизма. Тогда для оценки шумовой погрешности измерения квазидальности можно использовать выражение вида

$$\varepsilon_{\text{ш}}^2 = \Delta \tau^2 \left[ \frac{k_1 B_{\text{ССЗ}}}{P_c/N_0} + \frac{k_2 B_{\text{п.ч}} B_{\text{ССЗ}}}{(P_c/N_0)^2} \right], \quad (8.18)$$

где  $\varepsilon_{\text{ш}}^2$  — дисперсия шума измерения;  $\Delta \tau$  — длительность символа ПСП (кода  $P$  или  $C/A$ ), выраженная в метрах;  $P_c/N_0$  — отношение мощности сигнала к спектральной плотности шума размерности  $\text{с}^{-1}$ ;  $B_{\text{ССЗ}}$  — ширина полосы ССЗ;  $B_{\text{п.ч}}$  — односторонняя ширина полосы УПЧ дискриминатора;  $k_1, k_2$  — постоянные, зависящие от выбранного технического решения ССЗ.

Для кодов, применяемых в системе «Навстар», длительность символа кода  $P$   $\Delta \tau_p = 29,32$  м, кода  $C/A$   $\Delta \tau_{c/p} = 293,2$  м, для кода, применяемого в системе «Глонасс»,  $\Delta \tau_{\text{гл}} = 587,1$  м.

Для реализации дискриминатора когерентной ССЗ по схеме с двумя расстроенными по задержке каналами  $k_1 = 0,5$ ,  $k_2 = 0$ . При реализации дискриминатора по схеме с  $\tau$ -качением в оценке отношения  $P_c/N_0$  следует учитывать дополнительные потери от 3 до 6 дБ вследствие потерь мощности сигнала при разделении во времени слежения за ранним и поздним кодами. В качестве примера на рис. 8.8 представлены зависимости от отношения  $P_c/N_0$  шумовой погрешности слежения за задержкой кода  $P$ .

Для ССЗ с астатизмом 2-го порядка динамическая погрешность слежения

$$\varepsilon_{\text{д}} = 1,12a/4B_{\text{ССЗ}}^2, \quad (8.19)$$

где  $a$  — ускорение изменения квазидальности. На рис. 8.9 приведены зависимости нормированной суммарной среднеквадратической погрешности, вычисленной по формуле

$$\frac{\varepsilon^2}{\Delta \tau^2} = \frac{\varepsilon_{\text{ш}}^2}{\Delta \tau^2} + \frac{\varepsilon_{\text{д}}^2}{\Delta \tau^2}, \quad (8.20)$$

от полосы пропускания ССЗ для различных отношений сигнал-шум  $P_c/N_0$ .

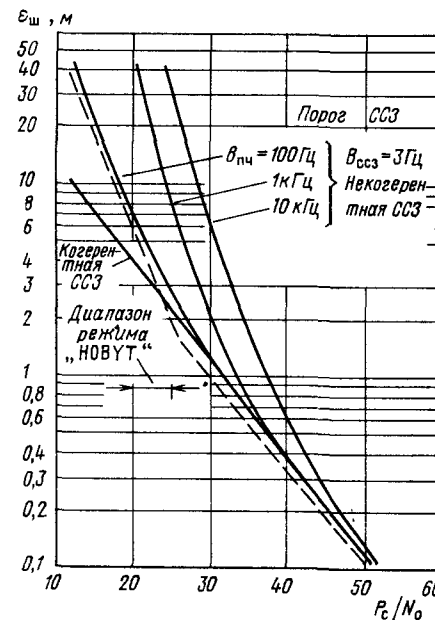


Рис. 8.8. Зависимость шумовой погрешности измерения квазидальности ССЗ кода  $P$  от отношения  $P_c/N_0$ : — — — для некогерентной ССЗ с  $\tau$ -качением,  $B_{\text{п.ч}} = 150$  Гц,  $B_{\text{ССЗ}} = 1,0$  кГц

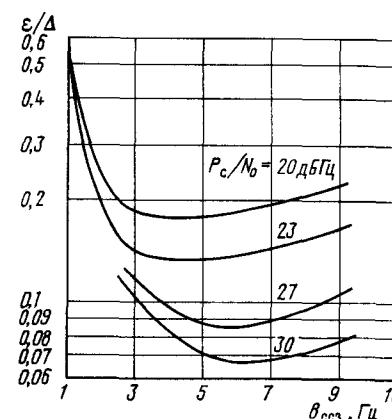


Рис. 8.9. Зависимость нормированной суммарной погрешности измерения квазидальности от ширины полосы пропускания ССЗ при  $\Delta = 1/10,23$  мкс, ускорении  $3g$

Погрешность квантования измеряемой квазидальности определяется квантом задержки исполнительного устройства ССЗ, которое можно реализовать в виде динамического синтезатора частоты. Цифровая реализация ССЗ позволяет получить очень малые размеры кванта. При выборе кванта задержки равным  $1/64$  от длительности элемента кода получим погрешности квантования ( $1\sigma$ ), равные  $0,27$  м для кода  $P$ ,  $2,66$  м для кода  $C/A$  и  $5,3$  м для кода системы «Глонасс». При определении погрешностей квантования предполагается их равномерное распределение на интервале квантования.

Измерение квазискорости основано на измерении приращения дальности на несущей частоте. Для оценки шумовой погрешности измерения приращения дальности можно использовать выражение для дисперсии фазы схемы ФАП:

$$\varepsilon_{\Phi}^2 = \frac{\lambda^2 B_{\text{фап}}}{(2\pi)^2 P_c/N_0}, \quad (8.21)$$

где  $\lambda$  — длина волны несущей,  $B_{\text{фап}}$  — ширина полосы схемы ФАП. Погрешность измерения квазискорости как приращения фазы несущей за определенный интервал времени будет больше в  $\sqrt{2}$  раз. Если интервал времени, в течение которого измеряется приращение фазы несущей, принять равным  $1$  с, то на частоте  $1,575$  ГГц ( $\lambda = 19$  см) погрешность измерения квазискорости

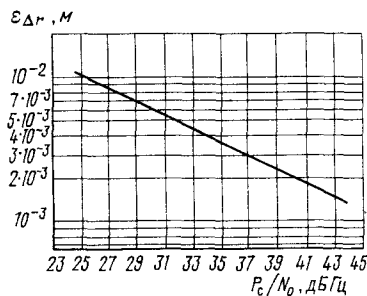


Рис. 8.10. Зависимость шумовой погрешности измерения приращения дальности на несущей от отношения  $P_c/N_0$  при  $B_{\text{фил}} = 20$  кГц

ностей вычислений являются: ограниченная разрядность процессора, математические аппроксимации и приближения, выполнение команд с задержкой. Эти погрешности оцениваются значениями менее 1 м для квазидальности и менее 1 см для квазискорости.

#### 8.6. СПОСОБЫ ПОВЫШЕНИЯ ПОМЕХОУСТОЙЧИВОСТИ АП

Анализ помехоустойчивости АП показывает, что воздействию помех наиболее подвержены схемы слежения за несущей (ФАП и ЧАП), схема слежения за задержкой ФМ ПСП, схема поиска. В меньшей степени помехи влияют на схему выделения служебной информации. Поэтому основное внимание следует уделять помехоустойчивости схем слежения за несущей и задержкой.

Помехоустойчивость связана с такими характеристиками этих систем, как ширина шумовой полосы, отношение сигнал-помеха и погрешности слежения. Очевидно, чем уже полоса, тем меньше и шумовая погрешность. Однако вследствие специфики ССРНС, заключающейся в большой динамике измеряемых навигационных параметров, с уменьшением полосы возрастают динамические погрешности. Поэтому при проектировании ищется компромисс между динамическими характеристиками и характеристиками помехоустойчивости.

Основными методами повышения помехоустойчивости АП являются: уменьшение отношения помеха-сигнал применением пространственной селекции сигналов с помощью антенн с управляемой диаграммой направленности; уменьшение динамических воздействий для сужения полосы систем слежения путем использования данных о динамике движения объекта от датчиков, в частности инерциальных или других автономных систем навигации; применение адаптивной настройки контуров слежения; использование априорно известной служебной информации [186];

$\epsilon_{\text{шск}} = 0,62$  см/с. Зависимость погрешности измерения приращения дальности от отношения  $P_c/N_0$  представлена на рис. 8.10.

Погрешность квантования квазискорости можно определить через погрешность квантования фазы схемы ФАП. При выборе кванта фазы, равном  $1/64$  от периода несущей, получим погрешность квантования при измерении приращения дальности, равную ( $1\sigma$ ) 2,5 мм.

При цифровой реализации ССЗ и ФАП источниками погрешностей

Охарактеризуем кратко указанные способы повышения помехоустойчивости.

Антенны АП ССРНС должны обеспечить равномерное покрытие верхней полусферы, так как спутники отслеживаются повсюду от горизонта до зенита. Для повышения помехозащищенности можно использовать два варианта исполнения антенн: с наведением узконаправленных лучей (луча) на спутники и с адаптивным наведением минимума диаграммы направленности на источник помехи. Для образования узких лучей в диапазоне 1,6 ГГц необходимы достаточно большие раскрывы антенной решетки, а поскольку положение лучей должно быть стабилизировано в пространстве, то управление антенной решеткой для объектов с высокой динамикой становится сложной задачей. Поэтому на практике применяют антенные решетки сравнительно малых размеров с адаптивным наведением минимума диаграммы направленности на помеху.

Так как уровень сигнала НИСЗ значительно ниже уровня собственных шумов приемника (до  $-40$  дБ в полосе частот, равной ширине спектра), то любой другой сигнал, превосходящий уровень шума, является помехой. Поэтому в адаптивной антенной решетке выходные сигналы элементов антенны складываются так, чтобы минимизировать суммарную мощность помех на входе. Это позволяет подавить сильную помеху до уровня теплового шума, т. е. уменьшить отношение помеха-сигнал.

Использование информации о скорости и ускорении движения объекта, получаемой от инерциальной навигационной системы ИНС и пересчитанной в скорость изменения задержки и доплеровского сдвига частоты, позволяет уменьшить ширину полосы схем слежения за задержкой и за несущей и тем самым повысить помехоустойчивость, снизив пороговые значения отношения сигнал-помеха. Эффективность этой процедуры во многом определяется качеством самой ИНС, характеризуемым значением  $K$  относительной погрешности ИНС.

В предположении пренебрежимой малости запаздывания данных от ИНС были рассчитаны зависимости ширины полосы  $B_L$  ССЗ и ФАП от относительной погрешности ИНС (рис. 8.11). Анализ показал, что при вводе скорости с относительной погрешностью  $K = 0,001$  ширину полосы ФАП можно уменьшить с 20 до 2 Гц, а ширину полосы ССЗ — с 1 до 0,03 Гц. Относительная погрешность  $K = 0,001$  соответствует точности современных ИНС (без специальной калибровки), имеющих «уход» порядка 1,6 км/ч. На рис. 8.12 показаны зависимости погрешности измерения дальности ССЗ с шириной полосы  $B_L = 0,08$  Гц от отношения  $P_c/N_0$  при различных значениях остаточной погрешности  $\delta_v$  введения скорости.

Следует отметить, что при дальнейшем повышении качества ИНС не всегда повышается помехоустойчивость, так как суже-

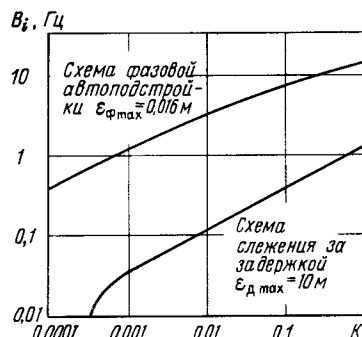


Рис. 8.11. Зависимость ширины полосы ССЗ и ФАП от относительной погрешности ИНС при  $v_{\max} = 900$  м/с,  $a_{\max} = 50$  м/с<sup>2</sup>,  $j_{\max} = 100$  м/с<sup>3</sup>

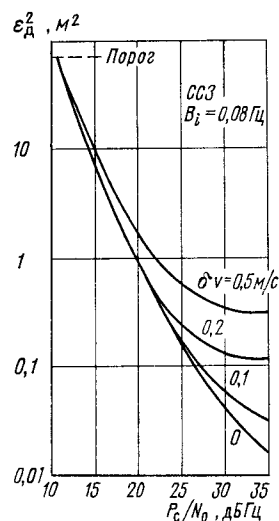


Рис. 8.12. Зависимости погрешности измерения дальности ССЗ от отношения сигнал-шум при различных значениях остаточной погрешности введения скорости  $\delta v$  при  $B_L = 0,08$  Гц

ние полос ФАП и ССЗ ограничиваются другими факторами, такими как нестабильность опорного генератора АП, неприемлемо большие времена переходных процессов систем слежения и т. п.

Применение фильтрации Калмана с расширенным вектором состояния для измерения скорости в комплексированной системе АП и ИНС показало, что ССЗ  $B_L = 0,02$  Гц будет устойчиво работать при погрешности ввода скорости порядка 0,2 м/с. При этом пороговое отношение сигнал-помеха составляет около 10 дБГц. Сравнивая это значение с пороговым отношением  $P_c/N_0 = 25$  дБГц, характерным для некомплексированной системы, можно сделать вывод, что ввод скорости способен повысить помехоустойчивость на 15 дБ.

В ряде случаев дополнительный выигрыш в помехоустойчивости можно получить, используя адаптивную настройку параметров следящих систем. К этим параметрам относят: коэффициенты усиления петель и отдельных узлов; постоянные времени корректирующих звеньев; изменение порядка астатизма и т. п. Суть адаптивной настройки заключается в том, что в каждый текущий момент времени оцениваются помеховая обстановка, т. е. значение отношения сигнал-шум  $P_c/N_0$ , а также динамические параметры (скорость, ускорение, рыбки), на основании чего вычисляются оптимальные или квазиоптимальные значения параметров следящих систем. Существует несколько вариантов практической реализации адаптивной настройки параметров: адаптивная настройка ширины полосы (при постоянном усилении) с помощью полосового ограничителя; адаптивная настройка ширины полосы изменением усиления ФАП; применение адаптивной ЧАП.

Передача служебной информации в кадре сигналов ССРНС заставляет применять для когерентной демодуляции сигнала квадратурные схемы восстановления несущей, такие как схема Костаса. Если служебную информацию выделять не нужно (она известна потребителю или умышленно исключена из структуры сигнала на частоте  $f_2$  системы «Навстар»), то сигнал можно отслеживать обычной системой ФАП или системами, в которых известная информация используется для демодуляции принимаемого сигнала в трактах ПЧ до преддекторных фильтров. Исследования показали, что здесь выигрыш в помехоустойчивости может достигать 4...6 дБ.

## ГЛАВА 9

### РАЗНОВИДНОСТИ АППАРАТУРЫ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ

#### 9.1. ОСОБЕННОСТИ АППАРАТУРЫ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ

Сетевые спутниковые РНС предназначены для глобального навигационно-временного обеспечения чрезвычайно широкого круга не только транспортных средств, но и других объектов, нуждающихся в таком обеспечении. Поэтому разнообразие типов АП определяется разнообразием требований, предъявляемых к ней [186]. Так, АП ССРНС «Навстар» разделяют на два основных класса: военного назначения и гражданского применения.

Отличительными особенностями аппаратуры военных потребителей являются:

прием и обработка радиосигналов повышенной точности (модулированных кодом  $P$ ) в двух частотных диапазонах  $f_1$  и  $f_2$  для получения высокой точности навигационно-временных определений и высокой помехозащищенности;

применение дополнительных мер помехозащищенности, таких как пространственная селекция адаптивными антенными решетками, оптимальное комплексирование с инерциальными или другими навигационными системами подвижного объекта;

малое время до первого отсчета навигационно-временных параметров;

высокая надежность.

При этом такие характеристики АП, как массогабаритные, стоимость, оставаясь чрезвычайно существенными, не выдвигаются на первый план.

Для аппаратуры гражданского применения наиболее важны малые массогабаритные характеристики и низкая стоимость. Отличительной особенностью этого класса аппаратуры является прием и обработка радиосигналов пониженной точности (модулированных кодом  $C/A$ ) в одном частотном диапазоне, что

определяется, с одной стороны, доступностью этого сигнала для гражданских потребителей, а с другой — меньшими аппаратными затратами.

По сложности схемотехнических решений и объему аппаратных затрат АП разделяют на одноканальную (в том числе мультиплексную), которая в каждый текущий момент времени ведет прием и обработку радиосигнала только одного НИСЗ, и многоканальную, позволяющую одновременно принимать и обрабатывать сигналы нескольких НИСЗ.

Число каналов многоканальной АП в первую очередь определяется динамическими характеристиками потребителя. Так, АП высокодинамичных потребителей, штурмовиков, космических кораблей, стратегических бомбардировщиков и некоторых видов ракет содержит пять каналов приема радиосигналов, при этом четыре канала используются для непрерывного слежения за несущей и задержкой радиосигналов четырех НИСЗ, обеспечивая тем самым непрерывное решение навигационной задачи, а пятый канал используется для поиска, синхронизации и приема информации от новых НИСЗ, обеспечивая непрерывную смену рабочих созвездий, а также для измерения задержки кода  $P$  на второй рабочей частоте  $f_2$ , обеспечивая компенсацию погрешностей распространения радиосигналов в ионосфере. Пример реализации пятиканальной АП рассмотрен в § 9.3. Следует отметить, что пятиканальная аппаратура применяется также на таком малодинамичном объекте, как подводная лодка, но это обусловлено требованием малого времени до первого определения координат. Четырехканальная АП находит применение на ракетах разного класса. Необходимость в пятом канале здесь отпадает, так как ввиду относительно малого времени полета смена рабочих созвездий НИСЗ не производится. Двухканальная АП применяется на объектах со средней динамикой, таких как транспортные самолеты, некоторые ракеты, отдельные классы кораблей, самолеты гражданской авиации. Один канал АП этого типа используется для последовательного во времени приема и обработки радиосигналов четырех НИСЗ рабочего созвездия, а второй канал так же, как и пятый канал в пятиканальной АП,— для обновления рабочего созвездия и измерений на частоте  $f_2$ .

Одноканальная АП используется на объектах с низкой динамикой, таких как танки, средства топопривязки, носители ранцев, самолеты гражданской авиации, морские суда, неподвижные объекты геодезии, картографии. Характерной особенностью одноканальной АП является последовательный по времени прием сигналов НИСЗ. Пример реализации одноканальной АП рассмотрен в § 9.2.

В зависимости от продолжительности времени приема сигналов от НИСЗ различают одноканальную АП последовательного прие-

ма, когда продолжительность приема сигналов каждого НИСЗ составляет 0,2...2 с, и мультиплексную АП, где продолжительность приема сигнала каждого НИСЗ не превышает единиц миллисекунд. В последнем случае продолжительность приема значительно меньше постоянной времени следящих измерителей АП, что позволяет организовать фактически непрерывное слежение за несколькими НИСЗ и одновременное измерение их радионавигационных параметров. Благодаря цифровой обработке сигналов и программной реализации следящих измерителей увеличение аппаратных затрат в мультиплексной АП оказывается незначительным по сравнению с одноканальной АП последовательного приема. Следует отметить, что вследствие мультиплексирования средний энергетический потенциал радиолинии АП — НИСЗ снижается (при слежении за сигналами четырех НИСЗ минимум на 6 дБ), что приводит к снижению помехоустойчивости мультиплексной АП. Пример реализации мультиплексной АП рассмотрен в § 9.4.

Совершенствование технологии разработки и изготовления СБИС позволяет резко уменьшить массогабаритные характеристики и стоимость АП. Министерство обороны США субсидировало ряд программ, ставящих целью разработку мини-аппаратуры, и в настоящее время созданы опытные образцы одноканальной аппаратуры объемом 100 см<sup>3</sup> и массой около 400 г [200, 201].

Несмотря на разнообразие требований, предъявляемых к АП различного типа, можно сформировать общие тенденции развития АП, проявляемые при их реализации.

Первой из них является все большее применение цифровых методов обработки радиосигналов, реализация алгоритмов обработки информации в программируемых микропроцессорах и микроЭВМ, повышение степени интеграции применяемых аналоговых и цифровых микросхем.

Вторая состоит в применении передовых технологий при создании компонентов АП, таких как арсенид-галлиевая технология твердотельных СВЧ микросхем в сочетании с технологией фильтров на поверхностных акустических волнах, заказные аналоговые и цифровые БИС.

Третья тенденция заключается в применении дифференциального режима для повышения точности АП как военного, так и гражданского назначения. Разновидности дифференциального режима и их особенности рассмотрены в гл. 20.



**Носимая АП системы «Навстар».** Анализ структурных схем одноканальной аппаратуры различных потребителей показывает почти полную их идентичность. Различие заключается в конструктивном исполнении, в применении элементной базы той или иной степени интеграции. Потому, полагая наиболее типичной для одноканальной АП ранцевую, рассмотрим вариант АП системы «Навстар» разработки фирмы «Коллинз», который размещается в носимом блоке массой 6,5 кг, содержащем сменную литиевую батарею питания, антенну и пульт управления и индикации. Конструкция позволяет переносить АП за спиной или устанавливать в автомобиле, а также на других наземных транспортных средствах. Аналогичная ранцевая АП системы «Глонасс» 1Т129 была разработана в Российском институте радионавигации и времени (РИРВ), находящемся в Санкт-Петербурге (СПб).

Структурная схема представлена на рис. 9.1 [186].

Вся схемотехника аппаратуры размещена на пяти печатных платах размером  $150 \times 250$  мм: плата радиоприемника, включающая СВЧ коммутатор сигналов  $f_1$  и  $f_2$  диапазонов, СВЧ усилитель с преобразователем частоты, синтезаторы частоты, усилитель промежуточной частоты; плата коррелятора, содержащая собственно коррелятор, генераторы кодов  $P$  и  $C/A$ , цифровой генератор несущей, аналого-цифровой преобразователь и предпроцессор с выходом на магистраль навигационного процессора; плата навигационного процессора, на которой размещены процессор в виде микроЭВМ CAPS-7, контроллер прерываний и таймер; плата памяти, содержащая ОЗУ, ПЗУ программ, 3У сменных констант (репрограммируемое 3У), 3У контрольных задач и детектор ядерных событий; плата интерфейса с блоком питания, содержащая интерфейсы пульта управления и индикации, внешней регистрирующей аппаратуры, внешних датчиков, устройства встроенного контроля, устройства управления антенной.

В аппаратуре использована цифровая реализация схем поиска радиосигналов по несущей и задержке кодов  $C/A$  и  $P$ , схем слежения за несущей и задержкой кода, схемы выделения служебной информации. Предпроцессор накапливает АЦП-квадратурные выборки  $I$  и  $Q$  в течение 20 мс; для отслеживания фазы несущей формирует арктангенсную дискриминационную характеристику; вычисляет сигнал  $I^2 + Q^2$  для определения отношения сигнал-шум. Алгоритмы слежения, поиска, выделения информации и формирования измеренных значений квазидальности и квазискорости реализованы программно в навигационном процессоре вместе с программным обеспечением вторичной обработки. С выхода навигационного процессора по его магистрали в устройство первичной обработки выдаются все цифровые данные для настройки радиоприемника и коррелятора.

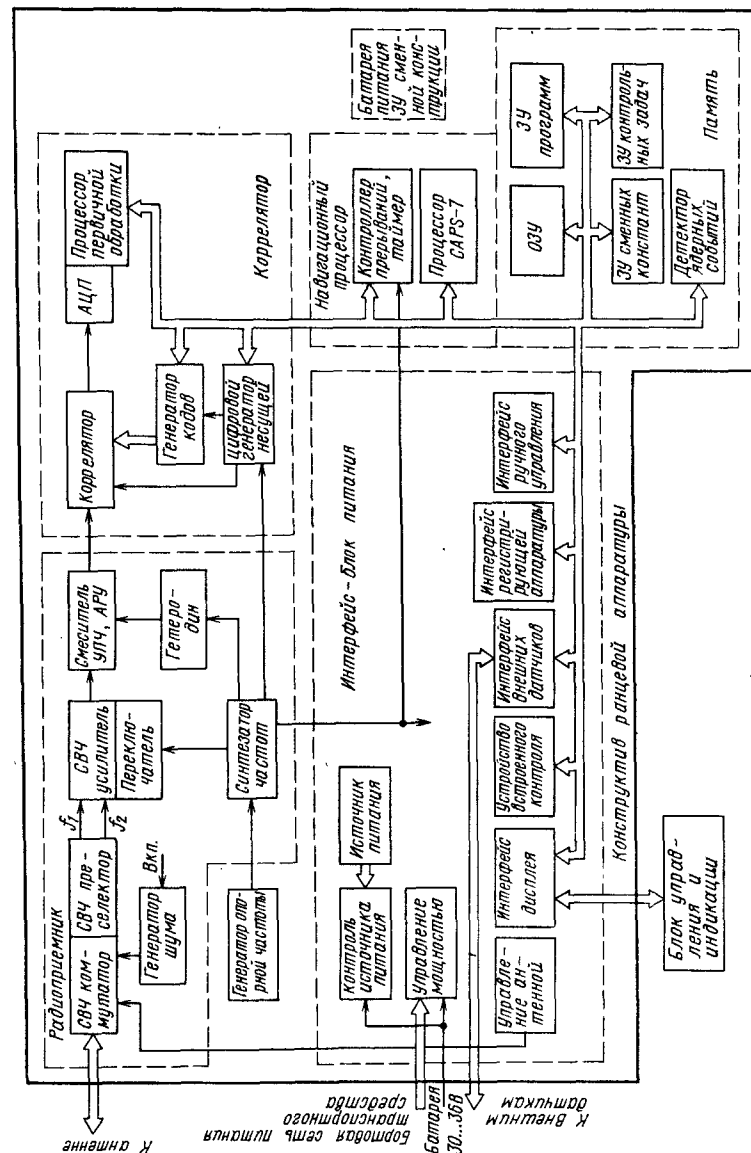


Рис. 9.1. Структурная схема одноканальной АП ранцевого типа

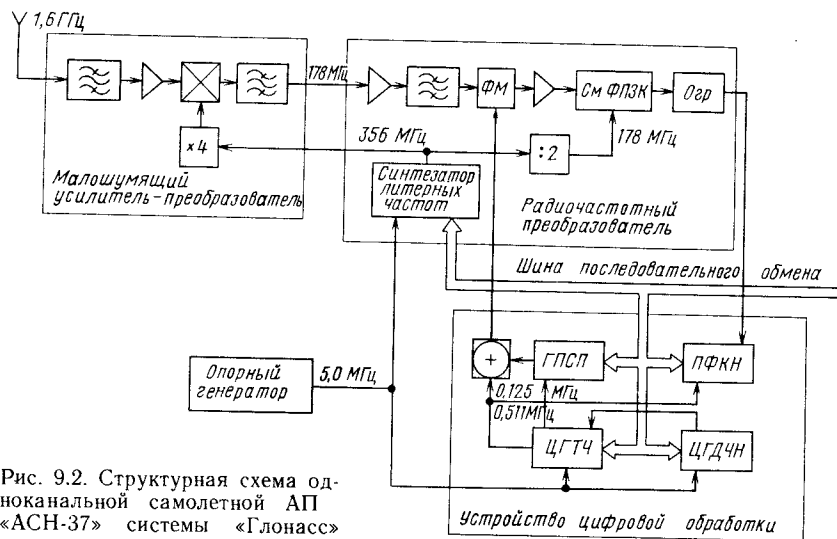
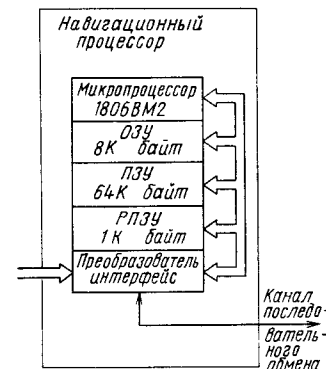


Рис. 9.2. Структурная схема одноканальной самолетной АП «АСН-37» системы «Глонасс»

МикроЭВМ CAPS-7 выполнена на ИМС серии 2900 с эффективным быстродействием (12 % операций с плавающей запятой) 330 000 операций в секунду. Из дополнительных характеристик микроЭВМ следует отметить: изменяемый период микрокоманд, стековую организацию, возможность выполнения операций с фиксированной и плавающей запятой.

Аппаратура принимает сигналы последовательно во времени. Продолжительность приема сигнала каждого НИСЗ переменная в зависимости от режима работы, но не более 2 с. Перед началом работы оператор вводит априорные координаты места и текущее время. При погрешности ввода координат до 25 км и времени до 30 с и при наличии действующего альманаха в ЗУ сменных констант поиск сигнала требуется произвести максимум на двух элементах неопределенности по частоте. Общее время поиска не более 30 с. После установления синхронизации с сигналом первого НИСЗ производится установка своего хранителя времени с точностью 0,1 мс относительно системного времени. Это позволяет сократить диапазоны поиска сигналов следующих НИСЗ рабочего созвездия по частоте с двух до одного элемента неопределенности, а по задержке кода  $C/A$  с 2044 до 600 элементов при соответственном уменьшении времени поиска до 12 с.

Основные технические характеристики аппаратуры:  
погрешность (среднеквадратическая) определения плановых координат 4...5 м;  
инструментальная погрешность (среднеквадратическая) измерения квазидальности 1...2 м;



пороговые отношения сигнал-шум: схемы поиска 34 дБГц; схемы слежения за несущей задержкой кода  $C/A$  30 дБГц, помехоустойчивость схемы слежения за задержкой кода  $P$  40 дБ; время до первого определения не более 240 с; диапазон рабочих температур — 40... +70 °C; потребляемая мощность 14 Вт. Встроенная батарея питания обеспечивает 6 ч непрерывной работы.

**Самолетная АП системы «Глонасс».** Иллюстрируя возможности построения АП системы «Глонасс», кратко опишем

одноканальную АП «АСН-37» для гражданских самолетов [202], разработанную в РИРВ (СПб) (рис. 9.2, 9.3). Специфическим отличием радиосигналов системы «Глонасс» от радиосигналов системы «Навстар» является наличие литерных частот несущей радиосигнала каждого НИСЗ (см. гл. 1.6), что обеспечивает частотное разделение сигналов в АП. Для приема радиосигналов с литерными частотами в АП системы «Глонасс» используется синтезатор литерных частот (СЛЧ) управляемый навигационным процессором в гетеродинах радиочастотного преобразователя.

В АП «АСН-37» литерные частоты синтезируются с шагом 0,125 МГц на частоте 356 МГц. Сигнал первого гетеродина формируется умножением литерных частот на 4, сигнал второго гетеродина — делением на 2. При этом первое преобразование частоты принимаемого сигнала компенсирует 8/9 литерного разности частот сигналов каждого НИСЗ, а второе преобразование — оставшуюся 1/9 литерного разности частот. Выбор рассмотренного частотного плана радиочастотного преобразования позволил минимизировать аппаратные затраты для одноканальной АП, используя один синтезатор частот для двух гетеродинов. Однако применение подобного частотного плана преобразует спектр демодулированного ФМ сигнала на нулевую вторую промежуточную частоту. Для стабилизации и повышения устойчивости работы выходных каскадов радиочастотного преобразователя введена дополнительная модуляция ПСП суммированием по модулю 2 с меандром частоты 0,125 МГц, являющейся поднесущей для демодулированного сигнала.

Во избежание формирования квадратур  $I$  и  $Q$  в аналоговой форме в радиочастотном преобразователе в качестве второго смесителя применен смеситель с фазовым подавлением зеркального канала (См ФПЗК). Это также уменьшает объем аппаратных затрат. С выхода радиочастотного преобразователя снимается бинарно квантованный сигнал, сдвинутый по частоте относи-

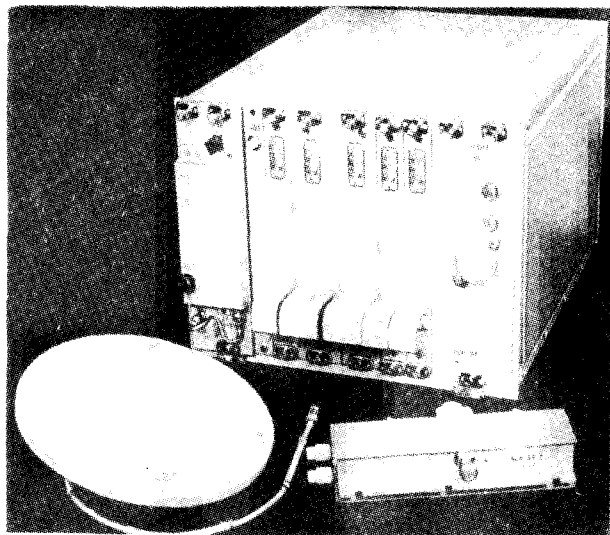


Рис. 9.3. Внешний вид самолетной АП «АСН-37»

тельно центральной частоты 0,125 МГц на доплеровский сдвиг частоты. Дальнейшие операции по обработке принятого радиосигнала производятся в устройстве цифровой обработки УЦО, который содержит: генератор ПСП с цифровым генератором тактовой частоты ПСП (ЦГТЧ); цифровой генератор доплеровского сдвига частоты несущей (ЦГДЧН); преобразователь фазы — код с накопителем цифровых выборок (ПФКН). Накопление бинарно-квантованных выборок производится в течение 5 мс. Каждые 5 мс вырабатывается сигнал прерывания микроЭВМ и производится обмен информацией между УЦО и навигационным процессором, выполненным на базе микропроцессора серии 1806 ВМ2. Производительность микроЭВМ 300 000 коротких операций в секунду. Объемы памяти 8-разрядных слов навигационного процессора показаны на рис. 9.2.

Аппаратура «АСН-37» предназначена для автоматической работы в беспилотном варианте (без участия оператора) с комплексом цифрового пилотажно-навигационного оборудования самолета и использует весь объем данных о движении самолета от инерциальных систем, вырабатывая, в свою очередь, оценки плановых координат, высоты и составляющих вектора скорости для комплексной обработки и коррекции инерциальных систем.

Технические характеристики «АСН-37» следующие:

погрешности определения ( $1\sigma$ ):

широты, долготы 45 м,

высоты 65 м;

путевой скорости 0,25 м/с;

текущего времени 1 мкс;

масса 13 кг;

потребляемая мощность не более 100 В·А.

Отметим, что предыдущая модификация АП «АСН-37», именуемая «АСН-16» (также разработка РИРВ), прошла успешные испытания на самолете «Боинг-747», которые проводились по плану совместных работ с американскими фирмами «Ханнивелл» и «Нортвест эйрлайнз». На испытаниях был подтвержден одинаковый уровень точности АП «АСН-16» и аналогичной американской АП, работавшей по сигналам системы «Навстар».

Дальнейшее развитие АП типа «АСН-16» — «АСН-37» направлено на создание многоканальной интегрированной АП, работающей одновременно по сигналам систем «Глонавс» и «Навстар» и удовлетворяющей требованиям стандарта ARINC-743A [210].

**Корабельная АП системы «Глонавс».** Морские суда оснащаются навигационной АП «Шкипер» (рис. 9.4) [187], работающей по сигналам системы «Глонавс». Эта аппаратура научно-исследовательского института космического приборостроения (Москва) определяет географические координаты и путевую скорость судна, расстояние, пройденное с момента включения аппаратуры или от заданной точки; расстояние между заданными точками маршрута; рекомендованный курс следования в заданную точку с сигнализацией о достижении заданной точки или об отклонении от маршрута; время прибытия в точку назначения с заданной скоростью; маршрутные координаты; коммерческие задачи.

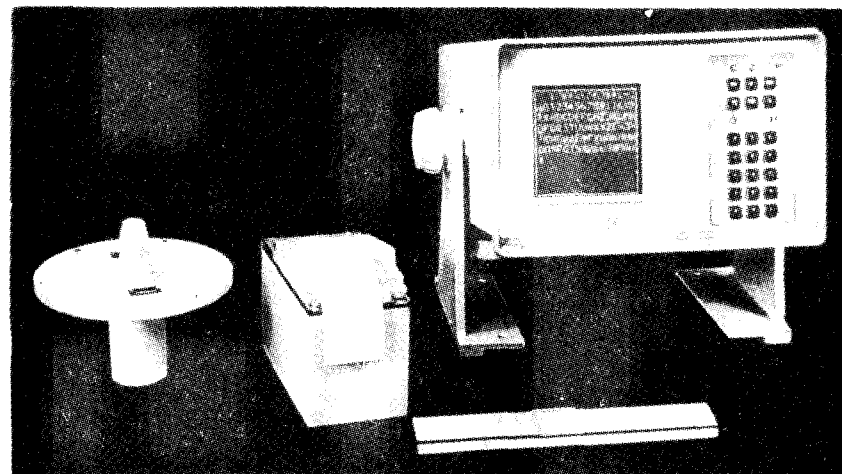


Рис. 9.4. Внешний вид корабельной АП «Шкипер» системы «Глонавс»

Чувствительность АП — 167 дБВт, прием сигналов ведется на основе цифровой обработки с использованием микропроцессоров. Погрешность определения координат (среднеквадратическая) 35 м.

«Шкипер» состоит из антенно-фидерного устройства АФУ с маломощными усилителем, устройства приема и обработки радиосигналов УПОР с визуальным отображением информации и алфавитно-цифрового печатающего устройства АЦПУ.

Размеры АФУ 370×370×260 мм, УПОР 425×426×263 мм, АЦПУ 100×149×221 мм. Масса АП «Шкипер» 21,5 кг.

РИРВ предоставляет потребителям корабельную АП «Ладога-С» [211] с более высокими массогабаритными характеристиками. Эта АП имеет расширенные возможности решения сервисных задач и более высокие точностные характеристики за счет применения дифференциального режима (см. гл. 20) с передачей корректирующей информации через сеть береговых радиомаяков типа «Зверь-М» [211].

### 9.3. МНОГОКАНАЛЬНАЯ АППАРАТУРА ПОТРЕБИТЕЛЕЙ

Многоканальная аппаратура предназначена для высокоточных определений координат, составляющих вектора скорости и поправки шкалы времени высокочастотных потребителей в условиях организованных помех. К разработке многоканальной АП, обладающей уникальными возможностями навигационно-временного обеспечения, постоянно приковано внимание специалистов ведущих фирм мира. Применение современной технологии, позволяющей резко повышать плотность компоновки полупроводниковых приборов и расширять возможности реализации цифровых способов обработки сигналов, приводит к постоянному совершенствованию архитектуры АП. В сочетании с модульным принципом конструирования созданы образцы четырех- и пятиканальной аппаратуры объемом 15 дм<sup>3</sup> и массой 12 кг. Ставится задача дальнейшего их уменьшения хотя бы на порядок.

В качестве примера реализации рассмотрим пятиканальную аппаратуру фирмы «Интерстейт Электроникс корпорейшн» [181]; предназначенную для объектов с динамикой движения от 4 до 10 g (рис. 9.5).

Для обеспечения приема сигналов НИСЗ во время маневров самолета применены две антенны, размещаемые на верхней и нижней частях обшивки. Модуль предусилителей содержит два СВЧ маломощных предусилителя (МШУ) — по одному для каждой из антенн; диплексеры для приема сигналов  $f_1$  и  $f_2$  диапазонов; СВЧ коммутатор, обеспечивающий быстрое (в течение 200 нс) переключение антенн, и  $f_1/f_2$  каналов диплексеров. Такое построение модуля предусилителя позволяет использовать его так-

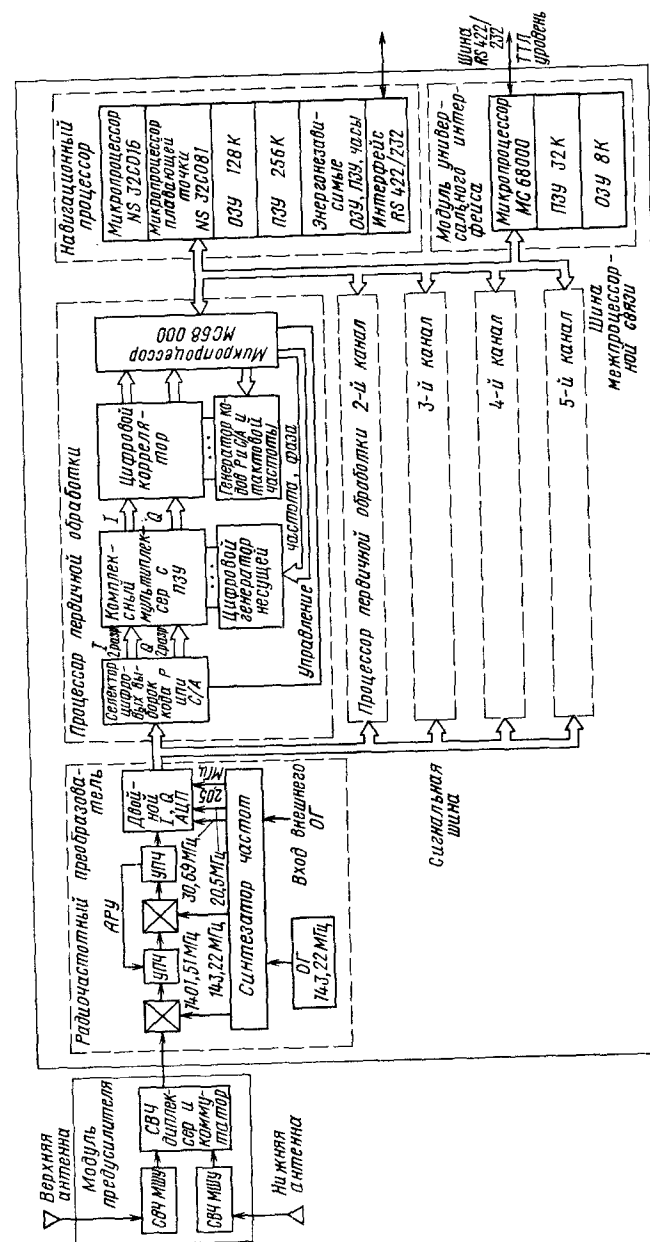


Рис. 9.5. Структурная схема модульной цифровой многоканальной АП

же в двухканальной аппаратуре, работающей в мультиплексном режиме.

Модуль радиочастотного преобразователя содержит тракт смесителей и усилителей промежуточной частоты (УПЧ). Номинальное значение первой промежуточной частоты 173,91 МГц, второй 30,69 МГц. При третьем преобразовании сведены АЦП, выполненные на заказной вентильной матрице. Промежуточная частота сигналов, модулированных кодами  $P$  и  $C/A$ , становится нулевой. При этом формируются синфазные  $I$  и квадратурные  $Q$  выборки обоих сигналов, которые подаются в процессор первичной обработки.

В двоекном АЦП для повышения избирательности и подавления радиопомех с негауссовским распределением амплитуд частота взятия двухразрядных выборок определена равной 20,5 МГц для корреляции кода  $P$  и 2,05 МГц для корреляции кода  $C/A$ . Это позволяет при последующей обработке эффективно бороться с синусоидальными сосредоточенными помехами, с помехами с качающейся частотой, с импульсными радиопомехами. Частота опорного генератора (ОГ), встроенного в модуль, равна 143,22 МГц =  $14f_0$ , где  $f_0 = 10,23$  МГц — тактовая частота кода  $P$ . Синтезатор частот вырабатывает сигналы для трех гетеродинов: 1401,5 МГц =  $137f_0$ , 143,22 МГц =  $14f_0$  и 30,69 МГц =  $3f_0$  соответственно. Модуль радиочастотного преобразователя унифицирован и может быть использован в АП с любым числом каналов.

Процессор первичной обработки представляет собой специализированное цифровое вычислительное устройство, в котором реализуется цифровая обработка квантованных выборок  $I_k$  и  $Q_k$ , включая снятие доплеровского сдвига частоты и цифровую корреляцию кодов. Цифровой процессор построен на вентильных матрицах и содержит селектор квантованных квадратурных  $I_k$  и  $Q_k$  выборок кода  $P$  и  $C/A$  для поочередной их передачи в комплексный мультиплексор из ПЗУ констант преобразования фазы в амплитуду, где компенсируется доплеровский сдвиг частоты, оценка которого снимается в цифровом виде с цифрового генератора несущей. Далее двухразрядные  $I_k$  и  $Q_k$  выборки кода  $P$  или  $C/A$  поступают на многоотводные цифровые параллельные корреляторы, в которых производится цифровая свертка кодов и сужение полосы обрабатываемых сигналов. Выходной сигнал корреляторов в цифровом виде подается в микропроцессор, выполненный на ИМС серии МС68000, для выполнения операций поиска, захвата, слежения и выделения информации. Генераторы кодов  $P$  и  $C/A$ , цифровые генераторы несущей и тактовой частоты кодов выполнены на вентильных матрицах. Аппаратура потребителей содержит пять процессоров первичной обработки, выходы которых соединены общей шиной обмена с навигационным процессором.

Навигационный процессор выполнен на микропроцессоре фирмы National Semiconductor серии NS 32C016 и сопроцессоре серии NS 32C081, предназначенном для выполнения операций с плавающей точкой и обеспечивающем высокую производительность вычислений, необходимую для АП высокودинамичных объектов. Тактовая частота микропроцессоров 20 МГц, разрядность 32.

Навигационный процессор обеспечивает управление процессорами первичной обработки по шинам обмена, управление всей АП, фильтрацию всех навигационных данных и имеет прямой доступ к памяти процессоров первичной обработки и процессору модуля универсального интерфейса.

Общая память навигационного процессора распределена следующим образом:

- 256К команд репрограммируемое КМОП ЗУ с пониженным питанием;

- 128К данных КМОП ОЗУ;

- 16К данных КМОП ОЗУ с встроенной батареей питания;

- 16К репрограммируемое ЗУ для хранения альманаха и других данных, вводимых перед началом работы. Кроме того, навигационный процессор содержит энергонезависимые часы с встроенной батареей питания, обеспечивающей автономную работу в течение 30 суток.

Программное обеспечение навигационного процессора реализовано на языке высокого уровня Фортран 77, а процессора первичной обработки — на языке Ассемблера.

При комплексировании с инерциальными навигационными системами высокودинамичного самолета в рассматриваемой АП реализуется навигационный фильтр на 17 состояний вектора оценок навигационных параметров. При отсутствии данных от инерциальных систем реализуется фильтр на 11 состояний.

Модуль универсального интерфейса построен на микропроцессоре МС 68000 и имеет память 32К управляющих программ, реализованных в репрограммируемом ЗУ, и 8К байт слов данных, хранящихся в ОЗУ. Микропроцессор МС 68000 этого модуля снабжен дополнительной схемотехникой для организации прямого доступа к памяти, что обеспечивает быструю передачу данных ввода/вывода по межпроцессорной шине. Модуль универсального интерфейса имеет сменные блоки, которые позволяют организовать три типа обмена: по магистрали обмена RS 422 с уровнями выходных и входных сигналов ИМС — TTL, по магистрали RS 232 с уровнями ИМС — TTL, по магистрали MIL — STD — 1553B — мультиплексный последовательный канал обмена.

Многоканальная аппаратура различных разработок, как правило, имеет следующие основные технические характеристики: чувствительность приемника не хуже — 166 дБВт; погрешность измерения квазидальности не хуже 1,5 м (1σ,

код  $P$ ), квазискорости не хуже 1,5 см/с при отношении сигнал-шум, равном 30 дБГц, и при следующей динамике движения потребителя: максимальная скорость до 1100 м/с и выше, ускорение до 10g, рывок до 5g/с; помехоустойчивость при поиске 24 дБ (код  $C/A$ ), при слежении 40 дБ (код  $P$ ), при удержании сигнала 47 дБ (код  $P$ );

погрешность определения плановых координат ( $1\sigma$ ) не хуже 10 м;

время до первого определения координат не более 2,5 мин.

#### 9.4. МУЛЬТИПЛЕКСНАЯ АППАРАТУРА ПОТРЕБИТЕЛЕЙ

Мультиплексированием называют процесс, при котором несколько потоков сигналов уплотняются во времени в один общий поток. Этот метод хорошо известен в системах цифровой обработки сигналов. Например, мультиплексный цифровой фильтр — это переключаемый фильтр, на вход которого последовательно во времени подаются несколько входных сигналов, а выход синхронно со входом переключается на соответствующие выходные линии. В мультиплексной АП таким уплотняющим фильтром являются антенна, радиочастотный преобразователь, коррелятор, генераторы кодов и управляемые генераторы ФАП и ССЗ. Полученные квадратурные выборки  $I_k$  и  $Q_k$  в цифровой форме с выхода коррелятора последовательно во времени подаются на программно реализуемые фильтры следящих систем, число которых равно числу КА рабочего созвездия.

Такое соединение аппаратных и программных средств позволяет удачно сочетать достоинства одноканальной и многоканальной АП: малые аппаратные затраты и одновременное измерение навигационных параметров сигналов КА рабочего созвездия.

На рис. 9.6 приведена структурная схема мультиплексной АП [186]. Следует отметить, что не все элементы и узлы обычного одноканального приемника можно использовать в мультиплексной АП ввиду специфического требования — быстрого переключения состояния схем. К основным принципам реализации мультиплексной обработки радиосигналов относятся: быстрое когерентное переключение преселектора СВЧ сигналов  $f_1$  и  $f_2$  диапазонов, использование памяти для хранения состояния несущей и кодов; применение мультиплексеров и демультиплексеров для временного уплотнения  $I_k$  и  $Q_k$  выборок, применение единой опорной синхронизации, на базе которой осуществляется мультиплексная синхронизация, оптимизация частотного плана радиочастотного преобразователя — усилителя. К узлам, при реализации которых проявляется специфика мультиплексирования (на рис. 9.6 заштрихованы), относятся: селектор частот диапазонов  $f_1/f_2$ , схема цифровой додетекторной обработки, цифровой синтезатор доплеровского сдвига частоты несущей, цифровой синтезатор задержки

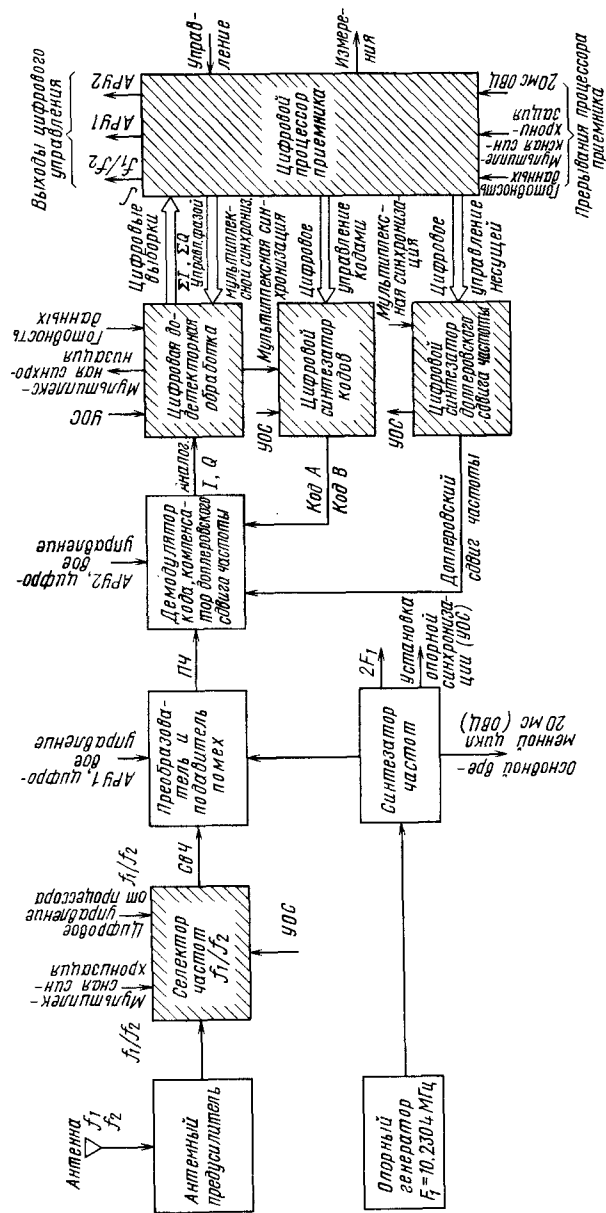


рис. 9.6. Структурная схема мультиплексного приемника АП

кодов. На рис. 9.6 не показаны те блоки, которые производят контроль синхронизации и выделения навигационного сообщения, поскольку непосредственно с мультиплексированием они не связаны.

При оптимизации частотного плана радиочастотного преобразователя руководствуются решением трех основных задач: упрощения синтеза гетеродинных частот, исключения влияния собственных помех и обеспечения формирования простого набора опорных импульсов синхронизации. Для решения второй и третьей задач частота опорного генератора выбрана равной 10,2304 МГц, что обеспечивает сдвиг в 400 Гц относительно тактовой частоты символов кода  $P$ , равной 10,23 МГц.

Для подавления сосредоточенных по спектру помех в радиоприемнике производится дополнительная модуляция сигнала на первой промежуточной частоте псевдослучайным кодом  $T$  с последующей демодуляцией совместно с кодами  $C/A$  и  $P$ . Стабилизация уровней сигналов на первой и второй промежуточных частотах обеспечивается двумя цепями цифровой АРУ.

В блоке цифровой дотекторной обработки выполняется аналого-цифровое преобразование двух пар квадратурных сигналов  $I_k$  и  $Q_k$  и их цифровое накопление. Одна пара сигналов  $I_k$  и  $Q_k$ , полученная в результате корреляции с синфазной ПСП, используется в контуре ФАП, другая, полученная в результате корреляции ПСП с  $\pi$ -качением, — в контуре ССЗ.

Цифровые синтезаторы несущей и тактовой частоты кодов  $C/A$  и  $P$  достаточно сложны [186]. Максимальное время их перестройки 0,4...0,5 мс.

Процессор считается центром мультиплексной АП, так как в нем обеспечивается реализация всех алгоритмов обработки сигналов, хранение значений фазы несущих и задержек кодов. Все основные параметры схем слежения являются программно-управляемыми, что позволяет изменять их в реальном времени как компромисс между динамикой отслеживаемых параметров и отношением сигнал-шум. Структурная схема процессора и программного обеспечения приведена на рис. 9.7.

Мультиплексный режим используется для поиска, слежения и выделения информационного сообщения. В этом режиме схемы ФАПЧ ЧАП за несущей отслеживают сигналы четырех КА вплоть до рывков 30 м/с<sup>3</sup> при отношении сигнал-шум более 32 дБГц и ширине полосы 20 Гц, обеспечивая среднеквадратическую погрешность измерения скорости 1,2 см/с, схема слежения за задержкой кода при указанном отношении сигнал-шум и ширине полосы 1 Гц имеет среднеквадратическую погрешность измерения квазидальности 1 м.

В мультиплексной аппаратуре резко снижаются аппаратные погрешности, характерные для двух- и более канальной аппаратуры, отсутствует необходимость периодической калибров-

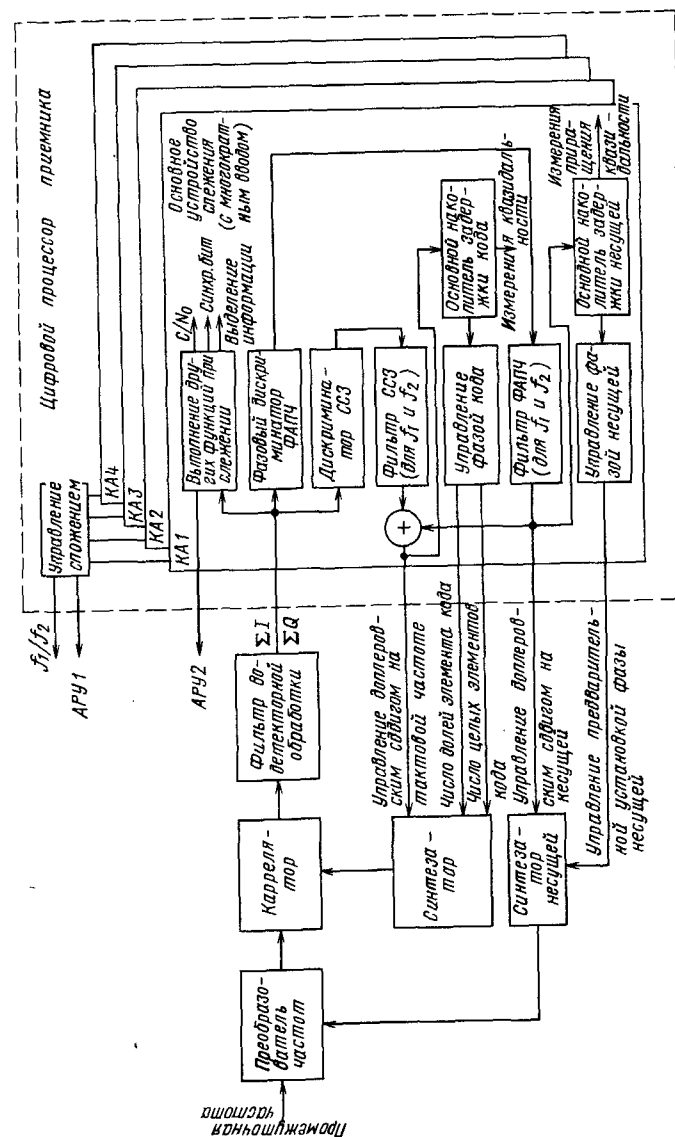


Рис. 9.7. Структурная схема процессора приемника и программного обеспечения

ки задержек каналов. Это открывает дополнительные возможности. В частности, появляется возможность измерения направлений. Если на потребителе установить две или более антенны на некоторой базовой линии, то можно измерять азимут и определять поправки к системам курсоуказания, измеряя разность фаз несущей частоты сигналов, принимаемых антеннами. Оценки погрешностей измерения углов показывают, что при длине базы 1 м можно получить погрешность до 1 мрад (см. гл. 12).

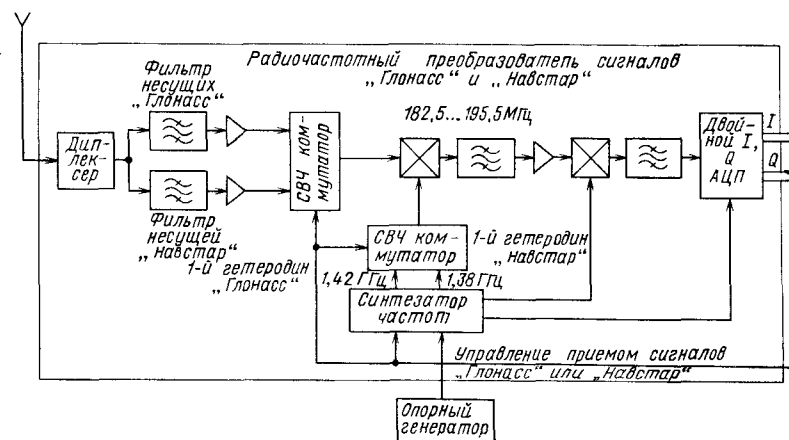
Упомянутая выше АП «Ладога-С» также имеет мультиплексный режим работы.

#### 9.5. АППАРАТУРА ПОТРЕБИТЕЛЕЙ ДЛЯ ОДНОВРЕМЕННОЙ РАБОТЫ ПО СИСТЕМАМ «ГЛОНАСС» И «НАВСТАР»

Близость систем «Глонасс» и «Навстар» как по баллистическому построению орбитальной группировки КА, так и по радиосигналам, излучаемым КА, позволяет создать АП, работающую по сигналам обеих систем. При этом в качестве рабочих созвездий будут одновременно использованы КА, принадлежащие обеим системам. Основное различие радиосигналов, обусловленное кодовым разделением при одной несущей в системе «Навстар» и частотным разделением при 24 несущих в системе «Глонасс», можно устранить соответствующим построением радиоприемника, предпроцессора первичной обработки и программного обеспечения навигационного процессора.

На рис. 9.8 приведен возможный вариант структурной схемы радиочастотного преобразователя сигналов и процессора первичной обработки одноканальной АП, работающей по сигналам систем «Глонасс» и «Навстар».

Структура радиочастотного преобразователя предполагает задельную фильтрацию сигналов КА «Глонасс» и «Навстар» на



частотах диапазона 1,6 ГГц, принимаемых одной антенной. Далее для минимизации аппаратных затрат частоты первого гетеродина для последовательного во времени приема сигналов обеих систем выбираются так, чтобы на первой промежуточной частоте спектры модуляции сигналов обеих систем были совмещены. Различия в кодах модуляции сигналов обеих систем обеспечивает их последующее усиление, преобразование и обработку без отрицательного взаимного влияния. В качестве основы для синтеза частот первого гетеродина может быть выбрана как частота 10,23 МГц или ее гармоники, что характерно для АП системы «Навстар», так и частота 5,0 МГц или ее гармоники, что характерно для АП системы «Глонасс». В качестве примера на рис. 9.8 указаны номиналы частот 1-го гетеродина, синтезированные из частоты 5,0 МГц.

Выбор частоты 2-го гетеродина и второй промежуточной частоты радиочастотного преобразователя во многом определяется возможностями реализации последующей обработки. На рис. 9.8 указана частота 2-го гетеродина, равная 190 МГц, из расчета сужения ширины полосы, занимаемой 24 литерными частотами системы «Глонасс», примерно в два раза при втором преобразовании частоты.

Компенсацию литерных частот и доплеровского сдвига частот можно реализовать в цифровом виде путем соответствующей обработки преобразованных в цифровую форму в АЦП квадратурных выборок сигналов на второй промежуточной частоте. Для этого узлы процессора первичной обработки выполняются на вентильных матрицах (чипах), причем число матриц определяется возможностями используемой КМОП-технологии. Основное требование, предъявляемое при реализации матриц, — быстродействие, в данном случае может быть ограничено частотой 20 МГц. Реализация процессора первичной обработки на вентильных мат-

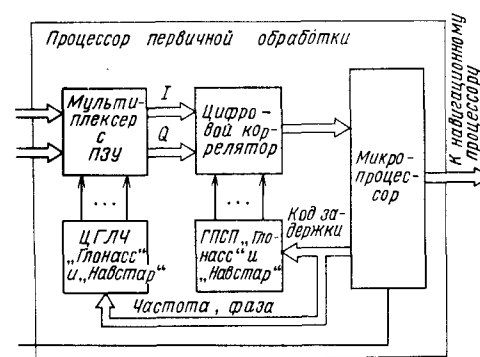


Рис. 9.8. Структурная схема радиочастотного преобразователя сигналов и процессора первичной обработки одноканальной АП, работающей одновременно по сигналам систем «Глонасс» и «Навстар»



рицах позволяет быстро перестраивать АП на прием сигналов как «Глонасс», так и «Навстар» и реализовать мультиплексный режим работы по сигналам обеих систем.

После цифровой корреляции кодов ПСП обработка сигнала производится программно в микропроцессоре типа МС 68000, в котором вырабатываются оценки навигационных параметров.

Несмотря на различие передаваемой информации о параметрах движения КА в обеих системах, последующая обработка в навигационном процессоре возможна путем некоторого увеличения объема ПЗУ, связанного с различиями в расчете координат КА и обработке служебной информации. Очевидно, что создание АП, работающей по сигналам систем «Глонасс» и «Навстар», может дать потребителям ряд новых качеств, таких как повышение надежности и достоверности определения координат, повышение точности определения координат за счет выбора рабочих созвездий с меньшими значениями геометрических факторов, уменьшение числа зон и их размеров с неблагоприятными значениями геометрических факторов и др.

Дальнейшим развитием рассмотренного варианта является разработанная РИРВ интегрированная многоканальная самолетная АП «АСН-21» (рис. 9.9) [210] с массой 2,0 кг, полностью удовлетворяющая требованиям стандарта ARINC-743А. Примененные в АП шесть корреляторов в сочетании с мультиплексированием позволяют одновременно обрабатывать сигналы от двенадцати НИСЗ, которые выбираются из сетей «Глонасса» и «Навстара» в наивыгоднейшем их сочетании. Такие же характе-

Рис. 9.9. Внешний вид самолетной АП «АСН-21»

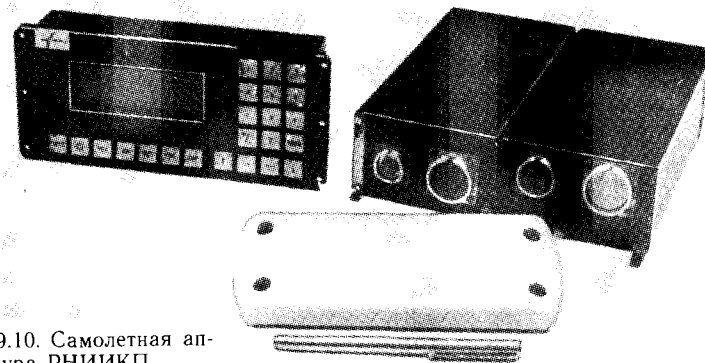
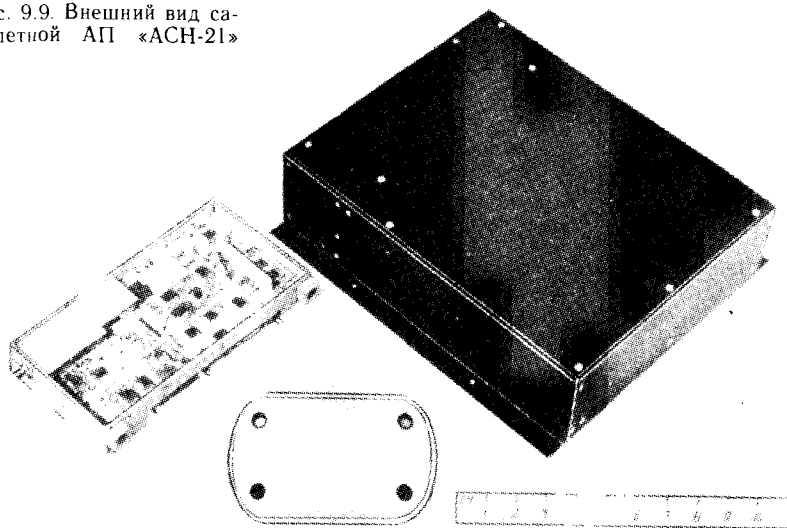


Рис. 9.10. Самолетная аппаратура РНИКП

ристики имеет аналогичная аппаратура, созданная в Российском НИИ космического приборостроения (рис. 9.10).

Продолжая разработки интегрированной многоканальной аппаратуры, РИРВ предлагает потребителям геодезический вариант АП «Стерлитамак-М», который обеспечивает субметровую точность за счет применения фазовых измерений по несущей частоте и дифференциального режима навигационных определений (см. гл. 20).

## 9.6. УНИФИКАЦИЯ АППАРАТУРНЫХ РЕШЕНИЙ

При разработке АП большое внимание уделяется минимизации стоимости жизненного цикла АП, включая затраты непосредственно на разработку, производство, установку АП на объекты, ее эксплуатацию и ремонт. Это естественно вызывает стремление минимизировать число модификаций АП, удовлетворяющих требованиям очень широкого круга потребителей, а также стремление к созданию такой архитектуры АП, которая позволит ее модернизировать с целью расширения функциональных возможностей и улучшения основных характеристик. Этот процесс наилучшим образом удовлетворяется при разработке базовых типов АП, предназначенных для размещения на определенных классах объектов, при использовании блочно-модульных принципов конструирования этих типов АП с максимальной унификацией аппаратурных решений на разных уровнях.

Индивидуальные особенности АП и специальные требования, выдвигаемые каждым типом потребителя, учитываются при разработке минимального числа оригинальных модулей.

В табл. 9.1 приведены основные типы унифицированных блоков для опытных образцов АП системы «Навстар», разработанных фирмами Коллинз и Магнавокс для второго этапа развертывания этой системы и проведения испытаний. Эта таблица наглядно иллюстрирует стремление к унификации аппаратур-

Т а б л и ц а 9.1

## Типы унифицированных блоков АП «Навстар»

Тип потреби- теля	Антенна					Блок управ- ления антен- ной		Блок предусили- телей			Блок приемников процессоров		
	A1	A2	A3	A4	A5	БУА1	БУА2	БП1	БП2	БП3	БПП1	БПП2	БПП3
Пехотинец	+	0			+		+	+			+		
Танк М-60	+	0			+		+		+		+		
Авианосец С-59	+	0			+	+		+		0		+	
Вертолет UH-60A	+	0			+	+		+		0		+	
Истребитель F-16		0	+		0	+			+				+
Бомбарди- ровщик В-52					+	+							+
Штурмовик- истребитель А-6Е		0	+		+	+			+				+
Подводная лодка U-700				+					+	0			+

Примечание. Блоки, разработанные фирмами Магнавокс и Коллинз, обозначаются соответ-  
ственно + и 0.

ных решений. Для восьми типов военных потребителей фирмы разработали три основных типа АП: одно-, двух- и пятиканальную.

Четыре из пяти типов антенн (коническая спиральная А1, одноэлементная конформная А2, ножевого типа А3 и для подводных лодок А4) имеют неуправляемую диаграмму направленности (ДН). Семизлементная антенна А5 имеет адаптивную ДН, управляемую блоком управления антенны БУА2 на наземных потребителях и БУА1 на остальных. Блок предусилителей БП1 предназначен для работы с антеннами А1 и А5, БП2 — с антеннами А2 и А3 и БП3 — с антеннами А2. Разработаны три типа блоков радиоприемников — процессоров: для мало- (БПП1), средне- (БПП2) и высокочастотных (БПП3) потребителей соответ-  
ственно для одно-, двух- и пятиканальной АП. Наибольшая номенклатура блоков, которая как раз и характеризует индивидуальные особенности потреби-  
теля и, следовательно, соответствующую модификацию АП, имеет блок связей (БС) или интерфейса. Большинство этих блоков обеспечивают обмен инфор-  
мацией с другими системами потребителя по соответствующим стандартам. Для обмена с системами, не удовлетворяющими этим стандартам, используются специально разработанные блоки связи. Этим объясняется широкая номенклатура БС. Следует отметить, что аналогичный подход и стремление к унификации проявляются и при создании программного обеспечения процессоров АП.

Блок связи								Блок управления и индикации			
БС1	БС2	БС3	БС4	БС5	БС6	БС7	БС8	БУИ1	БУИ2	БУИ3	БУИ4
								+			
								+			
			+				+		+		
		0				0			+		
					0						
				+							+
		+					+		+		
			+				+		+		

## ГЛАВА 10

## КАДР НАВИГАЦИОННОГО СИГНАЛА

10.1. ОРГАНИЗАЦИЯ ОБРАБОТКИ ИЗМЕРЕНИЙ  
И ФОРМИРОВАНИЕ ЭФЕМЕРИДНОЙ ИНФОРМАЦИИ

Существуют разнообразные методы и средства измерения параметров движения НИСЗ [47]. Наиболее распространены даль-  
номерные и доплеровские методы измерений, при использо-  
вании которых приходится прибегать к многократным одновремен-  
ным или разновременным наблюдениям из нескольких пунктов  
земной поверхности. При этом точность определения орбиты зави-  
сит не только от точности одиночных измерений, но и от взаимно-  
ного положения наземных пунктов, выбранной системы параметров  
орбиты, выбора мерных интервалов траектории и т. д.

Орбиты НИСЗ определяются командно-измерительным комплексом (КИК), взаимодействие средств которого с сетью НИСЗ было показано на рис. 1.4, 1.7. Станции слежения, оснащенные радиотехническими активными и пассивными измерительными устройствами, производят измерения, результаты которых передаются в КВЦ для обработки данных. Рассчитанная эфемеридная информация передается затем на борт НИСЗ.

Возможны различные способы выбора измерительных средств, организации и обработки измерений. Приведем один из них, описанный в [111]. Станции наблюдения оснащены приемниками того же типа, что и у П. Псевдодальности и интеграл от псевдодоплеровской частоты (дельта-псевдодальность) измеряются каждые 6 с. Эти данные привязываются ко времени и записываются в массив исходных данных, а затем обрабатываются на интервалах в 15 мин. Исходные данные подвергаются предварительной обработке с целью коррекции, отбраковки и сжатия информации. После внесения коррекций на систематические аппаратные погрешности, смещения фазового центра антенны, ионосферные и тропосферные возмущения, общие релятивистские эффекты из измеренных значений функций вычитаются их расчетные значения, вычисленные на основе априорной эфемеридной информации, для исключения динамики орбиты.

Эти разности аппроксимируются полиномом на интервале в 15 мин. Полиномиальные коэффициенты используются для получения сглаженного значения в любой момент времени внутри этого интервала. Со сглаженными значениями суммируются значения возмущений орбиты. В результате подобной первичной обработки образуется сглаженный массив данных за время одного сеанса измерений.

Следующим этапом предварительной обработки является формирование из этого массива сжатой обобщающей информации. Последняя представляется в виде расширенного вектора состояния НИСЗ с соответствующей ему корреляционной матрицей на момент траверзного положения НИСЗ. Цель этого решения — исключить погрешность определения начальных эфемерид и систематические погрешности измерительных средств. В процессе итерационной работы этой программы производится отбраковка аномальных измерений и определяется среднеквадратическая погрешность измерений, необходимая для получения корреляционной матрицы оценки вектора состояния НИСЗ. В конечном итоге оставшиеся после отбраковки хорошие наблюдения используются для составления нормальных уравнений для определения параметров вектора состояния НИСЗ и параметров смещений по одному сеансу измерений.

Дальнейшая обработка результатов измерений сводится к вычислительной процедуре взвешенных наименьших квадратов (см. § 3.2), в которой полученные ранее векторы состояний

НИСЗ рассматриваются как результаты модифицированных многопараметрических измерений, взятые с весами в соответствии с отвечающими им корреляционными матрицами. Предварительно устраняются смещения и определяется начальное приближение к траектории движения. Процедура строится в виде итерационных линейных уточнений. Частные производные, используемые при составлении нормального уравнения, фактически представляют матрицу перехода вектора состояния спутника и применяются для линейного их пересчета к одному моменту времени, на который уточняются параметры движения.

Использование линейной процедуры оценивания важно для эффективной работы всей программы, поскольку программа избегает, где это возможно, дорогостоящей операции повторного интегрирования траекторий спутников.

Завершающая программа, моделирующая траекторию движения, вычисляет координаты положения и скорости НИСЗ на моменты измерений, необходимые для получения расчетных значений измеряемых параметров. Одновременно вычисляются и частные производные, необходимые для формирования матриц перехода состояний и нормальных уравнений. Первые получают численным интегрированием уравнений движения с заданными начальными условиями, а вторые — интегрированием уравнений в вариациях. Узлы интегрирования используются для интерполяции на моменты измерений.

Эфемеридную информацию, передаваемую с НИСЗ, можно представлять в различной форме в зависимости от выбранного алгоритма прогнозирования движения НИСЗ на борту П. Для этого можно использовать прямоугольные координаты и скорости в гринвичской системе координат, либо кеплеровские элементы орбиты, либо то и другое вместе. Для упрощения алгоритма прогнозирования в состав эфемеридной информации может включаться некоторое избыточное ее количество (сверх минимально необходимого объема): значения производных в дополнительные моменты времени, либо дополнительные поправки к оскулирующим элементам. Выбор формы представления эфемеридной информации будет обсуждаться в § 10.2. Рассмотрим результаты выбора для системы «Навстар» состава оперативной эфемеридной информации, передаваемой в кадре навигационного сигнала.

На момент времени представления эфемерид  $t_{oc}$  П сообщаются 6 кеплеровских элементов орбиты: средняя аномалия  $M_0$ ; эксцентриситет  $e$ ; корень квадратный из большой полуоси орбиты  $\sqrt{a}$ ; долгота восходящего узла  $\Omega_0$ ; inclination орбиты  $i_0$ ; аргумент перигея  $\omega$ . Кроме того, передаются коэффициенты вековых уходов: возмущенное значение среднего движения  $\Delta n$  и скорости ухода восходящего узла орбиты  $\dot{\Omega}$  и ее наклона  $(\dot{i})$ . Наконец, передаются амплитуды синусной и косинусной гармоник удвоенной невозмущенной частоты обращения, которыми аппроксимируются

три составляющие возмущения относительно невозмущенной орбиты: вдоль орбиты  $C_{uc}$ ,  $C_{us}$  по геоцентрическому радиусу  $C_{pc}$ ,  $C_{ps}$ ; по боковому уклонению  $C_{ic}$ ,  $C_{is}$ .

Приведенных значений параметров эфемеридной информации оказывается достаточно, чтобы выполнить краткосрочный прогноз с погрешностью в несколько единиц метров в интервале 1 ч, серединой которого служит момент  $t_{oc}$ , на который рассчитаны эфемериды.

Альманах — эфемеридная информация для расчета поисковых эфемерид ввиду пониженных требований к точности прогноза — включает шесть кеплеровских элементов, перечисленных выше на некоторую эпоху  $t_{oa}$  и  $\Omega$  как наибольшее из возмущений, подлежащих учету.

## 10.2. МЕТОДОЛОГИЯ ВЫБОРА ЭЛЕМЕНТОВ КАДРА СИГНАЛА

Вся служебная информация, необходимая для решения навигационной задачи, передается потребителю в виде сигнала, формой представления которого является его кадр. Прежде чем рассмотреть детально содержание и компоновку кадра современной сетевой СРНС (см. рис. 1.6), дадим аналитическую постановку задачи выбора параметров кадра и приведем основные соображения, лежащие в основе этого выбора.

Под кадром (форматом сигнала) понимается определенная форма представления закодированного сообщения о параметрах, необходимых для решения навигационной задачи на борту П. Содержание и временная структура представления кадра определяются точностными и оперативно-техническими требованиями П, особенностями алгоритмов решения навигационных задач, возможностями аппаратной реализации этих алгоритмов, а также возможностями информационного и навигационного каналов системы по хранению, преобразованию, передаче, обработке сообщения и измерению навигационных параметров (НП) при учете ограничений на пропускную способность каналов связи и измерений, достоверность принимаемой информации и точность измерения НП.

Из приведенного определения следует, что выбор кадра сам по себе представляется комплексной задачей. Рассмотрим методологию выбора кадра, предварительно введя необходимые для этого понятия и сформулировав общую постановку задачи.

Пусть  $V(T, T_0)$  — объем эфемеридной информации, хранимой в ЗУ НИСЗ,  $T$  — время хранения этой информации (интервал между последовательными ее закладками с наземного командно-измерительного комплекса), а  $T_0$  — интервал оперативной смены передаваемых с НИСЗ данных. Предполагается, что каждый комплект эфемеридных данных (оперативно меняемых) записывается в ЗУ один раз и затем вводится в кадр путем многократного считывания. При этом количество информации, передаваемой в интервале  $T_0$ ,  $V_c(T, T_0) = V(T, T_0)T_0/T$ . Обозначим через  $T_k$  период повторения передаваемой с НИСЗ информации, т. е. длительность кадра. Тогда скорость передачи информации по каналу связи  $n = T_k^{-1} V_c(T, T_0)$ .

Значения  $n$ ,  $V_c$ ,  $T_k$ ,  $T_0$  определяют четыре основных параметра кадра. Условия технической реализации связного канала накладывают определенные ограничения на выбор их значений. Так, из ограничения  $\bar{V}$  на объем ЗУ следует, что

$$V_c T / T_0 = V \leq \bar{V}. \quad (10.1)$$

Разъясним и уточним приведенное определение кадра сигнала и основные описывающие его параметры. Прежде всего уточним его содержание.

Решение навигационной задачи предполагает предварительное проведение измерений РНП. Для поиска сигналов необходимо знать альманах (каталог эфемерид всех НИСЗ системы). Обозначим через  $V_2$  объем содержащейся в нем информации. Он зависит от требуемой точности прогноза поисковой эфемериды  $\varepsilon_2$ , имеющейся априорной информации  $J_2(T_{2\text{анп}})$ , от времени давности альманаха  $T_{2\text{анп}}$ , а также от числа  $N$  НИСЗ в сети:  $V_2 = V_2(\varepsilon_2, J_2, T_{2\text{анп}}, N)$ .

Для решения навигационной задачи П необходимо знать эфемериды каждого НИСЗ рабочего созвездия. Пусть  $V_1$  — объем эфемеридной информации, необходимой для расчета положения НИСЗ на момент проведения измерений. Он определяется длительностью краткосрочного прогноза  $T_0$ , объемом имеющейся априорной информации  $J_1(T_{1\text{анп}})$ , требуемой точностью  $\varepsilon_1$  расчета эфемерид:  $V_1 = V_1(\varepsilon_1, J_1, T_0)$ . Временная структура кадра фиксируется заданием периодов повторения передаваемой эфемеридной информации  $V_1$  и  $V_2$ . Обозначим длительности этих интервалов  $T_{k1}$  и  $T_{k2}$  соответственно.

Оперативно-технические параметры, описывающие требования П, могут быть охарактеризованы временем обсервации  $\tau_{обс}$  и временем сеанса  $\tau_c$ . Первое определяется временем  $\tau_n$  поиска и измерения РНП, временем  $\tau_{kp}^{np}$  приема и декодирования эфемеридной информации  $V_1$ , а также временем решения навигационной задачи  $\tau_{нз}(A_1): \tau_{обс} = \tau_n + \tau_{kp}^{np} + \tau_{нз}(A_1)$ . Здесь подчеркнута зависимость времени решения  $\tau_{нз}$  от алгоритма  $A_1$  оперативного прогнозирования эфемеридной информации. Продолжительность сеанса  $\tau_c$  определяется полным завершением запланированных в сеансе операций:  $\tau_c = \tau_{выб} + \tau_{к2}^{np} + \tau_{пр}(A_2)$ , где  $\tau_{выб}$  — время решения задач выбора нового рабочего созвездия НИСЗ;  $\tau_{к2}^{np}$  — время, затрачиваемое на прием и декодировку долговременной информации  $V_2$ , содержащейся в кадре;  $\tau_{пр}(A_2)$  — время прогнозирования навигационной обстановки, движения всех НИСЗ системы на момент следующего сеанса. В последнем обозначении специально подчеркнута зависимость этой величины от алгоритма  $A_2$  прогнозирования.

Общий объем закладываемой на борт НИСЗ информации

$$V = T_1 V_1 / T_{01} + T_2 V_2 / T_{02},$$

где  $T_i$  — интервалы закладки эфемеридной информации объема  $V_i$ , а  $T_{0i}$  — периоды ее обновления ( $i=1, 2$ ). Уточненная подобным образом зависимость для объема эфемеридной информации, хранящейся в ЗУ на борту НИСЗ, должна быть подставлена в формулу (10.1), отражающую техническое ограничение.

Обратимся к уточнению следующего важного ограничения на выбор параметров кадра, обусловленного реализацией совмещенного навигационно-связного канала при удовлетворении заданных технических требований его функционирования. Речь идет о скорости  $n$  передачи информации при обеспечении заданной достоверности ее приема, а также одновременном выполнении требований к точности измерения РНП. Очевидно,  $n = V_1 / T_{k1} + V_2 / T_{k2}$ , где  $V_i$  и  $T_{ki}$  — упомянутые информационные и временные параметры кадра.

Существенные ограничения энергетики навигационно-информационного канала приводят к ограничению его пропускной способности:  $n \leq \hat{n}$ . Это требует,

в свою очередь, передачи минимально возможных объемов  $V_1$  и  $V_2$ . Однако требование максимально возможной длительности  $T_{2\text{анр}}$  использования априорной информации в виде альманаха  $V_2$ , вытекающее из удобства эксплуатации, делает малоэффективным уменьшение объема  $V_1$  за счет применения априорной информации  $J_1(T_{1\text{анр}})$  из-за ее быстрого старения. Объем же  $V_2$  выбирается минимальным с учетом максимально возможного использования априорной информации  $J_2(T_{2\text{анр}})$ . Дальнейшее сокращение скорости передачи возможно лишь за счет увеличения временных параметров кадра  $T_{k1}$  и  $T_{k2}$ . Допустимые ограничения времен обсервации  $\hat{t}_{\text{обс}}$  и сеанса  $\hat{t}_c$  определяют их предельные значения.

Остающиеся неопределенными периоды обновления  $T_{01}$  и  $T_{02}$  эфемеридной информации  $V_1$  и  $V_2$  выбираются путем компромисса между ограничением объема ЗУ НИСЗ и простотой алгоритма экстраполяции эфемерид на борту П. Условие сохранения содержания  $V_2$  в течение всего периода ее закладки позволяет положить  $T_{02} = T$ .

Итак, основные условия, ограничивающие выбор параметров кадра, можно представить в виде ограничений объема  $\hat{V}$  ЗУ НИСЗ, скорости передачи информации по каналу связи  $\hat{n}$ , времени обсервации  $\hat{t}_{\text{обс}}$  и длительности навигационного сеанса  $\hat{t}_c$ :

$$T_1 V_1 / T_{01} + T_2 V_2 / T_{02} \leq \hat{V}, \quad (10.2)$$

$$V_1 / T_{k1} + V_2 / T_{k2} \leq \hat{n}, \quad (10.3)$$

$$\tau_{\text{выб}} + \tau_{k2}^{\text{пр}} + \tau_{\text{пр}}(A_2) \leq \hat{t}_c, \quad (10.4)$$

$$\tau_{\text{и}} + \tau_{k1}^{\text{пр}} + \tau_{\text{из}}(A_1) \leq \hat{t}_{\text{обс}}, \quad (10.5)$$

Последние два условия диктуются требованиями П. Ясно, что  $\tau_{k1}^{\text{пр}} \geq T_{k1}$ ,  $\tau_{k2}^{\text{пр}} \geq T_{k2}$ . Выбор алгоритмов  $A_1$  и  $A_2$  прогнозирования эфемерид, существенным образом влияющих на значения  $\tau_{\text{из}}$  и  $\tau_{\text{пр}}$ , в значительной степени определяется объемами  $V_1$  и  $V_2$  информации, передаваемой в кадре, а также возможностями их программной реализации. Сложный характер этих зависимостей обсуждается в § 10.3.

### 10.3. УСЛОВИЯ РЕАЛИЗАЦИИ АЛГОРИТМОВ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ЭФЕМЕРИД НИСЗ

При обосновании методологии выбора кадра сигнала отмечалось, что содержание, форма и объем заключенной в нем информации определяются, в частности, общими точностными требованиями, особенностями алгоритмов решения задач прогнозирования НИСЗ и возможностями реализации этих алгоритмов. Рассмотрим этот вопрос подробнее.

Вся совокупность навигационных алгоритмов может быть представлена в некоторой упорядоченной во времени последовательности их выполнения (специально об алгоритмах см. гл. 14 и 15). Одно из главных условий реализации алгоритмов связано с существенным ограничением времени их отработки на ЭВМ. Условно все алгоритмы можно разбить на два класса: реализуемые в навигационном цикле и в цикле сеанса.

Под первым здесь понимается совокупность алгоритмов, повторяемых с периодом выдачи уточняемых координат (прежде всего сюда войдут алгоритмы

прогноза оперативной эфемеридной информации на моменты измерений и обработки измерений). Под вторым — совокупность алгоритмов, период повторения которых определяется завершением выполнения всех операций по подготовке и проведению сеанса. Это — алгоритм приема и раскодировки альманаха, прогноза поисковых эфемерид для выбора нового рабочего созвездия НИСЗ, самого выбора и т. д.

Всю совокупность упорядоченных во времени программ алгоритмов, описывающих операции по подготовке и проведению сеанса навигационных определений, будем называть навигационной временной диаграммой работы комплекса программных и аппаратных средств, или сокращенно временной диаграммой. Параметры алгоритмов, зависящие от принятого метода расчетов (точность расчетов, интервалы работы алгоритмов, время их памяти и др.), существенно зависят от возможностей их реализации во временной диаграмме на конкретной ЭВМ П, поэтому они должны выбираться путем компромисса между точностными требованиями, предъявляемыми к алгоритмам, требуемыми особенностями их работы (время памяти и т. д.), с одной стороны, и возможностями реализации как временной диаграммы, так и космического канала передачи служебной информации — с другой. Рассмотрим этот вопрос подробнее, введя основные понятия, связывающие параметры алгоритма с затратами ресурсов ЭВМ на его программную реализацию.

В общем случае, например, алгоритм  $A$ , моделирующий информационный процесс  $Y$  прогнозирования эфемерид НИСЗ, зависит от формы  $F$  представления данных (вид переменных, система координат); выбранного метода  $M$  (численного, аналитического); объема  $J_{\text{анр}}$  имеющейся априорной информации; объема  $V_k$  принимаемой эфемеридной информации:

$$A_i = A_i(Y, F, M, J_{\text{анр}}, V_k), \quad i = 1, 2.$$

Путем выбора конкретного информационного процесса: определенного вида прогноза движения НИСЗ (оперативного или поискового), конкретной формы представления (в координатах или элементах), конкретного метода, фиксируется определенный класс алгоритмов:

$$A_{VFMi} = A_{VFMi}(\epsilon, T, P, J_{\text{анр}}, V_k),$$

где  $\epsilon_i$  — требуемая точность;  $T$  — интервал работы алгоритма;  $P$  — параметры выбранного метода, подлежащие дальнейшему уточнению.

Реализация рабочего алгоритма требует определенных затрат вычислительных ресурсов: памяти, времени счета и разрядности. Затраты памяти на запоминание начальной информации  $V_{\text{нач}}$  складываются из объема запоминаемой априорной информации  $J_{\text{анр}}$  в виде констант, необходимых для функционирования алгоритма, начальных условий, а также дополнительной эфемеридной информации  $V_k$ , некоторого объема  $V_{\text{пр}}$  для запоминания промежуточных вычислений в виде узлов интерполяции и т. д. в зависимости от выбранного класса алгоритмов:

$$V_{\text{нач}} = V_{\text{нач}}(J_{\text{анр}}, V_k, V_{\text{пр}}, \epsilon, T, A).$$

Кроме того, реализация алгоритма в виде программы требует определенных затрат памяти  $V_{\text{пр}}$ , зависящих от алгоритма  $A$ , объема используемой априорной информации  $V_{\text{апр}}$ , и необходимых средств  $S$  математического обеспечения:

$$V_{\text{пр}} = V_{\text{пр}}(A, V_{\text{апр}}, S, \epsilon, T).$$

Наконец, определенный объем памяти  $V_{\text{вых}}$  отводится для запоминания результатов вычислений. Он зависит от требуемого интервала запоминания результатов вычисления  $T_n$  и дискрета расчетов  $\Delta T_n$ :

$$V_{\text{вых}} = V_{\text{вых}}(A, T_n, \Delta T_n, \epsilon).$$

Пусть  $H$  — разрядность ЭВМ, необходимая для выполнения расчетов с требуемой точностью  $\epsilon$ . Она существенно зависит от имеющейся априорной информации  $V'_{\text{апр}}$  на момент вычисления алгоритма:  $H = H(\epsilon, A, V'_{\text{апр}})$ . Обозначим  $\tau$  — время реакции программы, т. е. время единичного расчета по полному алгоритму на конкретной ЭВМ потребителя. Оно зависит от быстродействия  $\mu$  ЭВМ, алгоритма  $A$ , разрядности  $H'$ , с которой ведется счет, имеющегося математического обеспечения  $S$ :

$$\tau = \tau(\mu, A, H', S).$$

В зависимости от места, занимаемого  $i$ -й программой во временной диаграмме (в навигационном цикле или цикле сеанса), для ее реализации будут представляться различные вычислительные ресурсы ЭВМ в виде отводимого объема памяти  $V_{\text{эвм}}$  и машинного времени счета  $\hat{t}_{\text{эвм}}$ . Эти ресурсы ограничивают возможности программной реализации алгоритма прогнозирования эфемерид. Очевидно, в самом общем случае их можно представить в виде

$$V_{\text{нач}}(A_i) + V_{\text{пр}}(A_i) + V_{\text{вых}} \leq V_{\text{эвм}}, \quad (10.6)$$

$$\tau_{\text{пр}}(A_i) \leq \hat{t}_{\text{эвм}}. \quad (10.7)$$

При одновременном ограничении разрядности

$$H(A_i) \leq \hat{H}. \quad (10.8)$$

Подчеркнем, что ресурсы машинного времени  $\hat{t}_{\text{эвм}}$  в значительной степени зависят от временных параметров кадра  $T_{k1}$  и  $T_{k2}$ :  $\hat{t}_{\text{эвм}} = \hat{t}_{\text{эвм}}(T_{ki})$ ,  $i = 1, 2$ .

Система неравенств (10.2) — (10.8) является аналитическим оформлением постановки задачи о выборе элементов кадра. Последовательность расчетов по выбору параметров кадра будет зависеть от конкретной совокупности заданных технических требований и априорно назначенных исходных величин. Выбор реальных алгоритмов прогноза требует, естественно, специальных обоснований и здесь не обсуждается.

#### 10.4. АЛГОРИТМЫ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ НИСЗ

Как было указано в § 1.5, в качестве орбиты НИСЗ первого этапа системы «Навстар», обеспечивающего появление всех НИСЗ ежедневно над определенной территорией, используется наклонная синхронная 12-часовая орбита. Трасса таких орбит в соответствии со свойством синхронности повторяется на поверхности Земли каждые звездные сутки. Номинальный период орбиты составляет  $T = 11^h, 9661$ , что соответствует значению большой полуоси орбиты  $a = 26560, 123$  км. Угол наклонения орбиты  $i = 63^\circ$ , а номинальный эксцентриситет  $e < 0,005$  (в пределе  $e = 0,015$ ). Идеальной моделью орбиты для навигационного ИСЗ служит круговая орбита. Главным фактором, приводящим к самым значительным отклонениям реальной орбиты от ее идеальной модели, является эксцентриситет. Действительно, для эксцентриситета  $e > 0,005$  изменения геоцентрического радиуса-вектора кеплеровской невозмущенной орбиты лежат в пределах от  $r_{\text{min}} = a(1 - e) = 26427,322$  км до  $r_{\text{max}} = a(1 + e) > 26692,924$  км. Это изменение составляет 265,602 км, что значительно превышает все прочие возмущающие воздействия на интервале, равном периоду обращения.

Истинное движение НИСЗ по орбите может заметно отличаться от кеплеровского за счет возмущений, основными из которых являются: нецентральность гравитационного поля Земли, гравитационное влияние Луны и Солнца, световое давление, геодинамические явления, воздействие внутренних сил. Если перечисленные воздействия не учитываются, то высокоточное определение параметров орбиты и ее прогнозирование становятся невозможными.

Начиная с высот около 20 000 км, возмущения от притяжения Луны и Солнца превышают аномалии силы тяжести, а с высот более 50 000 км превосходят все остальные гравитационные возмущения.

В табл. 10.1 приведены значения ускорений, действующих на НИСЗ типа «Навстар» [135]. За короткий интервал времени эти ускорения для оценки их воздействия на эфемериды могут считаться линейно меняющимися. В этой же таблице приведены максимальные возмущения для интервала времени в 1 ч (периоды этих возмущений не менее нескольких часов). Из таблицы следует, что вторая зональная гармоника дает основную возмущающую силу. Период этих возмущений равен половине периода обращения НИСЗ:  $T_2 = 5^h, 98305$ . Эти возмущения порождают также вековые уходы в элементах ( $\omega$  и  $\Omega$ ) орбиты. Следующими по порядку преобладающими силами будут гравитационные возмущения от Луны и Солнца. Они приблизительно постоянны в короткие интервалы времени. В моменты противостояния Луны эти возмущения имеют резко выраженный максимум.

Таблица 10.1

## Влияние различных факторов на движение НИСЗ

Возмущающие факторы	Максимальное возмущающее ускорение, $\text{м/с}^2$	Максимальное возмущение за $1^h$ , м
Центральное поле Земли	$5,65 \cdot 10^{-1}$	—
Вторая зональная гармоника	$5,3 \cdot 10^{-5}$	300
Гравитация Луны	$5,5 \cdot 10^{-6}$	40
Гравитация Солнца	$3 \cdot 10^{-6}$	20
Четвертая зональная гармоника	$10^{-7}$	0,6
Солнечная радиация	$10^{-7}$	0,6
Гравитационные аномалии	$10^{-8}$	0,06
Другие силы	$10^{-8}$	0,06

Все другие силы могут считаться постоянными на коротких интервалах времени.

Реальную совокупность эфемерид НИСЗ удобно описывать в виде возмущенной эллиптической орбиты. Основное невозмущенное движение имеет период, равный периоду обращения, а главное возмущение имеет период, равный половине периода обращения. Другие возмущения представляются на коротком интервале времени как простые функции времени — постоянные или линейные.

Ранее отмечалась важность выбора класса алгоритмов прогнозирования — формы представления результатов и метода решения. Рассмотрим основные соображения, влияющие на этот выбор. Кроме ограничений на расходы вычислительных ресурсов существуют дополнительные требования, главными из которых являются: совместимость по форме представления алгоритмов оперативного и поискового прогнозирования, максимальность срока возможного использования устаревших эфемерид с плавной потерей точности; допустимость простой оценки разрядности возмущений орбиты; согласованность с формой представления других учитываемых возмущений (например, релятивистских поправок); возможность дальнейшего совершенствования и наращивания алгоритма; соответствие возможностям математического обеспечения ЭВМ различных классов потребителей. Существуют разные способы описания орбитального движения. Развивая изложение § 10.1, отметим главные из этих форм представления: временные полиномы в прямоугольных координатах; гармонические аппроксимации в прямоугольных координатах; временные полиномы в элементах; гармонические аппроксимации в элементах.

Простейшие в вычислительном отношении алгоритмы строятся на основе полиномиальных приближений в координатах. Однако этот вид аппроксимации не отвечает большинству дополнительных требований, приведенных выше.

С точки зрения этих требований, исключая лишь требование быстродействия алгоритма, наилучшим будет представление в виде гармонической аппроксимации в элементах. Рассмотрим алго-

ритм [135] оперативного прогнозирования, соответствующий модели представления эфемеридной информации, описанной в § 10.1.

Последовательность расчетов по этому алгоритму описывается следующей схемой. Используемые константы:  $\mu = 3,986008 \times 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$  — гравитационный параметр Земли;  $\Omega_3 = 7,292115147 \times 10^{-5} \text{ с}^{-1}$  — скорость вращения Земли. Порядок вычисления:  $a = (\sqrt{a})^2$  — большая полуось орбиты,  $n_0 = \sqrt{\mu/a^3}$  — среднее движение НИСЗ;  $t_k = t - t_{0c}$  — время прогноза;  $n = n_0 + \Delta n$  — коррекция среднего движения;  $M_k = M_0 + nt_k$  — расчет средней аномалии;  $M_k = E_k - e \sin E_k$  — решение уравнения Кеплера для эксцентрической аномалии,  $\sin v_k = \sqrt{1 - e^2} \sin E_k / (1 - e \cos E_k)$ ,  $\cos v_k = (\cos E_k - e) / (1 - e \cos E_k)$  — истинная аномалия,  $\Phi_k = v_k + \omega$  — аргумент широты,  $\delta u_k = C_{us} \sin 2\Phi_k + C_{uc} \cos 2\Phi_k$  — поправка аргумента широты,  $\delta \rho_k = C_{pc} \cos 2\Phi_k + C_{ps} \sin 2\Phi_k$  — поправка радиуса,  $\delta i_k = C_{ic} \cos 2\Phi_k + C_{is} \sin 2\Phi_k$  — поправка наклона,  $u_k = \Phi_k + \delta u_k$  — коррекция аргумента широты,  $\rho_k = a \times (1 - e \cos E_k) + \delta \rho_k$  — коррекция радиуса,  $i_k = i_0 + \delta i_k + (i) t_k$  — коррекция наклона,  $(i)$  — скорость изменения наклона,  $x'_k = \rho_k \cos u_k$ ,  $y'_k = \rho_k \sin u_k$  — положение в плоскости орбиты,  $\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_3) t_k - \dot{\Omega}_3 t_{0c}$  — коррекция долготы восходящего узла,  $x_k = x'_k \cos \Omega_k - y'_k \sin \Omega_k$ ,  $y_k = x'_k \sin \Omega_k + y'_k \cos \Omega_k$ ,  $z_k = y'_k \times \sin i_k$  — координаты НИСЗ в гринвичской системе отсчета. Расчеты по приведенному алгоритму выполняются на один момент времени.

Простота алгоритма и высокая точность аппроксимации в интервале оперативного обновления достигаются за счет использования передаваемой П избыточной информации в виде согласующих коэффициентов, позволяющих использовать модель движения НИСЗ в квазинормальном поле.

Прогноз поисковых эфемерид производится по приведенным формулам, в которых полагаются отличными от нуля основные кеплеровские элементы ( $M_0$ ,  $t_{0a}$ ,  $e$ ,  $\sqrt{a}$ ,  $\Omega_0$ ,  $i_0$ ,  $\delta i$ ,  $\omega$ ) и один параметр возмущения — скорость изменения узла прямого восхождения.

#### 10.5. СОСТАВ, ФОРМА ПРЕДСТАВЛЕНИЯ И ОБЪЕМ ИНФОРМАЦИИ, ПЕРЕДАВАЕМОЙ В КАДРЕ НАВИГАЦИОННОГО СИГНАЛА СИСТЕМЫ «НАВСТАР»

Известны НИСЗ «Навстар» первой и второй модификаций. У НИСЗ второй модификации большая емкость памяти навигационных данных, рассчитанная на 14 дней, при этом они могут работать в коде Y, повышающем помехоустойчивость. Содержание же навигационного сообщения одинаково для обоих диапазонов частот кодов P и C/A и не зависит от модификации НИСЗ. В настоящее время запускаются НИСЗ второй модификации.

Приведем общее описание структуры кадра сигнала системы «Навстар» [226]. Поток навигационных данных передается НИСЗ на несущих  $L_1$  и  $L_2$  со скоростью 50 бит/с.

Как показано на рис. 10.1, формат основного сообщения представляет собой кадр, состоящий из 1500 бит, скомпонован из пяти субкадров, называемых строками, по 300 бит. Строки длятся 6 с и передаются последовательно без перерыва. Старший разряд передается первым. Оперативный период повторения информации, содержащейся в кадре,  $T_{к1}=30$  с.

В строке 1 передается с периодом  $T_{к1}$  информация для коррекции характеристик бортовых часов НИСЗ. Строки 2 и 3 содержат оперативную эфемеридную информацию о данном НИСЗ, передаваемую также с периодом  $T_{к1}$ . Строка 4 предназначена для передачи параметров задержки распространения радиоволн в ионосфере (для одночастотного приема), параметра согласования времени «Навстар» и UTC и некоторых специальных сообщений. Строка 5 содержит информацию о конфигурации, состоянии всех НИСЗ системы и их альманахах.

Строки 4 и 5, называемые далее страницами, имеют другие периоды повторения. Они составляют  $1/25$  часть полного объема альманаха, так что полное сообщение требует передачи 25 версий этих строк. Поэтому период передачи неоперативной информации (в частности, альманаха) равен  $T_{к2}=750$  с. Это может устроить потребителя, поскольку данная информация требуется значительно реже и только для организации сеанса приема сигналов. Состояние спутниковых часов, передаваемое в альманахе, отличается от действительного не более чем на 2 мкс.

Все строки содержат слово телеметрии (ТЛМ) и ключевое слово (Ключ). В каждом слове каждой строки шесть младших разрядов — проверочные биты четности. На НИСЗ формируются проверки только для слов ТЛМ и Ключ. Для остальных слов проверки формируются НКУ.

Части строк, обозначаемые ТЛМ, содержат заголовки и телеметрическую информацию, связанную с функционированием НИСЗ. Заголовок определяет функциональное назначение последующих битов информации. Слово ТЛМ содержит также информацию об ошибках, возникающих при закладке данных.

Части, обозначаемые Ключ, являются, по существу, ключевыми словами, которые описывают состояние  $P$ -последовательности (фазу ее) на начало следующего 6-секундного интервала данных. Эта информация, расшифрованная после декодирования сигнала  $C/A$ , используется для установки генератора опорной  $P$ -последовательности на начало следующего временного интервала данных.

В системе «Навстар» применен условный счет времени — так называемый  $Z$ -счет. От условного нуля ведется подсчет полуторасекундных интервалов — так называемых периодов  $X1$ . На каждом НИСЗ период  $X1$  последовательности кода  $P$  (1,5 с) образует единицу своего счета времени.  $Z$ -счет выражается

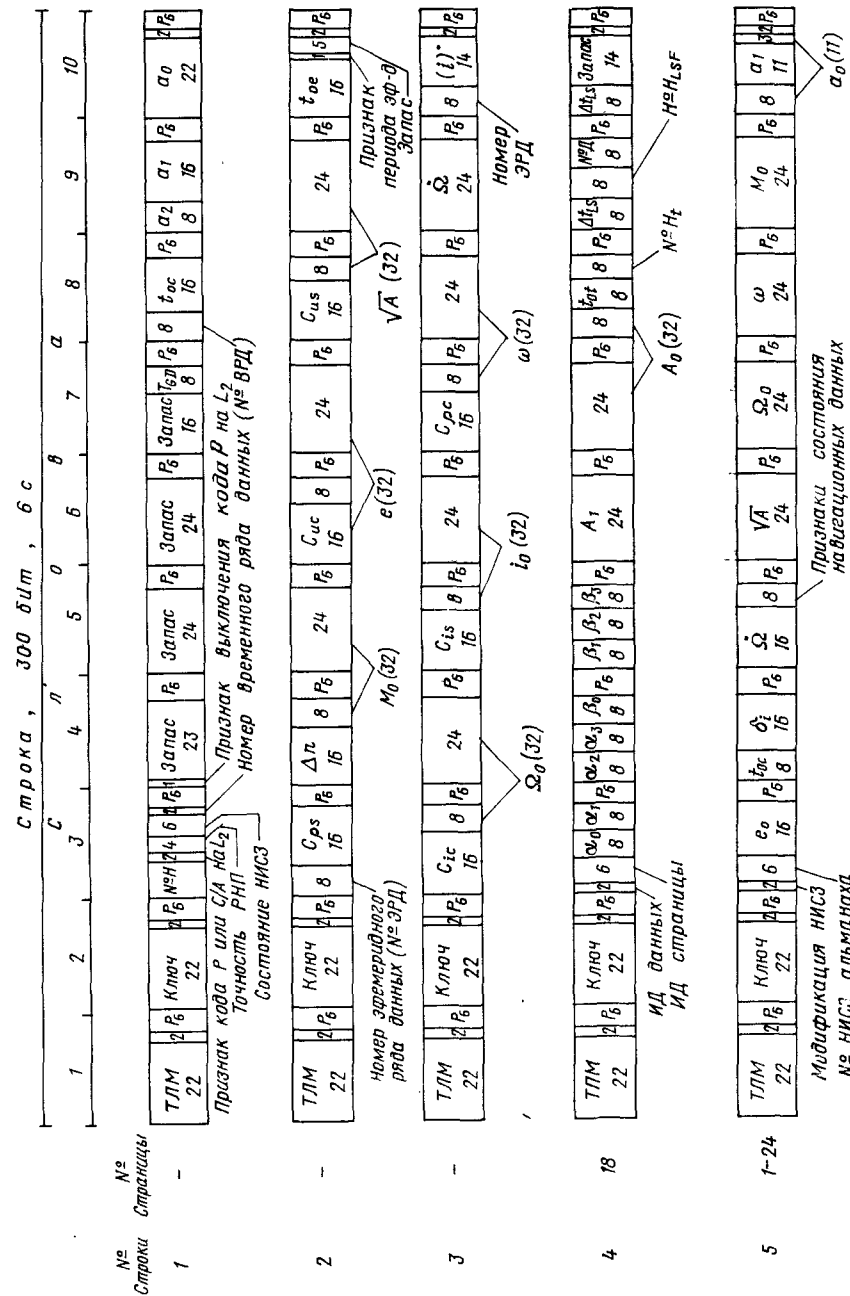


Рис. 10.1. Формат кадра навигационного сообщения системы «Навстар»



29-разрядным двоичным числом. Десять старших разрядов представляют число недель, отсчитываемое от полуночи с 5-го на 6-е января 1980 г., и передаются в строке 1 в виде особого параметра — номера недели (№ Н). Младшие 19 разрядов Z-счета определяют счет времени в пределах недели. Их 17 старших битов выражают число 6-секундных интервалов (строк), истекших с начала недели, и содержатся в слове Ключ. Оставшиеся два бита способны обозначить период X1 в пределах строки.

Слово Ключ кроме 17 младших разрядов счета времени в неделе содержит в зависимости от модификации НИСЗ; признак синхронизации передаваемых данных (фронт слова ТЛМ совпадает с моментом недельной эпохи периода X1 последовательности кода P), интегральный признак точности передаваемой навигационной информации, признак использования кода Y, а также идентификатор строки, которой принадлежит слово Ключ.

Вся информация в сообщении, за исключением слов Ключ и ТЛМ, закладывается на НИСЗ станцией закладки данных наземного командно-измерительного комплекса (см. рис. 1.7) один раз в сутки ( $T_1 = 1$  сут). На борту НИСЗ генерируются слова ТЛМ и Ключ и обеспечивается соответствие между словом Ключ и далее передаваемой кодовой последовательностью.

Обратимся к более детальному описанию содержания каждой из перечисленных выше строк в отдельности.

В первой строке передаются параметры состояния НИСЗ и данные для вычисления поправки часов. Характеристики параметров первой строки приведены в табл. 10.2, компоновка строки показана на рис. 10.1.

Слова 1, 2 и 10 всех строк имеют по 22 информационных бита и по 2 бита либо опорных, либо безынформационных. В словах 2 и 10 биты 29 и 30 всегда должны иметь нули. Остальные слова имеют по 24 информационных бита.

Таблица 10.2  
Параметры первой строки

Параметр	Число разрядов	Цена младшего разряда	Диапазон изменения
№ недели	10	1	1023
Код на $L_2$	2	1	—
Точность РНП	4	—	—
Состояние НИСЗ	6	1	—
Признак	1	1	—
$T_{GD}$ , с	8	$2^{-31} = 4,66 \cdot 10^{-10}$	$\pm 2^{24} = \pm 5,96 \cdot 10^{-8}$
Номер ВРД	10	1	1023
$t_{oc}$ , с	16	$2^4 = 16$	604 784
$a_2$ , с/с <sup>2</sup>	8	$2^{-55} = 2,78 \cdot 10^{-17}$	$\pm 2^{-48} = \pm 3,553 \cdot 10^{-15}$
$a_1$ , с/с	16	$2^{-43} = 1,15 \cdot 10^{-13}$	$\pm 2^{48} = \pm 3,752 \cdot 10^{-9}$
$a_0$ , с	22	$2^{-31} = 4,656 \cdot 10^{-10}$	$\pm 2^{-10} = \pm 9,766 \cdot 10^{-4}$

Номер недели. Десять старших разрядов слова 3 являются 10 старшими разрядами 29-разрядного кода Z-счетчика. Эти 10 разрядов представляют код номера текущей недели.

Коды в канале  $L_2$ . Разряды 11 и 12 слова 3 показывают, какой код включен по команде для канала  $L_2$  (00 — зарезервирован, 01 — код P включен, 10 — код C/A включен).

Точность РНП. Разряды 13—16 слова 3 дают прогнозируемую точность определения дальности потребителя до этого НИСЗ для стандартного двухчастотного способа определения. Для высокоточных определений места пользователь должен учитывать дополнительную ошибку, обусловленную применением одночастотной модели коррекции ионосферы. Децимальным эквивалентом передаваемого четырехразрядного двоичного будет число N от 0 до 15. Точность определяется значением, не превышающим X метров по правилу

$$X = \begin{cases} 2^{(1+N/2)} & \text{при } N \leq 6, \\ 2^{(N-2)} & \text{при } N \geq 6. \end{cases}$$

Состояние НИСЗ. Шесть разрядов (17—22) слова 3 характеризуют состояние НИСЗ и относятся к передающему НИСЗ. Старший разряд показывает итоговое состояние навигационных данных, где 0 — все навигационные данные хорошие, 1 — некоторые или все навигационные данные плохие. Пять младших разрядов характеризуют 32 состояния компонент сигнала. Любой НИСЗ, не имеющий определенного качества, идентифицируется как нормальный, если отсутствие этого качества присуще его конструкции или он по команде переведен в состояние, которое нормально с точки зрения потребителя и не требует этого качества. Достоверность данных НИСЗ дополнительно дается в строках 4 и 5. Данные строки 1 могут отличаться от данных строк 4 и 5, так как последние могут быть изменены в процессе закладки и относиться к другому времени.

Номер временного ряда данных. Разряды 23 и 24 слова 3 являются старшими разрядами десятиразрядного слова идентификатора временного ряда данных, а разряды 1—8 слова 8 составляют 8 младших разрядов этого слова. Слово показывает номер серии данных и тем самым позволяет потребителю обнаружить любое изменение в передаваемых параметрах. Слово может принимать значение от 0 до 1023.

Групповая задержка. Разряды с 17 по 24 слова 7 содержат коэффициент групповой задержки  $T_{GD}$  радиосигнала. Он описывает разницу групповой задержки между  $L_1$  и  $L_2$  и используется при одночастотной работе.

Параметры временной коррекции. Занимают разряды с 9 по 24 слова 8, разряды с 1 по 24 слова 9 и разряды с 1 по 22 слова 10. Параметр  $t_{oc}$  — опорное время блока временных

данных, измеренное от начала еженедельной временной программы. Параметры  $a_0, a_1, a_2$  описывают модель коррекции часов, представляемую полиномом второго порядка:  $\Delta t_{sv} = a_0 + a_1(t - t_{oc}) + a_2(t - t_{oc})^2$ .

В словах с 3 по 10 строк 2 и 3 в их младших разрядах содержится 6 бит проверки на четность. Биты 23 и 24 слова 10 каждой строки предназначены для проверки вычислений. Биты с 288 по 292 строки являются свободными. Оставшиеся 375 бит этих двух строк содержат эфемериды передающего НИСЗ. Это — кеплеровы параметры, описывающие орбиту в течение заданного интервала времени.

Таблица 10.3 представляет содержание строк 2 и 3 кадра, несущих оперативную эфемеридную информацию. Разъяснение перечисленных параметров было дано в § 10.1.

Номер эфемеридного ряда данных (ЭРД) используется для идентификации данных строк 2 и 3, что необходимо тогда, когда производится обновление содержащейся в них информации. Сектор управления закладкой данных обеспечивает совпадение восьми младших разрядов номера временного ряда данных (ВРД) в строке 1 с номером эфемеридного ряда данных (ЭРД). Таким образом осуществляется синхронизация данных, содержащихся в строках 1—3.

Передаваемый в строке 4 полный набор данных размещается на 25 последовательных страницах (по одной странице в каждом кадре навигационных сообщений) и имеет различные форматы передачи. Всего имеется семь форматов для различных наборов данных. Страницы 1, 6, 11, 16 и 21 — первый резерв. Страницы

Таблица 10.3

Параметры оперативной эфемеридной информации

Параметр	Разрядность, бит	Масштаб	Эффективный диапазон
Номер ЭРД	8		
$C_{ps}$ , м	16	$2^{-5} = 0,03125$	$\pm 1024$
$\Delta n$ , п/с	16	$2^{-43} = 1,14 \cdot 10^{-13}$	$\pm 3,73 \cdot 10^{-9}$
$M_0$ , п	32	$2^{-31} = 4,66 \cdot 10^{-10}$	$\pm 1$
$C_{uc}$ , рад	16	$2^{-29} = 1,86 \cdot 10^{-9}$	$\pm 6 \cdot 10^{-5}$
$e$	32	$2^{-33} = 1,16 \cdot 10^{-10}$	0,03
$C_{us}$ , рад	16	$2^{-29} = 1,86 \cdot 10^{-9}$	$\pm 6 \cdot 10^{-5}$
$\sqrt{A}$ , $\sqrt{м}$	32	$2^{-19} = 1,91 \cdot 10^{-6}$	8192
$t_{oe}$ , с	16	$2^4 = 16$	604784
$C_{ic}$ , рад	16	$2^{-29} = 1,86 \cdot 10^{-9}$	$\pm 6 \cdot 10^{-5}$
$\Omega_0$ , п	32	$2^{-31} = 4,66 \cdot 10^{-10}$	$\pm 1$
$C_{is}$ , рад	16	$2^{-29} = 1,86 \cdot 10^{-9}$	$\pm 6 \cdot 10^{-5}$
$i_0$ , п	32	$2^{-31} = 4,66 \cdot 10^{-10}$	$\pm 1$
$C_{pc}$ , м	16	$2^{-5} = 0,3125$	$\pm 1024$
$\omega$ , п	32	$2^{-31} = 4,66 \cdot 10^{-10}$	$\pm 1$
$\Omega$ , п/с	24	$2^{-43} = 1,14 \cdot 10^{-13}$	$\pm 9,54 \cdot 10^{-7}$
$(i)$ , п/с	14	$2^{-43} = 1,14 \cdot 10^{-13}$	$\pm 9,75 \cdot 10^{-4}$

2—5 и 7—10 — данные альманаха для НИСЗ с номерами от 25 до 32. Эти страницы могут предназначаться и для других функций. Формат и содержание каждой страницы определяется идентификатором состояния НИСЗ. Страницы 12, 19, 20 и 22—24 — второй резерв. Страницы 13—15 — запасные. Страница 17 — для передач главной станции управления сообщений с использованием американского стандартного кода информационного обмена. Страница 18 включает параметры ионосферы и UTC. Страница 25 дает признаки режима, обеспечивающего защиту от уводящих помех, конфигурации спутников для 32 КА и состояние НИСЗ от 25-го до 32-го.

Данные строки 5, размещаемые с 1-й по 24-ю страницу, служат для передачи альманаха для НИСЗ с 1 по 24. Страница 25 содержит данные о состоянии НИСЗ с 1 по 24, альманах опорного времени и альманах опорной недели.

Назначение каждой из строк раскрывается идентификатором, состоящим из двух частей: кода идентификатора данных и кода идентификатора НИСЗ. Код идентификатора данных служит для различения двух возможностей: данные относятся к передающему НИСЗ либо к тому НИСЗ, чей номер содержится в коде идентификации спутников. В свою очередь, последний используется в двух различных случаях: идентификатор указывает номер НИСЗ, альманах которого сообщается, либо номер страницы, к которой он относится.

Таблица 10.4

Индикация состояния навигационных данных

Положение разряда на странице			Индикация
137	138	139	
0	0	0	Все данные в порядке
0	0	1	Нарушение проверок. Некоторые или все проверки не выполняются
0	1	0	Нарушение формата ТЛМ/Ключ. Какое-либо отклонение от стандартного формата
0	1	1	Счет времени в Ключе испорчен
1	0	0	Строки 1, 2, 3 (один или более элементов в словах с 3-го по 10-е) испорчены
1	0	1	Строки 4 и 5 (один или более элементов в словах с 3-го по 10-е) испорчены
1	1	0	Все заложенные данные испорчены
1	1	1	Все данные испорчены ТЛМ/Ключ и одна или более строк

Строки 4 и 5 содержат еще два типа данных о состоянии НИСЗ. Так, каждая из 32 страниц, которая содержит эфемеридную и временную информацию альманаха, должна предусматривать слово состояния НИСЗ, содержащее 8 разрядов, относящихся к НИСЗ, информацию о котором несет страница. Далее, 25-е страницы строк 4 и 5 содержат в совокупности данные (6 разрядов) о состоянии до 32 НИСЗ.

Три старших разряда 8-разрядных слов состояния показывают состояние навигационных данных в соответствии с кодом, приведенным в табл. 10.4.

Шестиразрядное слово состояния 25-х страниц строк 4, 5 и 1 обозначает в старшем разряде суммарное состояние навигационных данных.

Таблица 10.5

Коды для состояния компонент сигналов НИСЗ

Номера битов					Признаки
140	141	142	143	144	
0	0	0	0	0	Все сигналы в норме
0	0	0	0	1	Все сигналы слабые
0	0	0	1	0	Все сигналы отсутствуют
0	0	0	1	1	Все сигналы не модулируются данными
0	0	1	0	0	Сигнал $PL_1$ слабый
0	0	1	0	1	Сигнал $PL_1$ отсутствует
0	0	1	1	0	Сигнал $PL_1$ не модулируется данными
0	0	1	1	1	Сигнал $PL_2$ слабый
0	1	0	0	0	Сигнал $PL_2$ отсутствует
0	1	0	0	1	Сигнал $PL_1$ не модулируется данными
0	1	0	1	0	Сигнал $PL_1$ слабый
0	1	0	1	1	Сигнал $CL_1$ отсутствует
0	1	1	0	0	Сигнал $CL_1$ не модулируется данными
0	1	1	0	1	Сигнал $CL_2$ слабый
0	1	1	1	0	Сигнал $CL_2$ отсутствует
0	1	1	1	1	Сигнал $CL_2$ не модулируется данными
1	0	0	0	0	Сигналы $PL_1$ и $L_2$ слабые
1	0	0	0	1	Сигналы $PL_1$ и $L_2$ пропали
1	0	0	1	0	Сигналы $PL_1$ и $L_2$ не модулируются данными
1	0	0	1	1	Сигналы $CL_1$ и $L_2$ слабые
1	0	1	0	0	Сигналы $CL_1$ и $L_2$ отсутствуют
1	0	1	0	1	Сигналы $CL_1$ и $L_2$ не модулируются данными
1	0	1	1	0	Сигнал $L_1$ слабый
1	0	1	1	1	Сигнал $L_1$ отсутствует
1	1	0	0	0	Сигнал $L_1$ не имеет модуляции данными
1	1	0	0	1	Сигнал $L_2$ слабый
1	1	0	1	0	Сигнал $L_2$ отсутствует
1	1	0	1	1	Сигнал $L_2$ не имеет модуляции данными
1	1	1	0	0	НИСЗ временно не работает
1	1	1	0	1	НИСЗ будет временно не работать
1	1	1	1	0	Запасной (свободный)
1	1	1	1	1	Более одной комбинации кода в аномальном состоянии

Таблица 10.6

Параметры ионосферы и координированного универсального времени (UTC)

Параметр	Число бит	Масштаб	Параметр	Число бит	Масштаб
ИД данных	2	—	$\beta_3, \text{с}/\pi^3$	8	$2^{16}$
ИД страницы	6	—	$A_1, \text{с}/\text{с}$	24	$2^{-50}$
$\alpha_0, \text{с}$	8	$2^{-30}$	$A_0, \text{с}$	32	$2^{-30}$
$\alpha_1, \text{с}/\pi$	8	$2^{-27}$	$t_{ot}, \text{с}$	8	$2^{12}$
$\alpha_2, \text{с}/\pi^2$	8	$2^{-24}$	$N_0 H_t$	8	1
$\alpha_3, \text{с}/\pi^3$	8	$2^{-24}$	$\Delta t_{LS}, \text{с}$	8	1
$\beta_0, \text{с}$	8	$2^{11}$	$N_0 H_{LSF}$	8	1
$\beta_1, \text{с}/\pi$	8	$2^{14}$	$N_0 D$	8	1
$\beta_3, \text{с}/\pi^2$	8	$2^{16}$	$\Delta t_{LSF}, \text{с}$	8	1

Пять младших разрядов 8- и 6-разрядных слов состояний отражают состояние компонент сигнала НИСЗ, как показано в табл. 10.5.

Страница 25 строки 4 содержит 4-разрядный член для каждого из 32 НИСЗ, чтобы индентифицировать признаками состояние защиты от уводящих помех и кодовую конфигурацию каждого НИСЗ. Старший разряд каждого 4-разрядного члена является признаком защиты («1» означает, что защита включена). Три младших разряда показывают конфигурацию каждого НИСЗ, используя следующий код: 000 — НИСЗ «Блок-1», 001 — НИСЗ «Блок-2».

В табл. 10.6 приведено содержание 18-й строки строки 4. Идентификаторы (ИД) данных и страниц вместе представляют идентификатор передающего НИСЗ, означающий в данном случае, что информация, содержащаяся в строке, не содержит альманаха. Затем указываются параметры  $\alpha_i, \beta_i$  ионосферы, позволяющие одночастотному потребителю использовать модель ионосферы. Параметры пересаживаются каждые шесть дней.

Параметры координированного универсального времени относятся к связи времени UTC с временем «Навстар». Эти параметры также обновляются не реже 6 суток. Здесь  $A_0, A_1$  — постоянный и первого порядка коэффициенты полинома времени UTC;  $t_{ot}$  — опорное время UTC;  $N_0 H_t$  — усеченный номер текущей недели, равный восьми младшим битам полного двоичного числа  $N_0 H$  из строки 1;  $\Delta t_{LS}$  — приращение времени, обусловленное скачками секунд;  $N_0 H_{LSF}$  и  $N_0 D$  — номера недели и дня на этой неделе, в конце которого добавляется целое число секунд ( $\Delta t_{LS}$  и  $\Delta t_{LSF}$ ), обусловленное периодическими коррекциями шкалы UTC.

Наконец, в табл. 10.7 содержатся параметры альманаха, передаваемые в страницах с 1-й по 24-ю строки 5, а также со 2-й по 5-ю и с 7-й и 10-ю строки 4. Эти данные являются подмножеством временных и эфемеридных параметров пониженной точности и занимают все разряды слов с 3-го по 10-е каждой страницы, за исключением восьми старших разрядов слова 3

Таблица 10.7

## Параметры альманаха

Параметр	Разрядность, бит	Масштаб	Параметр	Разрядность, бит	Масштаб
$e$	16	$2^{-21}$	$\Omega_0, \pi$	24	$2^{-23}$
$t_{oa}, c$	8	$2^{12}$	$\omega, \pi$	24	$2^{-23}$
$\delta_i, \pi$	16	$2^{-19}$	$M_0, \pi$	24	$2^{-23}$
$\Omega, \pi/c$	16	$2^{-38}$	$a_0, c$	11	$2^{-20}$
$\sqrt{A}, \sqrt{M}$	24	$2^{-11}$	$a_1, c/c$	11	$2^{-38}$

(модификация и номер НИСЗ), а также восемь разрядов слова 5, указывающих состояние НИСЗ, к которому относится альманах.

Параметр  $t_{oa}$  — опорное время альманаха. Ради экономии объема альманаха принят номинальный наклон НИСЗ  $i_0 = 60^\circ$  и передаются лишь отклонения  $\delta_i$ . Заметим, что  $a_0, a_1$  — параметры усеченной модели ухода генератора соответствующего НИСЗ.

Набор данных строк 1, 2 и 3 обновляется контрольной станцией не реже одного раза в сутки. Период смены информации о параметрах модели ионосферной задержки составляет 5—10 суток в зависимости от интенсивности солнечного излучения.

В течение первых суток после закладки данных на НИСЗ период передачи одного и того же набора данных для строк 1—3 должен быть равен 1 ч. Использование переданного набора остается правомерным еще в течение 3 ч после начала передачи следующего набора данных. В течение интервала времени со 2-х по 14-е сутки после закладки период передачи набора данных этих строк равен 4 ч. Его можно использовать еще в течение 2 ч после начала передачи следующего набора. Момент перехода от передачи одного набора данных к другому всегда совпадает с часовой меткой, исключая час, в течение которого закончилась закладка.

Наборы данных строк 4 и 5 обновляются не реже чем через 6 суток. Период действия этих параметров составляет 7 суток. Специальные сообщения о состоянии НИСЗ, передаваемые в этих подкадрах, могут закладываться на борт НИСЗ с контрольной станцией по мере их появления.

Более полные сведения о навигационном сообщении в спутниковой системе «Навстар» содержатся в [226].

## 10.6. КАДР НАВИГАЦИОННОГО СИГНАЛА СИСТЕМЫ «ГЛОНАСС»

Структура полного сообщения, передаваемого НИСЗ «Глонасс» [214], показана на рис. 10.2, который развивает рис. 1.6.

Навигационное сообщение передается в виде цифровой информации (ЦИ), двоичный вид которой закодирован по коду Хеммин-

100 сум															
1	0	$\frac{m}{4}$	2	$\Pi_1-2$	$t_k-12$	$\dot{x}_n(t_B)-24$	$\ddot{x}_n(t_B)-5$	$x_n(t_B)-27$	KX-8	MB-15					
2	0	$\frac{m}{4}$	$B_n-3$	$\Pi_2-1$	$t_B-7$	5	$\dot{y}_n(t_B)-24$	$\ddot{y}_n(t_B)-5$	$y_n(t_B)-27$	KX-8	MB-15				
3	0	$\frac{m}{4}$	$\Pi_3-1$	$\gamma_n(t_B)-11$		4	$\dot{z}_n(t_B)-24$	$\ddot{z}_n(t_B)-5$	$z_n(t_B)-27$	KX-8	MB-15				
4	0	$\frac{m}{4}$	$\tau_n(t_B)-22$				5	$E_n-5$	40	KX-8	MB-15				
5	0	$\frac{m}{4}$	$N^a-11$			$\tau_c-28$			33	KX-8	MB-15				
6	0	$\frac{m}{4}$	$C_n-1$	2	$n^a-5$	$\tau_n^a-10$	$\lambda_n^a-21$	$\Delta i_n^a-18$	$\epsilon_n^a-15$	KX-8	MB-15				
7	0	$\frac{m}{4}$	$\omega_n^a-16$			$t\lambda_n^a-21$		$\Delta T_n^a-22$	$\Delta \dot{T}_n^a-7$	$H_n^a-5$	1	KX-8	MB-15		
⋮															
14	0	$\frac{m}{4}$	$C_j-1$	2	$j^a-5$	$\tau_j^a-10$	$\lambda_j^a-21$	$\Delta i_j^a-18$	$\epsilon_j^a-15$	KX-8	MB-15				
15	0	$\frac{m}{4}$	$\omega_j^a-16$			$t\lambda_j^a-21$		$\Delta T_j^a-22$	$\Delta \dot{T}_j^a-7$	$H_j^a-7$	1	KX-8	MB-15		

Рис. 10.2. Формат кадра навигационного сообщения системы «Глонасс»

га (KX) и преобразован в относительный код. Состав навигационного сигнала формируется в виде 5 кадров длительностью по 30 с, образующих вместе суперкадр продолжительностью 2,5 мин. Каждый кадр состоит из 15 строк, содержащих коды ЦИ и метку времени (MB).

Длительность каждой строки 2 с, из них 0,3 с в конце строки занимает MB в виде усеченной псевдослучайной последовательности ПСПВ из 30 символов. Остальная часть строки (1,7 с) содержит 85 символов ЦИ, передаваемой с символьной частотой 50 Гц, перемноженной с меандровым сигналом двойной символьной частоты (100 Гц). Нумерация позиций для символов ЦИ осуществляется справа налево. Символы с 1-го по 8-й — проверочные символы кода Хэмминга. Последний символ (85-я позиция), предназначенный для реализации последовательного относительного кода при передаче ЦИ, всегда «0». Слова ЦИ записываются старшими разрядами слева, передача сформированной строки идет старшим разрядом вперед, границы строк кадров и суперкадров различных НИСЗ синхронны между собой с погрешностью не более 2 мс.

В каждом кадре суперкадра информация, содержащаяся в первых четырех строках и называемая оперативной, относится к НИСЗ, с которого она поступает. Она не меняется в пределах суперкадра.

Строки 6—15 заняты неоперативной информацией для 24 НИСЗ: по пять НИСЗ в кадрах с 1 по 4 и четыре в кадре 5. Информация об одном НИСЗ занимает две строки. Поэтому в суперкадре содержится полная неоперативная информация о всех спутниках системы, ее альманах.

Таблица 10.8

Ряд значений признака  $\Pi_1$ 

$\Pi_1$	00	01	10	11
$\Delta t_b$ , мин	0	30	45	60

Информация строки 5 в кадре относится к неоперативной информации и повторяется в каждом кадре суперкадра. Заштрихованные области — это резерв, предусмотренный на случай изменений и дополнений.

Оперативная информация включает:

- $m_1$  — номер строки в кадре;
- $\Pi_1$  — признак смены оперативной ЦИ; признак сообщает интервал времени  $\Delta t_b$  между значениями  $t_b$  в данном и предыдущем кадрах в соответствии с табл. 10.8;
- $\Pi_2$  — признак смены  $t_b$ ; содержит один двоичный разряд и представляет собой признак нечетности («1») или четности («0») порядкового номера 30 (60)-минутного текущего отрезка времени, середина которого оцифрована числовым значением слова  $t_b$ ;
- $\Pi_3$  — содержит один двоичный разряд; символ «1» означает, что в данном кадре передается альманах для пяти НИСЗ, символ «0» — для четырех;
- $V_n$  — признак пригодности НИСЗ для проведения сеансов измерений. Аппаратура анализирует только старший разряд «1», в котором означает его непригодность (2-й и 3-й разряды слова аппаратурой не анализируются);
- $t_k$  — время начала кадра внутри текущих суток в шкале бортового времени. В пяти старших разрядах записывается число целых часов с начала текущих суток, а в шести средних — число целых минут, в последнем — число 30-секундных интервалов, прошедших с начала текущей минуты. Начало суток по бортовому времени НИСЗ совпадает с началом очередного суперкадра ЦИ;
- $t_b$  — время внутри текущих суток по московскому декретному времени, к которому относится передаваемая в кадре оперативная информация. Дискретность представления  $t_b$  составляет 15 мин. Смена оперативной ЦИ производится в моменты времени, кратные 30 и 60 мин шкалы времени НИСЗ;
- $\gamma_n(t_b)$  — относительное отличие на момент  $t_b$  прогнозируемого значения частоты навигационного сигнала  $n$ -го НИСЗ от номинального значения  $f_{n_n}$  частоты  $n$ -го НИСЗ.

$\gamma_n(t_b) = [f_n(t_b) - f_{n_n}] / f_{n_n}$ , где  $f_{n_n}$  — значение частоты опорного генератора,  $f_n(t_b)$  — прогнозируемое значение частоты навигационного сигнала  $n$ -го НИСЗ на время  $t_b$ .

$\tau_n(t_b)$  — сдвиг шкалы времени  $n$ -го НИСЗ относительно шкалы времени системы «Глонасс», равный смещению по фазе ПСП навигационного сигнала относительно системного опорного сигнала на момент времени  $t_b$ , выраженный в секундах;

$E_n$  — «возраст» оперативной информации — интервал времени, прошедший от момента вычисления (закладки) оперативной информации до момента времени  $t_b$  для  $n$ -го НИСЗ. Формируется на борту НИСЗ;

$x_n(t_b), y_n(t_b), z_n(t_b)$  — координаты  $n$ -го НИСЗ в прямоугольной гринвичской геоцентрической системе координат на момент времени  $t_b$ ;

$\dot{x}_n(t_b), \dot{y}_n(t_b), \dot{z}_n(t_b)$  — составляющие вектора скорости  $n$ -го НИСЗ в той же системе координат;

$\ddot{x}_n(t_b), \ddot{y}_n(t_b), \ddot{z}_n(t_b)$  — составляющие ускорения  $n$ -го НИСЗ, обусловленные действием Луны и Солнца.

Неоперативная информация включает:

- $N^a$  — календарный номер суток внутри 4-летнего периода, начиная с високосного года, к которым относятся поправки  $\tau_c$  и данные по НИСЗ системы (альманах орбит и фаз);
- $\tau_c$  — поправка к шкале системного времени относительно шкалы времени, в которой рассчитываются эфемериды и параметры синхронизации НИСЗ. Поправка  $\tau_c$  дана на начало суток с номером  $N^a$ ;
- $C_n$  — обобщенный признак состояния НИСЗ с номером  $n^a$  на момент закладки неоперативной информации (альманах орбит и фаз);  
 $C_n = 1$  — НИСЗ пригоден для использования в сеансе,  
 $C_n = 0$  в противном случае;
- $n_a$  — условный номер НИСЗ в системе;
- $\tau_n^a$  — грубое значение сдвига шкалы времени НИСЗ с номером  $n^a$  относительно системной шкалы;
- $\lambda_n^a$  — гринвичская долгота восходящего узла орбиты НИСЗ с номером  $n^a$  (первого внутри суток с номером  $N^a$ );
- $\Delta i_n^a$  — поправка к среднему значению наклонения орбиты для НИСЗ с номером  $n^a$  на момент  $t_{\lambda_n^a}$  (среднее значение  $i = 63^\circ$ );
- $\varepsilon_n^a$  — эксцентриситет орбиты НИСЗ с номером  $n^a$  на момент  $t_{\lambda_n^a}$ ;
- $\omega_n^a$  — аргумент перигея орбиты НИСЗ с номером  $n^a$  на момент времени  $t_{\lambda_n^a}$ ;
- $t_{\lambda_n^a}$  — время прохождения первого восходящего узла орбиты НИСЗ с номером  $n^a$  внутри суток с номером  $N^a$ , ближайшее к их началу;

- $\Delta T_n^a$  — поправка к среднему значению драконического периода обращения НИСЗ с номером  $n^a$  на момент  $t_{\lambda_n^a}$ . Среднее значение  $T = 43\,200$  с;
- $\Delta \dot{T}_n^a$  — скорость изменения периода обращения НИСЗ с номером  $n^a$ ;
- $N_n^a$  — литер несущей частоты навигационного сигнала, используемого НИСЗ с номером  $n^a$ .

## ГЛАВА 11

### СИНХРОНИЗАЦИЯ ВРЕМЕННЫХ ШКАЛ СИСТЕМЫ НИСЗ

#### 11.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ХРАНИТЕЛЕЙ ВРЕМЕННЫХ ШКАЛ

Спутниковые РНС характеризуются высокими требованиями к формированию системной шкалы времени и ее поддержанию (хранению) в течение всего срока существования системы. Необходимость в высокой стабильности временной шкалы возрастает по мере повышения требований к точности навигационных определений, в особенности при использовании пассивного дальномерного метода.

Системная шкала времени задается наземным хранителем времени (НХВ). Носителями системного времени на борту НИСЗ являются бортовые хранители времени (БХВ). При этом в системе непосредственно используются бортовые шкалы НИСЗ, поскольку именно их состояние определяет точность измерений РНП, а шкала наземного хранителя выступает как эталонная. Приведение в соответствие шкал БХВ НИСЗ со шкалой НХВ, т. е. синхронизация временных шкал, осуществляется путем проведения операций сверки и коррекции времени с использованием радиоканалов НИСЗ — Земля и Земля — НИСЗ.

Время задающим элементом в ССРНС является НХВ, который создает шкалу времени (и необходимую сетку синхрочастот) путем деления частоты высокостабильного опорного генератора. В качестве опорного генератора используются цезиевые или водородные атомные стандарты [93, 131]. Одной из основных характеристик стандартов частоты является относительная нестабильность частоты на некотором определенном интервале времени  $\Delta f/f_0 = (f_1 - f_0)/f_0$ , где  $f_1$  и  $f_0$  — соответственно действительное и номинальное значения частоты. Для современных атомных стандартов суточная относительная нестабильность частоты  $(1...5) \cdot 10^{-14}$  и выше [93, 112]. Конечно, для поддержания столь высокой стабильности необходимо создание сложного аппаратного комплекса, обеспечивающего функционирование сердцевины НХВ — атомного стандарта — в условиях постоянной температуры, минимального влияния внешних и внутренних электромагнитных полей, исключения вибраций и т. д.

В БХВ, как и в НХВ, временная шкала формируется высокостабильным опорным генератором. В БХВ используются кварцевые или атомные стандарты частоты. Космические кварцевые стандарты имеют относительную нестабильность  $(1...5) \cdot 10^{-10}$ , а атомные до  $1 \cdot 10^{-11}...1 \cdot 10^{-12}$  [131]. Возможности дальнейшего улучшения стабильности кварцевых генераторов практически исчерпаны, а значения нестабильности частот атомных стандартов могут быть доведены до  $1 \cdot 10^{-13}$  и единиц  $10^{-14}$ .

Предположим, что бортовые шкалы времени НИСЗ приведены в строгое соответствие со шкалой НХВ. Далее, с течением времени начнется неизбежное расхождение этих шкал и прежде всего за счет ухода частоты БХВ, поскольку именно они эксплуатируются в наиболее сложных условиях. Наряду с этим при создании космических БХВ сталкиваются с рядом ограничений (весовых, габаритных и энергетических), что не позволяет реализовать инженерно-технические решения, направленные на повышение стабильности.

Стабильность частоты опорного генератора БХВ зависит от многих факторов. Для кварцевых стандартов, например, это — геометрические размеры кварцевой линзы, конструкция держателя кристалла, совершенство электронной схемы, стабильность поддержания теплового режима, параметры окружающего магнитного и электрического полей и т. д. Обычно принимают меры конструктивного, схемного и технологического характера к тому, чтобы устранить или существенно ослабить влияние дестабилизирующих факторов. Так, в БХВ применяют систему термостатирования, обеспечивающую поддержание рабочей температуры с точностью до сотых долей градуса. Для защиты от воздействия внутренних и внешних электромагнитных полей используется система экранов, ослабляющих их до единиц и долей эрстеда.

При правильном учете особенностей функционирования БХВ в составе аппаратуры НИСЗ можно добиться некоторого ослабления воздействия дестабилизирующих факторов. Для прецизионной аппаратуры, к которой можно отнести и БХВ, требуется создание более благоприятных условий, например поддержание теплового режима в окрестности установки в пределах  $t_p \pm 10^\circ\text{C}$ , где  $t_p$  — оптимальная температура для работы БХВ. Соответственно налагается ограничение и на градиент температурного поля в месте установки БХВ при изменении внешнего и внутреннего тепловых потоков, действующих на НИСЗ.

Подбором взаимного расположения блоков аппаратуры, а при необходимости и установкой дополнительных экранов ослабляется воздействие наводимых в корпусе НИСЗ электромагнитных полей. При высокой насыщенности радиоэлектронной аппаратурой обеспечение указанных условий работоспособности БХВ на борту НИСЗ является нелегкой задачей.

Таблица 11.1

## Основные характеристики некоторых бортовых стандартов частоты НИСЗ

Характеристика	Кварцевый стандарт частоты	Атомные стандарты частоты		
		Рубидиевый	Цезиевый	Водородный
Масса, кг	1,35	2,25	13,5	33,75
Потребление, Вт	2,0	13,0	25,0	30,0
Объем, дм <sup>3</sup>	1,13	1,13	11,3	28
Относительная нестабильность частоты (за сутки)	$5 \cdot 10^{-10} \dots$	$1 \cdot 10^{-12}$	$1 \cdot 10^{-13}$	$1 \cdot 10^{-14}$
Температурный коэффициент частоты (1/°C)	$2 \cdot 10^{-11}$	—	—	—
Факторы, ограничивающие срок службы	Старение кварца	Ухудшение характеристик лампы	Уровень шумов в атомно-лучевой трубке	Запас водорода

Необходимо отметить, что на уход бортовой шкалы времени немалое влияние оказывают и индивидуальные особенности того или иного образца БХВ. Это — точность установки номинала частоты опорного генератора, точность воспроизводимости частоты от включения к включению, шумовые характеристики электронной схемы БХВ и др.

Основные характеристики некоторых типов спутниковых бортовых стандартов частоты приведены в табл. 11.1 [93, 131].

## 11.2. МЕТОДЫ СВЕРКИ ВРЕМЕННЫХ ШКАЛ

Сверка времени в СРНС проводится для выявления ухода бортовой шкалы времени относительно эталонной шкалы НХВ. По размеру ухода можно судить о функционировании БХВ и о необходимости коррекции бортовой шкалы.

В общем случае, ведя прием радионавигационного сигнала на пункте сверки, определяют значение времени в бортовой шкале на момент излучения сигнала НИСЗ. К моменту приема сигнала значение времени в бортовой шкале  $t_{\text{бшв}}$  изменится и будет определяться выражением  $t_{\text{бшв}} = t_{\text{изм}} + \Delta t_p + \Delta t_{pз} + \Delta t_{пр}$ , где  $\Delta t_p$  — время распространения сигнала на трассе НИСЗ — Земля;  $\Delta t_{pз}$  — «отставание» бортового времени, вызванное релятивистскими эффектами;  $\Delta t_{пр}$  — прочие аппаратурные и методические погрешности. Время распространения сигнала  $\Delta t_p$  определяется расстоянием между НИСЗ и пунктом сверки и скоростью распространения радиоволн. При этом необходимо учитывать, что в фазу радионавигационного сигнала, являющуюся носителем информации о бортовом времени, вносятся дополнительные фазовые сдвиги за счет рефракционных явлений в ионосфере и тропосфере. Существенный вклад в погрешность определения

времени распространения могут вносить задержки сигнала в наземной и бортовой аппаратуре радиоканала. Поэтому наземная аппаратура периодически калибруется и задержка учитывается при сверке шкал.

Релятивистские эффекты порождают различное течение времени на НИСЗ и на наземном пункте. Это вызвано, с одной стороны, относительным движением систем отсчета и, с другой, изменением течения времени под влиянием гравитационного потенциала [103]. Знание с высокой точностью параметров взаимного движения НИСЗ и наземного пункта на моменты сверки позволяют рассчитать величину  $\Delta t_{pз}$  с точностью до единиц наносекунд [112].

В зависимости от процедуры определения времени распространения сигнала от НИСЗ до наземного пункта различают пассивный и активный методы сверки времени.

При пассивном методе сверки времени на наземном пункте принимают радионавигационный сигнал и фиксируют значение времени бортовой шкалы. На основе данных траекторных измерений вычисляют дальность до НИСЗ и определяют время распространения сигнала. При этом учитывают параметры, характеризующие состояние ионосферы и тропосферы на трассе НИСЗ — Земля. Для проведения высокоточной сверки необходимо рассчитывать дальность до НИСЗ с погрешностью до 1 м, что требует использования измерительных систем высокой точности. С другой стороны, для учета рефракционных погрешностей необходимо иметь надежную модель распространения радиоволн.

После проведения серии измерений, используя известные методы статистической обработки информации, определяют значения расхождения бортовой и наземной шкал времени. Метод сверки временных шкал, подобный описанному, используется в СРНС «Глонасс» и «Навстар».

При активном методе сверки для определения времени распространения привлекаются измерительные каналы Земля — НИСЗ и НИСЗ — Земля. Время между посылкой запросного и приемом ретранслированного навигационным искусственным спутником Земли сигнала составляет удвоенное значение времени распространения  $\Delta t_p$ .

Рефракционные и прочие погрешности учитываются расчетным путем так же, как и при пассивном методе, с помощью поправок.

Выбор метода сверки временных шкал зависит от требуемой точности сверки, знания модели распространения радиоволн с целью расчета рефракционных поправок, точности расчета положения НИСЗ на моменты сверки и т. д.

Ясно, что активный метод более прост в методическом обеспечении и прочих равных условиях позволяет реализовать более высокие точности, но требует дополнительной аппаратуры как на наземном пункте, так и на борту НИСЗ.

Значение бортового времени, полученное одним из описанных методов, сравнивается с временем НХВ, в результате чего и определяется расхождение шкал и его знак. Поправка к бортовой шкале времени, формируемая в виде кода коррекции, поступает в пункт управления для передачи на НИСЗ. Полезной оказывается также оценка относительного ухода частоты БХВ.

По результатам сверки можно установить закономерность ухода шкалы времени БХВ и прогнозировать его на определенные интервалы времени. Параметры модели ухода БХВ (например, в виде коэффициентов аппроксимирующего полинома) включаются в состав информационного кадра навигационного сигнала и используются для повышения точности местоопределения [112] (см. гл. 10).

При недостаточной инструментальной точности коррекции бортовой шкалы может рассчитываться значение дополнительной поправки к бортовой шкале, которая также вносится в кадр навигационного сигнала.

Другой важной стороной использования СРНС является передача сигналов единого времени. Без особых трудностей шкала системы может быть синхронизирована со шкалой системы единого времени (СЕВ). Расхождения шкал, выявляемые в процессе синхронизации, фиксируются как поправка к системному времени. Эта поправка в виде соответствующего кода вносится в состав кадра навигационного сигнала. Потребители в процессе навигационного сеанса определяют системное время, а учитывая указанную поправку, и время в шкале СЕВ.

### 11.3. КОРРЕКЦИЯ ВРЕМЕННЫХ ШКАЛ

Необходимость в коррекции бортовых шкал времени НИСЗ возникает в нескольких случаях: при первоначальном включении БХВ после вывода НИСЗ на орбиту, при уходе шкалы БХВ относительно шкалы НХВ, превышающем допустимое значение, при переключении резервных блоков БХВ.

Коррекция может выражаться в совмещении временных интервалов бортовой и наземной шкал или в приведении в соответствие их оцифровки. В первом случае операция носит название фазирования БШВ, во втором — коррекции кода БШВ. При фазировании управляющие команды воздействуют на блок делителей БХВ, а при коррекции кода — на блок кодирования (оцифровки) меток времени.

Управление бортовой шкалой времени при фазировании осуществляется двумя способами: установкой в нулевое состояние блока делителей и сдвигом шкалы бортового времени на значение, необходимое для совмещения с наземной шкалой.

При установке БШВ в исходное состояние с наземного пункта управления подается команда, привязанная к «нулевой» метке

времени НХВ. При этом подача команды производится с упреждением на время распространения радиоволн от наземного пункта до НИСЗ. Шкала времени БХВ устанавливается в нулевое состояние независимо от того, какое значение времени было до фазирования. Обычно бортовая шкала переводится в нулевое состояние после вывода НИСЗ на орбиту, включения резервных блоков БХВ или грубых сбоев в отсчете бортового времени. Точность такого способа фазирования определяется аппаратурными погрешностями, точностью расчета времени распространения радиоволн и флуктуационными задержками приемопередающего тракта Земля — НИСЗ.

При фазировании сдвигом шкалы бортового времени команда изменяет коэффициент деления в блоке делителей БХВ. Время воздействия команды зависит от величины необходимой коррекции, которая закладывается в код этой команды, и таким образом к бортовому времени прибавляется или из него вычитается некоторое значение, определенное по результатам сверки. Этот способ фазирования более точен, так как не зависит от параметров радиолинии и наземной аппаратуры.

Сочетание обоих способов фазирования позволяет оперативно и рационально управлять бортовой шкалой времени НИСЗ и добиваться точности совмещения временных интервалов со шкалой НХВ до десятков наносекунд.

Коррекция кода БШВ производится, когда имеет место расхождение в оцифровке временных интервалов бортовой и наземной шкал времени. Обычно расхождение в оцифровке может быть при начальном включении БХВ, сбоях счетчиков бортового времени и сдвиге шкалы на целое число единиц времени. Команда на коррекцию кода БШВ формируется на наземном пункте и содержит информацию об оцифровке соответствующих временных интервалов наземного хранителя. После приема на борту НИСЗ команда поступает на вход кодирующего устройства БХВ и в соответствии с заложенным кодом производится коррекция состояния счетчиков бортового времени.

### 11.4. СПОСОБЫ УЧЕТА В НАВИГАЦИОННОМ СЕАНСЕ СМЕЩЕНИЙ ВРЕМЕННЫХ ШКАЛ НИСЗ

В СРНС, управляемых с ограниченной территории, коррекция временных шкал путем непосредственного изменения (сведения) фаз генераторов НИСЗ может производиться лишь периодически. В интервалах времени между сведениями БХВ работают автономно, что приводит к снижению точности синхронизации из-за погрешностей сведения и хранения шкал. Погрешности хранения шкал времени определяются главным образом нестабильностью генератора БХВ и релятивистскими эффектами. Точность синхронизации можно повысить алгоритмическим спо-



собою путем учета систематических смещений шкал времени. При алгоритмической коррекции на время автономной работы БХВ задается модель ухода его шкалы, параметры модели определяются в пункте сверки и передаются потребителю вместе с эфемеридной информацией.

Нестабильность генератора вносит в измерения погрешности как случайного, так и систематического характера. Вид и размер возмущений определяются физическими принципами построения и конструктивными особенностями генератора. Так, возмущения частоты цезиевого стандарта представляют собой белый шум; частоты кварцевых и рубидиевых стандартов кроме случайных возмущений имеют и систематические дрейфы [82, 89, 112]. При разработке алгоритма ввода поправок систематические дрейфы могут аппроксимироваться, например, полиномиальными функциями времени; степень полинома определяется интервалом аппроксимации и требуемой точностью представления. Если модель ухода достаточно хорошо описывает реальные процессы, то после учета смещений временной шкалы НИСЗ путем ввода поправок остаточная погрешность синхронизации БХВ определяется двумя факторами: погрешностью знания параметров модели и случайными, непрогнозируемыми возмущениями. Так, математическая модель ухода шкалы БХВ, использующего цезиевый стандарт частоты, может быть представлена на интервале времени менее одних суток в виде

$$\dot{\bar{x}}(t) = \mathbf{F}\bar{x}(t) + \mathbf{G}\xi(t),$$

где

$$\bar{x}(t) = \begin{pmatrix} \delta t_r(t) \\ \delta f_r(t) \end{pmatrix}; \quad \mathbf{F} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad \mathbf{G} = \begin{pmatrix} \left(\frac{N_0}{2}\right)^{1/2} \\ 0 \end{pmatrix},$$

$\delta t_r(t)$ ,  $\delta f_r(t)$  — смещение шкалы времени и частоты БХВ;  $N_0/2$  — спектральная плотность эквивалентного белого шума;  $\xi(t)$  — белый шум с единичной спектральной плотностью.

Поправка на смещение цезиевого БХВ рассчитывается при этом в соответствии с выражением  $\delta t_r(t) = a_{0r} + a_{1r}(t - t_0)$ , где  $a_{0r} = \delta t(t_0)$ ,  $a_{1r} = \delta f(t_0)$ . Погрешность вычисления поправки  $\delta t_r(t)$  оценивается по формуле

$$\sigma_{\delta t_r(t)} = [\sigma_{a_{0r}}^2(t_0) + 2r\sigma_{a_{0r}}(t_0)\sigma_{a_{1r}}(t_0)(t - t_0) + \sigma_{a_{1r}}^2(t_0)(t - t_0)^2 + (N_0/2)(t - t_0)^{1/2}], \quad (11.1)$$

где  $\sigma_{a_{0r}}(t_0)$ ,  $\sigma_{a_{1r}}(t_0)$ ,  $r$  — среднеквадратические значения и коэффициент корреляции погрешностей знания коэффициентов  $a_{0r}$ ,  $a_{1r}$  на момент времени  $t_0$ .

Слагаемое  $(N_0/2)(t - t_0)$  характеризует влияние случайных возмущений частоты генератора на погрешность синхронизации

БХВ. Для других типов хранителей модель ухода шкалы времени может представляться полиномом более высокой степени, например второй [112, 135].

Релятивистские эффекты приводят к дополнительному смещению шкалы БХВ за счет изменения гравитационного потенциала и переменной скорости полета НИСЗ. Смещение, обусловленное этими явлениями, определяется выражением [135]

$$\delta t_p(t) \simeq ke\sqrt{a_s} \sin E(t), \quad (11.2)$$

где  $k = -4,443 \cdot 10^{-10} \text{ с} \cdot \text{м}^{-1/2}$ ;  $e$  — эксцентриситет;  $E(t)$  — эксцентрическая аномалия;  $a_s$  — полуось орбиты.

Для упрощения алгоритма  $\Pi$  временную поправку  $\delta t_p(t)$  можно представить, как и поправку на дрейф  $\delta t_r(t)$ , в виде полинома. Это позволяет использовать обобщенную полиномиальную модель ухода шкалы времени, учитывающую как дрейф  $\delta t_r(t)$  БХВ, так и релятивистское смещение  $\delta t_p(t)$ .

Для орбит с эксцентриситетом менее 0,3 уравнение (11.2) аппроксимируется выражением

$$\delta t_p(t) \simeq a_{0p} + a_{1p}(t - t_0) + a_{2p}(t - t_0)^2 + \dots,$$

где  $a_{0p} = 6,869 \cdot 10^{-8} \sin E(t_0)$ ;  $a_{1p} = 1,002 \cdot 10^{-11} \cos E(t_0)$ ;  $a_{2p} = -7,307 \cdot 10^{-16} \sin E(t_0)$ . Ограничившись полиномом 2-й степени, можно вычислить поправку  $\delta t_p(t)$  с погрешностью не более 1 нс на интервале времени 0,65 ч [135].

Рассмотренный способ учета смещения шкалы БХВ НИСЗ используется в сетевой СРНС «Навстар», где модель ухода шкалы времени НИСЗ описывается полиномом 2-й степени с помощью трех коэффициентов  $a_0$ ,  $a_1$ ,  $a_2$  и времени  $t_0$ , на которое вычислены коэффициенты. Диапазоны изменения этих величин и требуемое число разрядов для их представления даны в табл. 10.2.

Скорректированное значение времени  $t = t_s - \delta t$ , где  $\delta t = a_0 + a_1(t_s - t_0) + a_2(t_s - t_0)^2$ ,  $t_s$  — время, передаваемое НИСЗ.

Для  $(t - t_0) \leq 1$  ч такая аппроксимация обеспечивает коррекцию смещения шкалы времени из-за нестабильности БХВ и релятивистских эффектов с погрешностью не более 1 нс [135].

Параметры ухода шкалы БХВ передаются на спутник ежесуточно в виде 24 комплектов данных, каждый комплект используется для учета смещений на интервале времени 1 ч.

#### 11.5. СОГЛАСОВАНИЕ ШКАЛ ВРЕМЕНИ СИСТЕМ «ГЛОНАСС» И «НАВСТАР»

В ССРНС «Глонасс» и «Навстар» в качестве хранителей ШВ используются соответствующие высокостабильные НХВ и в каждой из систем наземный комплекс управления (НКУ) осуществляет синхронизацию шкал БХВ НИСЗ и НХВ. Как отмечалось

в § 11.4, модель ухода НИСЗ в системе «Навстар» с достаточной степенью точности на интервале времени до 1 ч описывается полиномом 2-й степени, коэффициенты полинома  $a_0$ ,  $a_1$ ,  $a_2$ , определяемые средствами НКУ, передаются в кадре сигнала в составе служебной информации и позволяют обеспечить синхронизацию ШВ сети НИСЗ системы.

Система «Навстар» предназначена не только для навигационных определений, но и для временных. При этом под временным определением понимается оценка поправки к шкале времени потребителя относительно некой универсальной шкалы. В качестве последней в системе «Навстар» принята шкала Морской обсерватории США — UTC<sub>USNO</sub>. Дополнительно НКУ решает задачу синхронизации шкалы НХВ системы «Навстар» и шкалы UTC<sub>USNO</sub>. Кроме того, для обеспечения временных определений в составе служебной информации (СИ) передаются два коэффициента  $A_0$ ,  $A_1$ , позволяющие потребителям определять время в шкале UTC<sub>USNO</sub>.

Аналогичный способ синхронизации ШВ БХВ используется и в системе «Глонавс». Отличие заключается в следующем: уход ШВ БХВ на интервале времени 0,5 ч описывается полиномом первой степени (коэффициенты  $a_0$ ,  $a_1$ ), в качестве универсальной ШВ используется шкала СЕВ, поправка к системной ШВ относительно шкалы СЕВ передается в виде коэффициента  $A_0$ .

Формирование ШВ в системах «Глонавс» и «Навстар» схематично показано на рис. 11.1.

Принятая идеология синхронизации ШВ БХВ в системах «Глонавс» и «Навстар» позволяет достаточно просто обеспечить взаимную синхронизацию ШВ НИСЗ этих систем. Простейший вариант решения этой задачи заключается в следующем. К НХВ системы «Глонавс» подключается навигационно-временная аппаратура системы «Навстар» (или универсальная аппаратура), по сигналам НИСЗ системы «Навстар» решается временная задача и определяется расхождение системных ШВ. Расхождение в виде соответствующих коэффициентов закладывается на борт НИСЗ и передается в составе СИ. Аналогичный способ можно использовать и в НХВ системы «Навстар», где временная задача будет решаться аппаратурой «Глонавс»

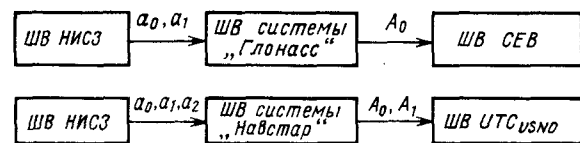


Рис. 11.1. Схемы формирования шкал системного времени ССРНС «Глонавс» и «Навстар»

по сигналам ее НИСЗ. Более высокую точность сведения ШВ систем можно обеспечить при синхронизации НХВ в дифференциальном режиме. Методы синхронизации удаленных НХВ описываются в гл. 17.

#### 11.6. СИНХРОНИЗАЦИЯ ВРЕМЕННЫХ ШКАЛ СЕТИ НИСЗ НА ОСНОВЕ ВЗАИМНЫХ ВРЕМЕННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Основным источником погрешностей навигационно-временных определений по данным ССРНС являются погрешности частотно-временного и эфемеридного обеспечения НИСЗ. В настоящее время в ССРНС «Глонавс» и «Навстар» требуемые точностные характеристики обеспечивает КИК, который на основании измерений, проводимых наземной аппаратурой, решает задачу определения и прогнозирования на заданный интервал времени эфемерид НИСЗ и частотно-временных поправок к его БХВ. Полученные значения параметров закладываются на борт НИСЗ и передаются П в составе СИ.

Точность определения параметров НИСЗ таким неавтономным способом зависит от точностных характеристик наземных измерителей РНП, от точностных характеристик бортового и наземного ХВ и от степени соответствия моделей, используемых для прогнозирования движения НИСЗ и ухода шкалы БХВ, реальным процессам. Такой способ формирования эфемеридной и временной информации позволяет обеспечить высокие точностные характеристики системы за счет статистической обработки большого объема информации и использования сложных математических моделей и алгоритмов прогнозирования состояния НИСЗ, ориентированных на универсальные ЭВМ. Однако при данном способе решения задачи погрешность синхронизации БХВ НИСЗ является функцией времени и именно эта величина в первую очередь определяет время автономной работы системы, т. е. интервал времени, в течение которого характеристики системы поддерживаются точными без помощи КИК.

Повышение точности частотно-временного и эфемеридного обеспечения НИСЗ и увеличение интервала автономного функционирования системы весьма актуальны. Один из возможных способов автономного решения этой задачи основывается на использовании текущей информации, полученной путем взаимных измерений НИСЗ—НИСЗ [197].

Суть метода заключается в следующем. Каждый НИСЗ в течение отведенного интервала времени излучает измерительный сигнал, который остальные НИСЗ созвездия (находящиеся в зоне радиовидимости излучающего НИСЗ) используют для измерения квазидальности до них. Измеряемый каждым НИСЗ параметр включает разность показаний БХВ спутников и время распространения сигналов между ними. Каждый НИСЗ за достаточно

короткий интервал времени, кроме передачи измерительного сигнала, осуществляет также прием результатов квазидальномерных измерений, проводимых другими НИСЗ. Полученные данные позволяют определить уходы ШВ НИСЗ относительно собственной шкалы.

Рассмотрим два НИСЗ, проводящие взаимные временные определения. Обозначим  $\tau_{ij}$  результат измерения квазидальности, полученный  $i$ -м НИСЗ по сигналу  $j$ -го спутника. Тогда в результате обмена информацией имеем

$$\tau_{ij} = \frac{r_{ij}}{c} + \delta t_{ij}, \quad \tau_{ji} = \frac{r_{ji}}{c} + \delta t_{ji},$$

где  $r_{ij}$ ,  $r_{ji}$  — расстояние между НИСЗ в момент измерения квазидальности соответственно  $i$ -м и  $j$ -м НИСЗ;  $\delta t_{ij}$  — уход ШВ  $i$ -го НИСЗ относительно шкалы  $j$ -го спутника;  $c$  — скорость света. Если цикл взаимных измерений достаточно короткий, то  $r_{ij} \approx r_{ji}$  и  $\delta t_{ij} = -\delta t_{ji}$ .

Вычитая  $\tau_{ji}$  из  $\tau_{ij}$ , получаем

$$\delta t_{ij} = -\delta t_{ji} = (\tau_{ij} - \tau_{ji}) / 2.$$

Таким образом, каждый НИСЗ после выполнения аналогичных операций определяет уход собственной шкалы относительно шкалы другого НИСЗ. Взаимные измерения могут проводиться либо всеми НИСЗ по одному «ведущему» спутнику, либо между всеми спутниками созвездия взаимно. В первом случае все НИСЗ определяют уход собственной шкалы относительно ШВ «ведущего» КА, и тогда эта ШВ может быть принята за системную, во втором — каждый НИСЗ определяет уход своей шкалы путем усреднения результатов, полученных по взаимным измерениям до всех остальных спутников созвездия, и на этой основе корректирует свою ШВ, так что разброс ШВ всех НИСЗ оказывается минимальным.

Полученную в результате взаимного обмена информацией можно использовать и для определения расстояний между спутниками

$$r_{ij} = r_{ji} = c(\tau_{ij} + \tau_{ji}) / 2.$$

Найденные значения дальностей позволяют уточнить эфемериды НИСЗ. С помощью такого метода эфемеридно-временного обеспечения НИСЗ можно не только увеличить время автономной работы системы, но и повысить точностные характеристики системы.

При таком методе синхронизации временных шкал сети НИСЗ для организации взаимных измерений и обмена результатами измерений необходимо установить на борту НИСЗ соответствующие

радиотехнические средства и дополнительно использовать не менее 1 % вычислительных ресурсов бортовой ЭВМ [197]. Основным недостатком данного метода является возможность ухудшения точности эфемеридно-временного обеспечения НИСЗ системы при нарушении функционирования одного из НИСЗ.

Сочетание неавтономного и автономного методов синхронизации ШВ позволит устранить недостатки, присущие каждому из них в отдельности.

## ГЛАВА 12

### ОБЛАСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СЕТЕВЫХ СПУТНИКОВЫХ РНС

#### 12.1. ПРИМЕНЕНИЕ ССРНС — ОСНОВА КООРДИНАТНО-ВРЕМЕННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Развитие радионавигационных средств на протяжении всей истории их существования неизменно стимулировалось расширением области применения и усложнением задач, возлагавшихся на них, и прежде всего ростом требований к их дальности действия и точности. Если в первые десятилетия радионавигационные системы обслуживали морские корабли и самолеты, то затем состав их потребителей значительно расширился и в настоящее время охватывает все категории подвижных объектов, принадлежащих различным ведомствам. Если для первых РНС — амплитудных радиомаяков и радиопеленгаторов — была достаточна дальность действия в несколько сотен километров, то затем постепенно требования к дальности возросли до 1...2,5 тыс. км (для внутриконтинентальной навигации), до 8...10 тыс. км (для межконтинентальной навигации) и, наконец, превратились в требования глобального навигационного обеспечения. Что касается точности, то поначалу устраивала точность в несколько километров, затем оказалось возможным реализовать точности в сотни метров и, наконец, с появлением технических возможностей для создания сетевых СРНС удалось удовлетворить требованиям на уровне десятка метров. Но требования продолжают ужесточаться, возникает необходимость в дециметровых и сантиметровых точностях, которые можно обеспечить, совершенствуя сетевые СРНС и применяя в них дифференциальный режим работы.

К настоящему времени в арсенале радионавигационной техники скопилось немало РНС, отличающихся между собой дальностью действия и точностью, что предопределяет различие их в принципах действия. Средства ближней навигации (РСБН) в диапазоне УКВ используют импульсные дальномеры и фазовые или частотные угломерные устройства на примерах системы «ВОР», «ДМЕ», «РСБН». Из средств дальней радионавигации

(РСДН) можно отметить длинноволновые «Чайку» и «Лоран-С», работающие в импульсно-фазовом режиме, и сверхдлинноволновые «Омегу» и «РСДН-20» с фазовыми измерениями. Находят также применение амплитудные многолепестковые радиомаяки типа «ВРМ-5» и «Консол». Низкоорбитные спутниковые РНС «Цикада» и «Транзит», основанные на доплеровских (частотных) измерениях, широко обеспечивают кораблевождение. Наконец, находятся в стадии интенсивного развертывания среднеорбитные сетевые СРНС «Глонасс» и «Навстар», обладающие самыми высокими показателями: глобальностью, высокой точностью, непрерывным обслуживанием неограниченного числа потребителей. Возникает естественный вопрос: по какому пути пойдет дальнейшее развитие радионавигационной техники и какое место займут сетевые СРНС?

Общая схема дальнейшего развития средств навигационно-временного обеспечения может представляться в следующем виде. Сетевые СРНС «Глонасс» и «Навстар» к 1995 гг. должны быть развернуты до полного состава своих сетей НИСЗ. При этом внедрение дифференциального режима навигационных определений повысит точность местоопределения, а возможная реализация угловых измерений по сигналам спутников расширит область их применения на определение ориентирных направлений. Должна существенно возрасти эксплуатационная надежность этих систем, в частности, за счет автоматизации процессов выработки эфемеридной информации и синхронизации ШВ сети НИСЗ. Значимость наземных разностно-дальномерных РНС длинноволнового и сверхдлинноволнового диапазонов (при импульсно-фазовых и фазовых измерениях) заметно снизится. Системы эти сохранятся в основном как дублирующие средства. Правда, сверхдлинноволновые ФРНС по-прежнему останутся единственными системами, сигналы которых можно принимать под слоем воды (льда).

Наряду с глобальным использованием наиболее универсальных РНС «Глонасс» и «Навстар» могут найти развитие высокоточные РНС локального действия, работающие в пределах прямой видимости. Они будут дополнять сетевые СРНС в тех районах, где в глобальном навигационном поле обнаружатся зоны недостаточной точности.

Синхронизация излучения всех радионавигационных средств с помощью сигналов СЕВ будет способна объединить частные радионавигационные поля в Единое радионавигационное поле, что позволит более гибко предоставлять навигационно-временное обеспечение различным потребителям в необходимых районах.

Важно подчеркнуть, что основу Единого поля составит глобальное поле сетевых СРНС, которое при успешном развитии международного сотрудничества будет образовано полями обеих систем «Глонасс» и «Навстар». В бортовой аппаратуре навига-

ционно-временного обеспечения подвижных объектов, создаваемой в виде комплексов соответствующих средств, основным радионавигационным каналом явится канал сетевых СРНС, позволяющий определять полный вектор состояния подвижного объекта — три его координаты, три составляющие вектора скорости, поправки к бортовой ШВ и к частоте местного эталонного генератора.

Поскольку потребителями ССРНС будут не только подвижные объекты, но и стационарные, нуждающиеся в высокоточном определении их координат и поправок к местной ШВ, речь может идти не только о навигационно-временном обеспечении, но и о более широкой задаче — координатно-временном обеспечении. Применительно к такой постановке вопроса можно также утверждать, что основу координатно-временного обеспечения составит именно применение сетевых спутниковых РНС.

## **12.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ КООРДИНАТ, ИХ ПРОИЗВОДНЫХ И НАВИГАЦИОННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ НАЗЕМНЫХ И ПРИЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ**

Сетевые спутниковые РНС разрабатывались прежде всего для обеспечения навигационных потребностей таких подвижных объектов, как самолеты и корабли. Их основная задача — определение координат, производных от координат и навигационных элементов движения.

Обратим внимание на то, что текущие координаты навигационных ИСЗ задаются в геоцентрической прямоугольной системе координат, а по результатам навигационных измерений положение объекта привязывается к ИСЗ, поэтому наиболее естественно определять искомые координаты именно в той же геоцентрической прямоугольной системе. Так собственно и формулируется первичная координатная задача. В то же время потребители интересуют иные координаты — те, которыми они пользуются в процессе практической навигации: географические, прямоугольные Гаусса-Крюгера, ортодромические, относительные и т. п. И АП должна иметь возможность выдавать координаты в любой необходимой форме.

В соответствии с этим матобеспечение АП должно строиться так, чтобы после решения первичной координатной задачи решалась задача преобразования координат в удобную для применения систему. Поэтому составляющие скорости первично рассчитываются по направлениям осей геоцентрической системы, а затем пересчитываются в составляющие, ориентированные по осям местных (топоцентрических) координатных систем, удобных для штурманских расчетов.

Кроме того, для самолето- или кораблевождения штурманам нужно располагать рядом вспомогательных величин, облегчающих процесс управления движением. К ним относятся: отклонение

от линии заданного пути (угловое или линейное), путевая скорость, угол сноса (ветром или течением), оставшееся расстояние и время движения до очередного поворотного пункта маршрута или пункта прибытия, угловое положение относительно выделенных ориентиров и т. п. Сюда же примыкают некоторые коммерческие показатели, связанные с режимом движения и способные влиять на выбор этого режима. Определяются эти величины в результате решения соответствующих сервисных задач, что предусматривается матобеспечением АП (подробнее см. в гл. 22).

### 12.3. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ОКОЛОЗЕМНЫХ КА

В связи с развитием космического земледования околоземные КА широко привлекаются для метеонаблюдений, гидрологических исследований, изучения геологических процессов, для сельскохозяйственного и лесоводческого анализа. Собираемую информацию необходимо привязывать по координатам, и требования к точности такой привязки неизменно возрастают. Это, естественно, приводит к необходимости совершенствовать бортовой навигационный комплекс КА. Одним из путей повышения точности и оперативности навигационных определений околоземных КА является применение бортовых измерений по сети НИСЗ [70].

В определении параметров движения по навигационным ИСЗ заинтересованы не только экипажи долговременных орбитальных станций типа «Скайлэб», но и штурманы транспортных космических кораблей многоразового действия типа «Спейс шаттл» [196]. На борту этих КА будет установлена АП ССРНС «Навстар», которая обеспечивает высокоточное определение координат и скорости КА как в орбитальном режиме, так и при маневрировании. В такой же АП нуждается «Буран».

Навигационные определения околоземных КА по сети НИСЗ имеют свои особенности по сравнению с другими видами П. По отношению к приземным П КА отличаются большей детерминированностью их движения на длительных временных интервалах полета. Траектория их движения в пассивном полете представляется возмущенной кеплеровской орбитой со специфическим составом характерных для нее возмущений. Зависимость точности определения параметров орбитального движения от продолжительности интервала измерений приводит к новой задаче организации измерений на интервале навигационного сеанса. В то же время определение положения КА по сетевой СРНС имеет особенность по сравнению с определением орбиты средствами наземного КИК, заключающуюся в возникающей в данном случае новой возможности непрерывных многопараметрических измерений, позволяющих в каждый момент определять положение и скорость КА с высокой степенью точности.

В качестве простейшей модели орбитального движения КА можно принять круговую орбиту. При этом, разумеется, оказываются неучтенными некоторые возмущения, порождающие систематические погрешности. Вид систематических погрешностей описания орбиты в значительной степени определяется ее параметрами, а также числом учитываемых возмущающих факторов и требуемой точностью аппроксимации. Наиболее существенными на длинных интервалах будут возмущения, содержащие вековые члены.

Важным вопросом является выбор критерия оптимизации определения параметров движения. В качестве такого может быть принят критерий точности прогнозирования движения НИСЗ на достаточно продолжительном интервале времени (несколько витков). Можно показать, что в этом случае порядок погрешности прогноза будет определяться вековым членом в аргументе широты [26]:  $\Delta t \approx -3\lambda(\Delta\rho_0 + \Delta v_{\tau 0}/n_{cp})$ , где  $\Delta t$  — возмущение в положении КА, обусловленное погрешностями оценки начальных значений геоцентрического радиуса  $\Delta\rho_0$  и скорости по касательной к орбите  $\Delta v_{\tau 0}$ ;  $n_{cp}$  — угловая скорость КА;  $\lambda$  — долгота в орбите.

Поэтому особенно важно требование повышенной точности определения критического параметра в виде суммы  $\Delta\rho_0 + \Delta v_{\tau 0}/n_{cp}$ .

В общем случае выбор полного состава оцениваемых параметров диктуется условиями конкретной задачи и может значительно различаться. Здесь опишем лишь самую простую ситуацию, когда вектор оцениваемых параметров включает только уточненные компоненты положения и скорости НИСЗ на некоторый момент времени. Простейшим и одновременно основным будет случай полной наблюдаемости движения, имеющий место, например, при определении КА по сетевой СРНС, позволяющий получать засечки положения и скорости в фиксированные моменты времени. Возникающая здесь задача сводится к нахождению целесообразной организации измерений на интервале наблюдения для получения наилучшей точности наиболее критичного из параметров.

Условие полной наблюдаемости позволяет получить в явном виде выражение для корреляционной матрицы погрешностей оцениваемых параметров и их систематических погрешностей. Исследование этих выражений показывает пути реализации оптимальной стратегии измерений. Так, если погрешности засечки внешнеплоскостных параметров по положению  $\sigma_z$  и по скорости  $\sigma_{\dot{z}}$  равнозначны:  $\sigma_{\dot{z}} = \sigma_z/n_{cp}$ , то достижение наилучшей их оценки по шумовой погрешности требует большого объема практически одномоментных измерений. Их число находится из условия согласования точности определения по шумовой и систематической погрешностям. В случае неравнозначности оценок бокового уклонения КА по положению и по скорости оптимизация точности оценок внешнеплоскостных параметров приводит к необходимости выполнять две серии практических одномоментных измерений наиболее точного из навигационных параметров (НП). При этом из-за увеличения систематических погрешностей оценок с ростом продолжительности интервала наблюдения последний должен иметь наименьшее из возможных его значений. Эта величина в рассматриваемом случае будет равна четверти периода обращения КА.

При определении оптимальной стратегии измерений внутрисекторных параметров орбиты главную роль также играет компромисс между шумовой и систематической составляющими погрешностей оценки. Следует подчеркнуть, что влияние погрешностей будет различным в зависимости от того, производится ли оценка параметров движения на середину интервала измерений или на момент последнего измерения. Для симметричного мерного интервала максимальная точность оценки критического параметра достигается при измерениях, взятых через половину периода обращения КА. При этом при ограничении на число выполняемых измерений следует группировать измерения на концах мерного интервала максимальной продолжительности. Оптимальная длительность мерного интервала выбирается из условия равенства на нем шумовой и систематической погрешностей оценки критического параметра, поскольку для него справедлива общая закономерность, в силу которой с увеличением продолжи-

тельности интервала измерений шумовая погрешность уменьшается, а систематическая растет. Указанный общий подход к выбору оптимальной длительности мерного интервала остается справедливым и для несимметричного его случая.

Если точность оценивания параметров движения оказывается недостаточной из-за больших систематических погрешностей, то возникают новые задачи о расширении вектора оцениваемых параметров, т. е. выявлении целесообразного состава включаемых в оценку дополнительных параметров, и определении оптимальной стратегии измерений и соответствующего новому вектору состояния оптимального мерного интервала.

#### **12.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗАИМНЫХ КООРДИНАТ В ИНТЕРЕСАХ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЙ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ И ГРУППОВОГО ИХ ВОЖДЕНИЯ**

Системы предупреждения столкновений (СПС) подвижных объектов (самолетов, судов и т. п.) служат дополнением к системам управления движением для повышения надежности процесса управления и безопасности движения последних, но они могут существовать и самостоятельно.

Система предупреждения столкновений должна решать задачи: обнаружения в зоне движения объекта потенциально опасных (конфликтующих) объектов, с которыми может произойти столкновение;

определения расстояния наибольшего сближения с конфликтующим объектом, время до возможного столкновения с ним; определения и рекомендации маневра по предупреждению столкновения;

расчета времени начала и окончания маневра.

Существующие СПС основываются на измерении относительных расстояний от объекта до конфликтующих с ним объектов радиолокационным методом, активным навигационным методом «запрос—ответ» или пассивным методом (при обеспечении участников движения хранителями частоты и времени и средствами их взаимного сведения).

Для предупреждения столкновений летательных аппаратов необходимы еще и данные о высотах конфликтующих объектов, которые закладываются в излучаемые ими сигналы от автономных измерителей высоты.

Для удовлетворительного решения задач СПС погрешности измерения расстояний должны быть достаточно малыми, по крайней мере соизмеримыми с опасными расстояниями сближения конфликтующих объектов. В среднем они могут колебаться от единиц до сотен метров.

При создании СПС за основу могут быть приняты ССРНС, обеспечивающие погрешности определения абсолютных координат с такими же точностями.

Если все участники движения будут излучать связанные радиосигналы, содержащие информацию о своих текущих координатах (включая высоту) и составляющих вектора скорости, полученные

по сигналам оптимального для данной зоны созвездия НИСЗ, то каждый из участников движения в том же районе примет эти данные и, сравнивая со своими координатами и параметрами движения, сможет выделить опасные конфликтующие объекты и рассчитать требуемые маневры для предотвращения столкновений.

В силу ограниченности размеров района, в котором для данного объекта возможна конфликтная ситуация, навигационные параметры будут измерены по одному и тому же созвездию НИСЗ. Сравнение измеренных координат и параметров движения позволит определить относительные координаты участников движения, которые будут точнее абсолютных вследствие исключения ряда систематических составляющих погрешностей измерений.

Наличие в составе передаваемой объектами информации кроме данных о координатах еще и данных о составляющих вектора скорости и высоте избавит объект от затрат времени на анализ параметров движения конфликтующих объектов и позволит сразу перейти к анализу относительных составляющих параметров движения и оценке возможности столкновения.

Та же идея сравнения текущих координат участников движения, полученных по сигналам одного и того же созвездия ССРНС, может быть положена и в основу определения относительных координат для объектов, движущихся группой, что обеспечит вождение самолетов строем и судов порядком.

#### **12.5. ВЫСОКОТОЧНАЯ ГЕОДЕЗИЧЕСКАЯ ПРИВЯЗКА**

Геодезическая привязка предполагает определение длины базовой линии и ее проекции в выбранной системе координат. Требования к погрешностям этих определений высокие: относительные погрешности должны быть порядка  $10^{-5} \dots 10^{-6}$ .

Геодезическая привязка не является процедурой высокой оперативности, и для нее могут использоваться протяженные во времени измерения с вовлечением в обработку наблюдений по разным созвездиям НИСЗ. Расчеты могут выполняться в процессе камеральной обработки запомненных результатов измерений.

Применение метода относительных определений позволит повысить точность геодезической привязки.

Различают два метода обработки относительных измерений. Первый — определение длины базовой линии и ее составляющих через независимые вычисления геодезических координат конечных точек по одновременным измерениям навигационных параметров относительно одних тех же НИСЗ. Второй — совместная обработка массивов измеренных навигационных параметров, полученных в обоих пунктах измерений.

Примером совместной обработки может служить составление из массива измеренных квазидальностей системы разностных

уравнений для исключения влияния расхождения частот и шкал времени опорных генераторов, относительно которых измеряются квазидальности до созвездия НИСЗ, общего для привязываемых точек.

Можно показать [193], что составление первых разностей квазидальностей исключает расхождение шкал времени объектов и НИСЗ, вторые разности измерений относительно двух НИСЗ исключают расхождение частот опорных генераторов привязываемых объектов и, наконец, третьи разности измерений, проведенных в разнесенные моменты времени, исключают приращения дальности, обусловленные ионосферной и тропосферной рефракциями.

Влияние остаточной эфемеридной погрешности НИСЗ  $\Delta h$  на погрешность относительных измерений  $\Delta d$  может быть учтена соотношением [193]  $\Delta d \approx d\Delta h/H$ , где  $d$  — длина базовой линии,  $H$  — высота орбиты. Отсюда видно, что при длине базовой линии  $d=200$  км и  $\Delta h=1$  м следует ожидать  $\Delta d=1$  см.

На погрешность относительных определений существенно влияет инструментальная погрешность измерения квазидальности. Необходимо реализовать измерение квазидальности с точностью до разности фаз несущих радионавигационных сигналов.

Моделирование процесса относительных геодезических определений показало, что наибольшее влияние на точность определения базовой линии по квазидальномерным измерениям оказывают нестабильность стандарта частоты и времени, а также оценка ошибок рефракции. При измерениях доплеровского смещения частоты наибольшее влияние на погрешность измерений оказывают шумы приемника и нестабильность опорного генератора.

Аппаратура потребителей для геодезической привязки должна иметь в своем составе:

- высококачественный малощумящий приемник с калибровкой задержки;

- измеритель радионавигационных параметров, сопряженный с ЗУ;

- ЗУ большой емкости для записи результатов измерений радионавигационных параметров и текущего времени;

- вычислительные средства для обработки результатов измерений;

- стандарт частоты и хранитель времени, а также средства их сведения;

- каналы передачи информации из точки, в которой выполняются измерения, в точку, где производится совместная обработка информации.

В качестве примера достижимой точности можно упомянуть (см. также гл. 9), что относительные погрешности измерения компонент базовых линий, выполненные геодезической аппаратурой по сигналам ССРНС «Навстар», имеют порядок  $10^{-6} \dots 10^{-7}$ .

## 12.6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ ОБЪЕКТОВ В ПРОСТРАНСТВЕ

Некоторые потребители наряду со знанием координат и составляющих вектора скорости нуждаются в знании ориентации собственных осей в пространстве. Определение ориентации продольной оси движущегося объекта относительно направления на истинный север сводится к измерению истинного курса, продольной оси относительно горизонта — к измерению дифферента или тангажа, поперечной оси относительно горизонта — к измерению крена. Все эти величины необходимы для морского и воздушного судоходства, некоторые — для топогеодезических работ.

При наличии на объекте гироскопической или магнитной системы приборного курсоуказания измерение истинной ориентации продольной оси по данным ССРНС и сравнение этих результатов с данными гирокомаса или магнитного компаса позволит выявить ошибку системы курсоуказания. Сравнение измеренных с помощью ССРНС курса и вектора скорости позволит вычислить угол сноса объекта в реальных условиях, более точно проложить маршрут движения и проконтролировать его. Трехмерная ориентация в пространстве нужна также КА, ракетным системам, стартовым устройствам ракетных систем.

Для ориентации объекта в пространстве с использованием ССРНС измеряемыми навигационными параметрами являются углы между осями объекта и прямой, соединяющей определенную точку объекта и НИСЗ (рис. 12.1). Координаты спутника и объекта  $A$  известны, следовательно, можно определить ориентацию прямой  $CA$  в геоцентрической системе координат, а измеренные углы  $\alpha$ ,  $\beta$  и  $\gamma$  между осями  $X_A$ ,  $Y_A$ ,  $Z_A$  объекта и направлением  $CA$  позволят найти положение этих осей в системе координат  $XYZ$ . При необходимости можно перейти в иную систему координат.

Известны два радиотехнических метода измерения направлений: радиопеленгационный и интерферометрический. Радиопеленгация предполагает использование антенной системы с очень узкой, в общем случае веретенообразной, диаграммой направленности, установление слежения по направлению за источником радиосигнала, размещенным на НИСЗ, и измерение углов

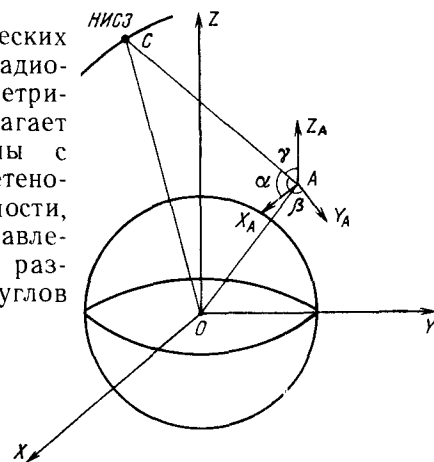


Рис. 12.1. Ориентация объекта в пространстве



между осью антенны и осями объекта. Антенна должна представлять собой параболоид или антенную решетку, обеспечивающие диаграмму направленности шириной в единицы градусов, чтобы измерять углы с погрешностями порядка единиц минут.

Антенны с приемлемыми геометрическими размерами (диаметр раскрыва от метра до нескольких десятков сантиметров) могут работать в диапазоне 10...15 ГГц. Направленная антенна представляет собой сложную и громоздкую систему, и на многих объектах, особенно КА и ЛА, такие устройства разместить невозможно. Однако имеется опыт создания и эксплуатации подобных систем (радиосекстанов, работающих по радиоизлучению Солнца) для морских объектов.

Интерферометрический метод определения направления состоит в том, что разнесенные на некоторое расстояние (базу) две ненаправленные или слабо направленные антенны принимают сигнал от одного источника. Измерительное устройство оценивает разность хода сигнала до антенн.

Падающая на антенны волна считается плоской в силу удаленности источника сигнала от антенны, как показано на рис. 12.2, где  $d$  — база,  $\theta$  — угол прихода волны.

Разность хода  $\Delta r \approx d \cos \theta \approx d \sin \alpha$ .

Если  $\alpha = 1' \approx 0,0003$  рад;  $d = 2$  м, то  $\Delta r = 0,6$  мм.

При длине волны радиосигнала 200 мм разность фаз, соответствующая разности хода 0,6 мм, составит

$$\Delta \varphi = \frac{\Delta r \cdot 360}{\lambda} = \frac{0,6 \cdot 360}{200} = 1,08.$$

Таким образом, для оценки ориентации базы с погрешностью около  $1'$  необходимо обеспечить погрешность измерения разности фаз около  $1^\circ$ . Все величины находятся в пределах, освоенных современной техникой.

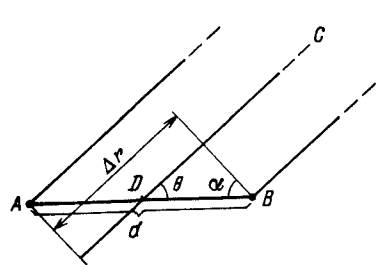


Рис. 12.2. Диаграмма, иллюстрирующая интерферометрический метод определения ориентации базы по сигналам НИСЗ

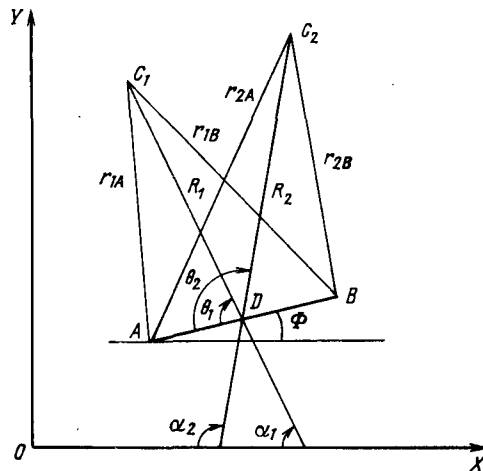


Рис. 12.3. Диаграмма, иллюстрирующая определение ориентации базы в двумерном пространстве

Разность хода определяет положение базовой линии относительно оси НИСЗ — центр базовой линии, но не в пространстве. Для оценки ориентации базовой линии в двумерном пространстве необходимо измерить разность хода относительно второго НИСЗ КА. На рис. 12.3 показаны величины, определяющие ориентацию базы в двумерном пространстве:  $C_1$  и  $C_2$  — соответственно НИСЗ<sub>1</sub> и НИСЗ<sub>2</sub>,  $AB$  — базовая линия с центром  $D$ , если она лежит в плоскости  $C_1C_2D$ , или проекция базовой линии на эту плоскость.

Рассмотрим случай, когда  $AB = d$  и лежит в плоскости  $C_1C_2D$ , а эта плоскость, в свою очередь, совпадает с плоскостью  $OXY$ . Обозначения остальных величин ясны из рисунка.

Расстояние от  $C$  до антенн  $A$  и  $B$

$$r_{1A} = \sqrt{\left(\frac{d}{2}\right)^2 + R_1^2 - dR_1 \cos \theta_1} = R_1 \sqrt{1 + \left(\frac{d}{2R_1}\right)^2 - \frac{d}{R_1} \cos \theta_1}$$

$$r_{1B} = \sqrt{\left(\frac{d}{2}\right)^2 + R_1^2 + dR_1 \cos \theta_1} = R_1 \sqrt{1 + \left(\frac{d}{2R_1}\right)^2 + \frac{d}{R_1} \cos \theta_1}.$$

Полагая  $1 \gg (d/2R_1)^2$ , получаем  $\frac{r_{1A}}{R_1} \approx \sqrt{1 - \frac{d}{R_1} \cos \theta_1}$ ;  $\frac{r_{1B}}{R_1} \approx \sqrt{1 + \frac{d}{R_1} \cos \theta_1}$ .

Разлагая в ряд и оставляя члены ряда не выше второго, имеем

$$\frac{r_{1A}}{R_1} \approx 1 - \frac{d}{2R_1} \cos \theta_1 - \frac{1}{8} \frac{d^2}{R_1^2} \cos^2 \theta_1,$$

$$\frac{r_{1B}}{R_1} \approx 1 + \frac{d}{2R_1} \cos \theta_1 - \frac{1}{8} \frac{d^2}{R_1^2} \cos^2 \theta_1,$$

$$\Delta r_1 = r_{1B} - r_{1A} = d \cos \theta_1.$$

Аналогично  $\Delta r_2 = r_{2B} - r_{2A} = d \cos \theta_2$ . Найдём разность

$$\Delta r_1 - \Delta r_2 = d (\cos \theta_1 - \cos \theta_2), \quad (12.1)$$

но  $\alpha_1 = \theta_1 - \Phi$ ;  $\alpha_2 = \theta_2 - \Phi$  и, подставив эти соотношения в (12.1), имеем

$$(E_1^2 + E_2^2) \cos^2 \Phi - 2E_1 E_2 \cos \Phi + E_3^2 - E_2^2 = 0, \quad (12.2)$$

где  $E_1 = \cos \alpha_1 - \cos \alpha_2$ ,  $E_2 = \sin \alpha_2 - \sin \alpha_1$ ,  $E_3 = (\Delta r_1 - \Delta r_2)/d$ .

Углы  $\alpha_1$  и  $\alpha_2$  находятся по известным координатам НИСЗ и центра базы  $D$ . Длина базы  $d$  считается известной. Разности  $\Delta r_1$  и  $\Delta r_2$  измеряются:

$$\Delta r_1 = \lambda (n_{1B} - n_{1A}) + \frac{\lambda}{2\pi} (\varphi_{1B} - \varphi_{1A}), \quad \Delta r_2 = \lambda (n_{2B} - n_{2A}) + \frac{\lambda}{2\pi} (\varphi_{2B} - \varphi_{2A}).$$

Здесь  $n$  — число целых длин волн, укладывающихся на трассе НИСЗ — точка  $D$ ;  $\varphi$  — фаза колебания, принятого соответствующей антенной от соответствующего НИСЗ. Решая уравнение (12.2), находим значение  $\Phi$ .

Угол  $\Phi$  характеризует положение базы в двумерном пространстве. Для определения положения базы в трехмерном пространстве необходимо использовать измерения относительно трех НИСЗ.

Для определения положения трех осей объекта в пространстве достаточно двух неколлинеарных баз и трех НИСЗ. Две неколлинеарные базы могут иметь одну общую антенну, и тогда вместо четырех антенн понадобится три.



При создании интерферометрического устройства важно устранить неоднозначность измерений разности фаз. Для этого можно использовать измерения задержки кодов  $C/A$  и  $P$ , измерения разности фаз на двух несущих частотах  $f_1$  и  $f_2$ . Может также оказать помощь излучение и измерение разности фаз на дополнительной частоте несущей  $f_3$ .

Другим направлением разрешения многозначности является применение в пределах основной базы дополнительных промежуточных антенн, образующих укороченные базы, что позволяет в процессе измерений, изменяя размеры баз, учитывать приращение целого числа циклов неоднозначности. Такие антенны можно реализовать на основе антенных решеток, повышающих помехоустойчивость работы в режиме измерения задержки и доплеровского смещения частоты.

Погрешности оценки угловой ориентации объекта обуславливаются неточностью определения направления линии визирования вследствие ошибочного знания места НИСЗ и центров баз, нестабильности фазовых характеристик приемника, изменением положений фазовых центров антенн, влиянием ионосферы, тропосферы и многолучевого распространения.

Каналы измерительной аппаратуры, обеспечивающей работу интерферометров, должны быть идентичными, поэтому наиболее целесообразны мультиплексные каналы измерения. Они должны работать с двумя-тремя видимыми спутниками на двух рабочих частотах.

Предполагается, что можно построить аппаратуру измерения углового положения подвижных объектов с погрешностями порядка 1 мрад [192].

## 12.7. синхронизация излучения станций с наземным базированием

Возможность выполнять высокоточные определения параметров движения объектов с помощью ССРНС в любой точке земного шара не исключает возможности существования и использования РНС с наземным базированием. Можно выделить интервалы времени, когда в тех или иных районах земной поверхности точностные характеристики навигационного поля ССРНС снижаются. Причинами этого могут быть неблагоприятный геометрический фактор, обеспечиваемый видимым созвездием НИСЗ, и неполнота сети НИСЗ на этапе ввода системы в эксплуатацию.

Поэтому потребители, предъявляющие высокие требования к доступности и надежности данных о местоположении, будут использовать навигационные системы с наземным базированием как дополнительные радионавигационные средства. В то же время наличие постоянно функционирующего высокоточного навигационно-временного поля ССРНС не может не отразиться на работе систем с наземным базированием. В частности, целесообразно использовать сигналы ССРНС для синхронизации излучения станций фазовой СДВ РНС «Омега». Излучения этих станций взаимно синхронизируются путем синхронизации излучаемых сигналов каждой станции со шкалой Всемирного Координированного Времени (UTC).

Для этого в состав станций системы «Омега» включаются приемники ИФРНС «Лоран-С» и используется возимый

атомный стандарт частоты. С появлением ССРНС «Глонавс» и «Навстар» в состав оборудования станций может быть включена приемоиндикаторная аппаратура этих систем.

Сошлемся на экспериментальные работы [174] по синхронизации станции системы «Омега» в Либерии. Для этого ежедневно в заданное время принимались сигналы одного из видимых спутников системы «Навстар» и определялась разность между шкалами времени «Омеги» и «Навстара». Наблюдения показали, что шкала времени станции расходится со шкалой единого времени примерно на 3 мкс. В эксперименте учтено, что шкала времени «Омеги» на то время отличалась от шкалы UTC на +13 с, а шкала времени «Навстара» на +4 с. Шкала времени РНС «Омега» была скорректирована на 2,97 мкс. Результаты этого эксперимента представлены на рис. 12.4.

Шкалу времени ССРНС можно использовать для сведения с единым временем, а также для взаимной синхронизации станций импульсно-фазовых радионавигационных систем типа «Лоран-С» и «Чайка». Для этого станции системы должны быть оснащены высокостабильными опорными генераторами и устройствами сверки временных шкал методом одновременного наблюдения шкалы времени ССРНС, а также системой связи, обеспечивающей передачу результатов измерений расхождения временных шкал с ведущей станцией на ведомые. Это может быть система служебной связи, передающая информацию путем модуляции определенных импульсов навигационного сигнала системы.

Станции системы периодически наблюдают один из НИСЗ ССРНС, видимый ведущей и ведомой станциями одновременно, и определяют расхождение своих шкал со шкалой времени НИСЗ. Ведущая сообщает на ведомую измеренное расхождение шкал, а ведомая сравнивает с ней расхождение собственной шкалы и, если оно выходит за заданные пределы, корректирует свою шкалу. Так же поступают все ведомые станции цепи.

Метод позволяет синхронизировать излучение соседних цепочек станций, в результате чего расширяется зона действия системы за счет использования для навигационных измерений сигналов станций, принадлежащих соседним цепочкам. При этом в приемоиндикаторах необходимо реализовать так называемый режим равноценных станций, позволяющий выполнять поиск, слежение и измерение навигационных параметров произвольно заданной группы станций, работающих на различных частотах следования пакетов сигналов.

Можно ожидать, что применение сигналов ССРНС «Глонавс» или «Навстар» позволит получить погрешность взаимной синхронизации излучения станций не хуже 25 нс (подробнее см. гл. 17).

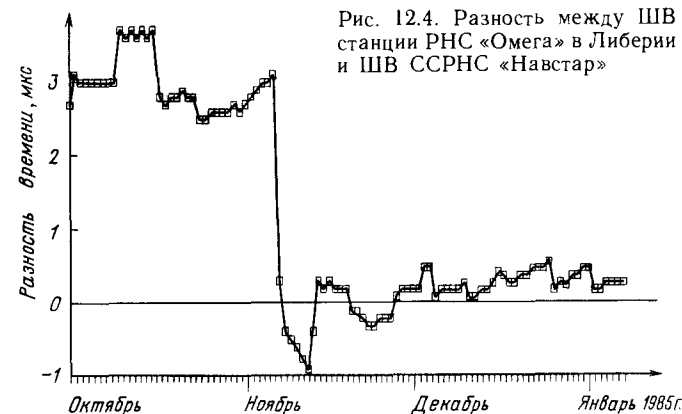


Рис. 12.4. Разность между ШВ станции РНС «Омега» в Либерии и ШВ ССРНС «Навстар»

## 12.8. НАБЛЮДЕНИЕ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ПЕРЕМещаЮЩИХСя ОБЪЕКТОВ

Управление движением (УД) представляет собой процедуру получения в реальном масштабе времени информации о текущих координатах участников движения, анализа этой информации, выработки рекомендаций участникам движения по изменению направления или режима движения, передачу участникам движения этих рекомендаций. Управление движением осуществляется, как правило, в определенных территориальных регионах.

Система УД в общем виде должна состоять из навигационной системы, определяющей координаты участников движения, канала связи для доставки этой информации в центр управления, средств отображения навигационной информации, средств анализа ситуации и выработки рекомендаций диспетчеру, управляющему движением, и каналов связи для доставки участникам движения рекомендаций диспетчера.

Сетевые СРНС могут явиться основой для построения системы УД, а пассивные, дополненные спутниковыми каналами связи участник движения (он же потребитель СРНС) — центр управления движением и центр управления движением — потребитель, а также аппаратурой центра управления, сами являются системой УД.

Участник движения с помощью приемоизмерителя определяет собственные координаты и по первому каналу связи транслирует эти данные в Центр УД. Возможен вариант, когда транслируются измеренные навигационные параметры, по которым координаты вычисляются в центре УД.

После обработки собранной информации в центре УД диспетчер вырабатывает рекомендации, и они передаются участникам движения по второму каналу связи.

Если пассивная СРНС глобальная, то число зон управления движением и число обслуживаемых в зонах участников движения определяются возможностями каналов связи и аппаратуры центра УД.

Наличие двух связных каналов, работающих через ИСЗ системы, позволяет построить навигационную активную систему, совместив в этих каналах измерение координат участников движения по принципу запрос—ответ и передачу информации от центра управления участнику движения и обратно. Приемоответчик потребителя такой активной системы может быть более простым и дешевым, нежели приемоиндикатор и связная аппаратура системы УД на основе пассивной системы. Сеть НИСЗ для такой системы может быть спроектирована так, чтобы обслуживать только заданный регион и свести число НИСЗ к минимуму. Очевидно, что глобальная сеть НИСЗ ССРНС «Глонасс» с успехом может быть основой для таких систем УД.

Примером региональной системы УД на основе активной ССРНС может служить система GEOSTAR, разрабатываемая компанией Geostar Corporation для территории США [194]. Система предназначена для определения местоположения наземных, надводных, воздушных и космических объектов, а также обмена короткими сообщениями между ними и центром УД.

В состав системы входит сеть из трех стационарных НИСЗ, расположенных на широтах 70, 100, 130° ВД, одна центральная наземная станция (ЦНС) и аппаратура потребителей (АП).

Через один из НИСЗ ЦНС посылает запросный сигнал. Аппаратура потребителя передает ответный, содержащий сигнал опознавания и данные о высоте объекта и ретранслируемый на ЦНС через два или три НИСЗ.

Распределение частот сигналов в системе представлено на рис. 12.5, где символами В, Г, КЛ и КП обозначены направления поляризации излучаемых сигналов: вертикальной, горизонтальной, круговой левосторонней и круговой правосторонней соответственно.

На спутнике для связи с потребителем используется параболическая антенна диаметром 10 м. Антенна формирует восемь лучей, перекрывающих территорию США. Взаимная развязка лучей порядка 20 дБ. В каждом луче излучается мощность 95,5 Вт. Несущая в канале НИСЗ — потребитель модулирована ПСП последовательностью из  $2^{17}-1$  элементов с частотой манипуляции 8,192 МГц. Для передачи одного бита информации используется 128 элементов ПСП. Скорость передачи информации 62,5 кбит/с. В канале потребитель — НИСЗ используется модуляция кодом Голда длиной  $2^{17}-1$ . Для передачи одного бита информации используется 512 символов кода. Скорость передачи данных 15, 625 кбит/с.

Основной частью системы является вычислительный комплекс, который должен обслуживать до 20 млн абонентов. Навигационные параметры определяются путем измерения задержки ответного информационного сигнала относительно запросного. Время определения координат около 0,6 с. Точностные характеристики зависят от геометрического фактора системы. Наихудшие точности должны быть в районе экватора.

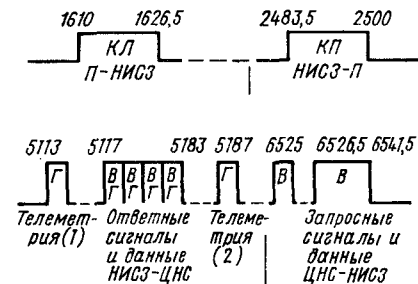


Рис. 12.5. Распределение частот сигналов в системе

## 12.9. ЦЕЛЕУКАЗАНИЕ В СИСТЕМЕ ОБНАРУЖЕНИЯ ТЕРПЯЩИХ БЕДСТВИЕ

В настоящее время успешно функционирует Международная космическая радиотехническая система обнаружения терпящих бедствие «Коспас—Сарсат», разработанная СССР, США, Канадой и Францией на основе применения низкоорбитальных НИСЗ [185]. За период 1982—1989 гг. с помощью этой системы спасено более 1700 человек, находившихся на аварийных судах и самолетах, оснащенных специальными радиобуями. Успех применения этой системы основан на том, что для определения местоположения аварийного объекта привлекаются спутниковые радиально-скоростные измерения, как в СРНС «Цикада» или «Транзит», обеспечивающие точность порядка 1 км, а для передачи аварийного сообщения используется спутниковый ретранслятор. В ре-

зультате сокращается как время оповещения о бедствии, так и время поиска аварийного объекта спасателями в районе бедствия. Так, время оповещения сокращается по сравнению с ранее имевшими место ситуациями в среднем на 40 ч и составляет в среднем 3 ч. Время поиска, которое ранее могло превышать сутки, теперь не больше 4 ч. Однако принципы построения низкоорбитальных СРНС таковы, что на дальнейшее сокращение времени, затрачиваемого на оповещение о бедствии и поиск, рассчитывать уже нельзя. В то же время очевидно, что каждый лишний час пребывания людей, терпящих бедствие, без помощи принесит новые человеческие жертвы.

Новые возможности открываются при базировании системы обнаружения терпящих бедствие на среднеорбитальных ИСЗ, когда над радиогоризонтом наблюдателя в любой момент находятся несколько ИСЗ. Если на навигационных ИСЗ ССРНС «Глонасс» установить ретрансляторы аварийных сообщений, то можно существенно улучшить характеристики системы «Коспас—Сарсат». Во-первых, за счет практически мгновенной доставки аварийного сообщения на наземные пункты приема информации значительно уменьшится время оповещения о бедствии, во-вторых, возможность определения координат аварийного объекта с точностью до нескольких десятков метров приведет соответственно к сокращению поиска. А это решительно повлияет на успешность проводимых работ и на эффективность помощи бедствующим людям.

При использовании пассивного псевдодальномерного метода портативная аппаратура потребителя системы «Глонасс» и «Навстар» в любой момент будет фиксировать координаты подвижного объекта (самолета, корабля, подвижных исследовательских или туристских групп). Не представляет трудностей при зарождении аварийной ситуации ввести автоматически эти координаты в аварийное сообщение, которое немедленно будет доставлено в наземные пункты приема информации. Возможно и конструктивное объединение аварийного радиобуя с аппаратурой потребителя ССРНС.

Отметим, что в АП систем «Глонасс» и «Навстар» измеряется также радиальная псевдоскорость, несущая информацию о составляющей скорости объекта. Если потерпевшие бедствие находятся в вынужденном дрейфе, то доплеровские измерения позволят уточнить составляющие скорости их движения для передачи в аварийном сообщении с целью ускорения процессов поиска и спасания.

Таким образом, одной из дополнительных областей применения сетевых СРНС «Глонасс» и «Навстар» является использование их аппаратуры в несколько дооборудованном виде для точного целеуказания при поиске и обнаружении терпящих бедствие.

## ГЛАВА 13

### АЛГОРИТМИЗАЦИЯ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ЗАДАЧ

#### 13.1. ЗАДАЧА СИНТЕЗА АЛГОРИТМА НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ

Навигационный алгоритм представляет вычислительную процедуру решения собственно навигационной задачи, а также ряда вспомогательных задач (подготовительных, сопутствующих, сервисных). К числу подготовительных и сопутствующих решений относятся: выбор рабочего созвездия, организация поиска сигналов, прием и декодирование служебной информации, передаваемой с ИСЗ, предварительная обработка результатов измерения радионавигационных параметров (РНП), экстраполяция координат и составляющих скорости полета ИСЗ. Остановимся кратко на синтезе алгоритма решения собственно навигационной задачи.

Фактическое состояние потребителя (П) в общем случае описывается весьма большим числом параметров, что делает практически невозможным точное определение его состояния. Решение навигационной задачи позволяет дать лишь оценку состояния П, описываемого математической моделью с конечным числом параметров. Выбор математической модели П зависит от физических процессов, протекающих в навигационных системах, и определяется существом решаемых задач. При решении прикладных задач один и тот же П может описываться различными моделями. Однако любая модель должна задаваться конечным числом параметров, совокупность которых характеризует вектор состояния П:  $\mathbf{q}(t) = \|q_1(t), q_2(t), \dots, q_m(t)\|$ , где  $m$  — размерность этого вектора (размерность модели П). Увеличение размерности модели позволяет более полно представить реальный процесс и получить в ряде случаев более высокие точности навигационных определений, однако при этом усложняется алгоритм обработки измерений.

В качестве основной формы записи динамических моделей П можно использовать систему дифференциальных уравнений  $m$ -го порядка  $\dot{\mathbf{q}}(t) = \mathbf{F}(t, \mathbf{q}, \mathbf{v})$ , где  $\mathbf{v}$  —  $m$ -мерный вектор случайных возмущений П. Связь между измеряемыми навигационными параметрами (НП)  $\mathbf{R}_n(t)$  и вектором  $\mathbf{q}(t)$  дается навигационной функ-

цией (см. гл. 2). Учет характеристик канала измерения требует задания модели этого канала  $R_{ni}(t) = R_i(t, q, Q_i, w_i)$ , где  $Q_i$  — вектор состояния  $i$ -го НИСЗ,  $w_i$  — вектор погрешностей измерений. Совокупность результатов измерений образует вектор измерений  $R_n^T(t) = \|R_{n1}^T(t), \dots, R_{nn}^T(t)\|$  или выборку измерений объема  $n$ . Задача оценки вектора состояния  $\Pi$  сводится к отысканию алгоритма вида  $q^*(t) = q[R_n(t), Q(t)]$ , который позволяет по выборке измерений  $R_n(t)$  оценить вектор  $q(t)$ .

Минимально необходимый объем выборки равен размерности вектора оцениваемых параметров ( $n = m$ ), при этом алгоритм решения навигационной задачи сводится к решению нелинейной системы совместных уравнений (см. § 3.1). Для повышения точности навигационных определений за счет фильтрации случайных погрешностей измерений применяют статистические методы обработки, основанные на использовании выборки избыточного объема ( $n > m$ ), и отыскания такого значения оценки  $q^*(t)$ , которое наилучшим (оптимальным) образом согласуется с результатами измерений. Смысл оптимальности получаемых оценок определяет критерий качества. Процесс навигационных определений можно оптимизировать по различным критериям, используя соответствующие методы статистического оценивания. Среди них наиболее правдоподобия, максимальной апостериорной плотности вероятности, минимаксный и др. Выбор критерия качества в значительной мере зависит от полноты априорной информации об условиях проведения навигационных определений, а именно от степени знания структуры и параметров определяемого  $\Pi$ , статистических характеристик случайных возмущений, действующих на  $\Pi$ , статистических характеристик погрешностей измерений радионавигационных параметров.

Таким образом, для синтеза алгоритма решения задачи оценивания необходимо задать пространство вектора состояния  $\Pi$ , математическую модель динамики  $\Pi$ , математическую модель канала измерения, критерий качества. Постановка задачи должна удовлетворять определенной совокупности условий [132], а именно математические модели динамики  $\Pi$  и каналов измерения должны быть достаточно близки к реальным процессам (условие адекватности математических моделей), между множествами оцениваемых и измеряемых параметров должно существовать взаимнооднозначное соответствие (условие наблюдаемости), критерий качества решения задачи должен обеспечить получение оптимальных в некотором смысле оценок с заданными предельными свойствами по объему выборки (условие состоятельности получаемых оценок).

Принимаемые допущения справедливы только для определенных условий. Поэтому по мере увеличения объема выборки обрабатываемых измерений все большее влияние на точности

оценки вектора состояния могут оказывать отличия принятых моделей от реальных процессов (немоделируемые погрешности). Поэтому при разработке алгоритмов решения навигационной задачи необходимо особое внимание уделять исследованию асимптотических свойств оценок, получаемых при стремлении объема выборки к бесконечности.

### 13.2. МОДЕЛЬ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

В радиотехнических системах навигационная информация содержится в характеристиках сигнала, зависящих от взаимного положения и относительного движения  $\Pi$  и опорных радионавигационных точек. В ССРНС наиболее распространены дальномерный и доплеровский методы навигационных определений, основанные на пассивном измерении времени распространения и доплеровского сдвига частоты сигнала (см. гл. 1).

Для измерения времени распространения сигналов и доплеровского смещения частоты в пассивных СРНС на борту НИСЗ и на борту  $\Pi$  необходимы высокостабильные хранители времени и частоты. Для НИСЗ и объектов с несинхронизированными генераторами результатами измерения времени распространения и доплеровского смещения частоты являются квазидальности и радиальные квазискорости (дальность или радиальная скорость плюс неизвестная величина, обусловленная расхождением фаз или частот генераторов  $\Pi$  и НИСЗ). Ряд квазидальномерных измерений можно преобразовать путем вычитания в разностно-дальномерные либо непосредственно использовать для решения навигационной задачи.

При обработке результатов квазидальномерных и квазидоплеровских измерений для уменьшения влияния погрешностей синхронизации на точность можно воспользоваться методом расширения вектора оцениваемых параметров [52, 71], в частности включить в него дополнительные неизвестные, характеризующие погрешности синхронизации. Увеличение числа оцениваемых параметров, естественно, приводит к усложнению алгоритма обработки результатов измерений, поэтому обычно ограничиваются дополнительным включением только разностей фаз и разностей частот генераторов. Если системное время ССРНС увязано с государственной или региональной СЕВ, то обработка результатов квазидальномерных или квазидальномерно-доплеровских измерений позволяет решить также и временную задачу — определить поправки к бортовому хранителю времени (БХВ) [70].

Вектор пространственно-временного состояния  $\Pi$  характеризуется, таким образом, восемью параметрами: тремя координатами, тремя составляющими скорости, а также разностями фаз и частот генераторов  $\Pi$  и НИСЗ.

Примем в качестве исходной прямоугольную геоцентрическую

связанную систему координат  $OXYZ$ . Тогда уравнения модели каналов измерения дальности и скорости изменения дальности можно представить в виде

$$\begin{aligned}\tilde{r}_{ni} &= r_i + \delta r_{\varphi} + w_{ri}, \\ \dot{\tilde{r}}_{ni} &= \frac{1}{r_i} [(x_{ci} - x)(\dot{x}_{ci} - \dot{x}) + (y_{ci} - y)(\dot{y}_{ci} - \dot{y}) + (z_{ci} - z)(\dot{z}_{ci} - \dot{z})] + \\ &\quad + \delta \dot{r}_f + w_{\dot{r}i},\end{aligned}$$

где  $r_i = [(x_{ci} - x)^2 + (y_{ci} - y)^2 + (z_{ci} - z)^2]^{1/2}$  — истинное значение дальности от П до  $i$ -го НИСЗ;  $x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, x_{ci}, y_{ci}, z_{ci}, \dot{x}_{ci}, \dot{y}_{ci}, \dot{z}_{ci}$  — прямоугольные координаты и составляющие скорости объекта и  $i$ -го НИСЗ;  $\delta r_{\varphi}, \delta \dot{r}_f$  — поправки к дальности и радиальной скорости из-за расхождения фаз и частот генераторов П и НИСЗ;  $w_{ri}, w_{\dot{r}i}$  — погрешности измерения радионавигационных параметров.

Как при синтезе алгоритма решения навигационной задачи, так и при оценке точности навигационных определений требуется задать статистические характеристики погрешностей измерения РНП. При гауссовском законе распределения погрешности измерения полностью определяются математическим ожиданием и матрицей моментов второго порядка.

### 13.3. МОДЕЛЬ ДИНАМИКИ ПОТРЕБИТЕЛЯ

Модель динамики П должна отражать закон изменения во времени его вектора состояния  $\mathbf{q}(t)$ . Конкретный вид модели зависит от выбора опорной системы координат, от типа П (самолет, корабль, наземный транспорт и т. д.), маневренных возможностей и статистических характеристик действующих на него случайных возмущений. Эти факторы вынуждают в общем случае относить ансамбль траекторий к категории случайных функций времени. Для полного статистического описания ансамбля траекторий требуется знать его закон распределения, для чего необходимо располагать обширной статистикой. Поэтому в процессе синтеза алгоритма оптимальной обработки информации приходится задаваться гипотезами о статистических характеристиках П. Кроме представления траекторий в виде случайной функции можно использовать и детерминированные функции, например полиномиальные. Существенный недостаток полиномиальных или любых других детерминированных моделей заключается в том, что они не позволяют учитывать неожиданные маневры П.

Будем исходить из того, что модель динамики П должна быть достаточно простой, чтобы сократить время на обработку результатов измерений, и в то же время достаточно полной, чтобы учитывать маневренные характеристики объекта во избежание потери точности решения навигационной задачи. Таким требованиям удовлетворяют статистические модели [21, 37], простейшими из

которых являются корреляционные модели движения П, основанные на представлении процесса изменения координат в виде нестационарного случайного процесса, вторая производная которого для одной физической размерности  $a(t)$  имеет, например, корреляционную функцию вида  $r_a(\tau) = \sigma_a^2 e^{-\alpha|\tau|}$ , где  $\sigma_a^2$  — дисперсия ускорения П,  $\alpha$  — величина, обратная постоянной времени маневра.

Рассмотрим для примера корреляционную модель динамики приземного П типа самолета, корабля, наземного транспортного средства, основанную на предположении, что П движется с постоянными путевым углом и скоростью, а его ускорения, вызванные вынужденными маневрами и различного рода возмущающими факторами (например, атмосферной турбулентностью для самолета, нерегулярными течениями для корабля, неровностью рельефа для вездехода), будем рассматривать как отклонения от номинальных параметров траектории. Потребитель может совершать взаимно независимые маневры по путевому углу  $\psi$ , скорости  $v$  и высоте  $\rho$ . При этом с вероятностью  $p_0$  П движется с постоянным путевым углом  $\psi$  и скоростью  $(v_\psi, v_\rho)$ , вероятность совершения маневра с максимальной интенсивностью  $\pm \dot{\psi}_{\max}, \pm \dot{v}_{\psi\max}, \pm \dot{v}_{\rho\max}$  равна  $p_{\max}$ , а промежуточные значения  $\dot{\psi}, \dot{v}_\psi, \dot{v}_\rho$  в максимальных пределах равновероятны. Маневренные возможности П можно характеризовать дисперсиями  $\sigma_\psi^2, \sigma_{v_\psi}^2, \sigma_{v_\rho}^2$ , которые вычисляются по формуле [65]

$$\sigma_m^2 = M_{\max} [1 + p_{\max} - p_0] / 3,$$

где  $M = \dot{\psi}, \dot{v}_\psi, \dot{v}_\rho$ , и постоянными времени маневра  $\tau_\psi, \tau_{v_\psi}, \tau_{v_\rho}$ .

При сделанных предположениях линейаризованные уравнения движения П в прямоугольной системе координат можно представить в виде

$$\dot{\mathbf{q}}(t) = \mathbf{F}\mathbf{q}(t) + \mathbf{G}\mathbf{a}(t), \quad (13.1)$$

где

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad \mathbf{q}(t) = \begin{bmatrix} x(t) \\ y(t) \\ z(t) \\ \dot{x}(t) \\ \dot{y}(t) \\ \dot{z}(t) \end{bmatrix}; \quad \mathbf{a}(t) = \begin{bmatrix} \dot{v}_\psi(t) \\ \dot{\psi}(t) \\ \dot{v}_\rho(t) \end{bmatrix},$$

$\mathbf{G}$  — оператор преобразования  $\dot{v}_\psi(t), \dot{\psi}(t), \dot{v}_\rho(t)$  в  $\ddot{x}(t), \ddot{y}(t), \ddot{z}(t)$ .

Решение неоднородного уравнения (13.1) в момент  $t$  при заданном векторе  $\mathbf{q}^*(\tau)$  описывается формулой Коши [52]

$$\hat{\mathbf{q}}(t) = \Phi(t, \tau) \mathbf{q}^*(\tau) + \int_{\tau}^t \Phi(t, \tau_1) \mathbf{G} \mathbf{a}(\tau_1) d\tau_1,$$

где  $\Phi(t, \tau)$  — переходная матрица состояния П. Корреляционная матрица  $\mathbf{K}_{q0}(t)$  вектора  $\hat{\mathbf{q}}(t)$  вычисляется по формуле

$$\mathbf{K}_{q0}(t) = \Phi(t, \tau) \mathbf{K}_q(\tau) \Phi^T(t, \tau) + \mathbf{V}(t, \tau), \quad (13.2)$$

где  $\mathbf{K}_q(\tau)$  — корреляционная матрица погрешности оценки вектора  $\mathbf{q}^*(\tau)$ ,

$$\mathbf{V}(t, \tau) = \iint_{\tau}^t \Phi(t, \tau_1) \overline{\mathbf{G} \mathbf{a}(\tau_1) \mathbf{a}^T(\tau_2)} \mathbf{G}^T \Phi^T(t, \tau_2) d\tau_1 d\tau_2.$$

Представленные уравнения отражают закон изменения центра масс П. Для учета особенностей физических процессов, протекающих в навигационных системах, модель П следует усложнить. Так, для пассивных ССРНС требуется дополнительно включить модель генератора П, имея в виду, что уход частоты и фазы генератора носит случайный характер. С достаточной степенью точности можно предположить, что уход частоты генератора имеет экспоненциальную корреляционную функцию. Переходная матрица состояния для фазы и частоты генератора при этом имеет вид

$$\Phi_{\Gamma}(t, \tau) = \begin{bmatrix} 1 & \frac{1}{\alpha_f} (1 - e^{-\alpha_f(t-\tau)}) \\ 0 & e^{-\alpha_f(t-\tau)} \end{bmatrix},$$

где  $\alpha_f$  — величина, обратная постоянной времени скорости ухода частоты.

Корреляционная матрица погрешности прогнозирования вектора состояния генератора вычисляется по формуле (13.2). Для принятой модели ухода частоты генератора

$$\mathbf{V}_{\Gamma}(t, \tau) = \begin{bmatrix} v_{11}(t, \tau) & v_{12}(t, \tau) \\ v_{21}(t, \tau) & v_{22}(t, \tau) \end{bmatrix},$$

где

$$v_{11}(t, \tau) = \frac{\sigma_f^2}{\alpha_f^2} [2\alpha_f(t-\tau) - 3 + 4e^{-\alpha_f(t-\tau)} - e^{2\alpha_f(t-\tau)}],$$

$$v_{12}(t, \tau) = v_{21}(t, \tau) = \frac{\sigma_f^2}{\alpha_f} [1 - 2e^{-\alpha_f(t-\tau)} + e^{-2\alpha_f(t-\tau)}],$$

$$v_{22}(t, \tau) = \sigma_f^2 (1 - e^{-2\alpha_f(t-\tau)}).$$

Объединяя модели движения П и генератора, получаем обобщенную модель динамики приземного П, которую непосредствен-

но можно использовать при синтезе алгоритмов решения навигационной задачи в ССРНС. Представленная модель при необходимости может усложняться, например путем включения в вектор оцениваемых параметров составляющих ускорения.

#### 13.4. ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ВЫБОР СПОСОБА ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ В ССРНС

При синтезе навигационного алгоритма необходимо учитывать особенности использования навигационного поля сетевой СРНС, а именно многоканальное или одноканальное построение аппаратуры П, темп поступления информации, объем обрабатываемых измерений, требования к оперативности навигационных определений.

В результате решения навигационной задачи в текущий момент времени  $t$  необходимо дать оценку вектора состояний П  $\mathbf{q}(t)$ , зависящую от всей имеющейся к этому моменту времени информации. Такой информацией является априорная информация о динамических характеристиках и параметрах движения определяемого объекта, статистических характеристик случайных возмущений, действующих на него, статистических характеристик погрешностей навигационных измерений и результаты измерений. Независимо от принятого критерия оптимизации центральное место в задаче оценивания занимает апостериорная плотность вероятности  $P(\mathbf{q}(t)/\mathbf{R}(t))$ , которая характеризует степень знания вектора  $\mathbf{q}(t)$  после обработки измерений  $\mathbf{R}(t)$ . Если движение П описывается системой линейных уравнений, вектор измерений  $\mathbf{R}(t)$  линейно зависит от вектора состояния  $\mathbf{q}(t)$  и все случайные величины имеют условное гауссовское распределение, то плотность вероятностей  $P(\mathbf{q}(t)/\mathbf{R}(t))$  полностью определяется математическим ожиданием  $\mathbf{q}^*(t) = \mathbf{E}[\mathbf{q}(t)/\mathbf{R}(t)]$  и корреляционной матрицей  $\mathbf{K}_q(t) = \mathbf{E}[(\mathbf{q}(t) - \mathbf{q}^*(t))(\mathbf{q}(t) - \mathbf{q}^*(t))^T]$  [52]. При невыполнении хотя бы одного из указанных условий такое представление условной плотности вероятностей будет приближенным. Большая часть встречающихся на практике динамических систем и систем измерений являются нелинейными. Используемый обычно метод [52, 61], позволяющий приближенно определять  $\mathbf{q}^*(t)$  и  $\mathbf{K}_q(t)$ , состоит в линеаризации относительно текущих оценок, начиная с априорной, уравнений динамики П и канала измерения с последующим синтезом оптимального линейного фильтра.

В зависимости от числа НИСЗ, находящихся в зоне радиовидимости П, и сложности измерительной аппаратуры решение навигационной задачи в ССРНС может производиться по выборке фиксированного объема результатов одновременных измерений или по выборке результатов разновременных измерений. При минимальном объеме измерений используются конечные и итерационные алгоритмы.

Итерационные алгоритмы отличаются объемом вычислений и скоростью сходимости процесса итераций. Среди итерационных методов решения систем нелинейных уравнений наиболее распространен метод Ньютона, как один из наиболее просто реализуемых и быстро сходящихся (сходимость является квадратичной либо имеет в среднем ту же скорость, что и квадратичная).

Для обработки избыточного количества результатов измерений используются статистические алгоритмы, среди которых наиболее применим способ наименьших квадратов.

Для решения навигационной задачи по результатам разновременных измерений можно использовать как традиционные методы, основанные на запоминании и совместной обработке с последующими итерациями всей группы измерений, так и рекуррентные методы оценивания по нарастающему объему измерений.

Тот или иной алгоритм решения навигационной задачи выбирается с учетом множества факторов. Так, кроме функции потерь большое значение имеют такие свойства оценок, как состоятельность, несмещенность, эффективность и достаточность [94, 132]. Перечисленные свойства позволяют качественно сравнить различные критерии оценивания. Важны и вычислительные особенности алгоритмов (сходимость процесса навигационных определений, устойчивость решения и т. п.), и в частности требования, предъявляемые к ЭВМ аппаратуры П (разрядность, быстродействие, объем памяти и т. д.). Практические рекомендации по способу обработки результатов измерений можно сформулировать лишь после трудоемкого всестороннего сравнительного анализа различных алгоритмов навигационных определений.

Вопросы синтеза алгоритмов решения навигационных задач применительно к различным особенностям использования ССРНС рассматриваются в гл. 14 и 15, структура полного навигационного алгоритма излагается в гл. 22.

## ГЛАВА 14

### АЛГОРИТМЫ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ЗАДАЧ ПО ВЫБОРКЕ ОДНОВРЕМЕННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

#### 14.1. АЛГОРИТМЫ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ ПО ВЫБОРКЕ МИНИМАЛЬНОГО ОБЪЕМА ОДНОВРЕМЕННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Для решения навигационной задачи минимально необходимый объем выборки измерений должен быть равен числу оцениваемых параметров. При этом решение навигационной задачи сводится к решению системы нелинейных уравнений. Как отмечалось в § 3.1, для построения алгоритмов навигационных определений по выборке минимального объема измерений можно использовать как конечные, так и итерационные методы решения систем уравнений. Рассмотрим некоторые из них применительно к ССРНС.

##### Конечные методы решения навигационных задач.

Определение координат объекта по результатам измерения дальностей. Для определения пространственных координат объекта дальномерным методом достаточно произвести измерения до трех НИСЗ. Примем в качестве исходной геоцентрическую связанную систему координат  $OXYZ$ , тогда координаты объекта  $x, y, z$  находятся путем решения системы нелинейных уравнений

$$r_i = [(x_{ci} - x)^2 + (y_{ci} - y)^2 + (z_{ci} - z)^2]^{1/2}, \quad i = 1, 2, 3, \quad (14.1)$$

где  $r_i$  — измеренное значение дальности от объекта до  $i$ -го НИСЗ;  $x_{ci}, y_{ci}, z_{ci}$  — прямоугольные координаты  $i$ -го НИСЗ. Возведем левые и правые части уравнений (14.1) в квадрат:

$$r_i^2 = \rho^2 + \rho_{ci}^2 - 2(xx_{ci} + yy_{ci} + zz_{ci}), \quad i = 1, 2, 3, \quad (14.2)$$

где  $\rho^2 = x^2 + y^2 + z^2$ ,  $\rho_{ci}^2 = x_{ci}^2 + y_{ci}^2 + z_{ci}^2$ , и преобразуем к виду

$$\begin{aligned} x(x_{c2} - x_{c1}) + y(y_{c2} - y_{c1}) &= a_{21} - z(z_{c2} - z_{c1}); \\ x(x_{c3} - x_{c1}) + y(y_{c3} - y_{c1}) &= a_{31} - z(z_{c3} - z_{c1}), \end{aligned} \quad (14.3)$$

где  $a_{j1} = 0,5(\rho_{cj}^2 - \rho_{c1}^2 + r_1^2 - r_j^2)$ ,  $j = 2, 3$ .

Решение системы уравнений (14.3) относительно  $x, y$  записывается в виде

$$\begin{cases} x(z) = b_{0x} + b_{1x} z, \\ y(z) = b_{0y} + b_{1y} z, \end{cases} \quad (14.4)$$

где

$$\begin{aligned} b_{0x} &= \Delta^{-1} [a_{21}(y_{c3} - y_{c1}) - a_{31}(y_{c2} - y_{c1})], \\ b_{1x} &= \Delta^{-1} [(y_{c2} - y_{c1})(z_{c3} - z_{c1}) - (y_{c3} - y_{c1})(z_{c2} - z_{c1})], \\ b_{0y} &= \Delta^{-1} [a_{32}(x_{c2} - x_{c1}) - a_{21}(x_{c3} - x_{c1})], \\ b_{1y} &= \Delta^{-1} [(x_{c3} - x_{c1})(z_{c2} - z_{c1}) - (x_{c2} - x_{c1})(z_{c3} - z_{c1})], \\ \Delta &= \begin{bmatrix} (x_{c2} - x_{c1}) & (y_{c2} - y_{c1}) \\ (x_{c3} - x_{c1}) & (y_{c3} - y_{c1}) \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

Подставляя выражения для  $x, y$  (14.4) в одно из уравнений (например, первое) системы (14.2), получаем квадратное уравнение относительно  $z$ :

$$\begin{aligned} (1 + b_{1x}^2 + b_{1y}^2) z^2 + 2(b_{0x} b_{1x} + b_{0y} b_{1y} - b_{1x} x_{c1} - b_{1y} y_{c1} - \\ - z_{c1}) z + (b_{0x}^2 + b_{0y}^2 + \rho_{c1}^2 - r_1^2 - 2b_{0x} x_{c1} - 2b_{0y} y_{c1}) = 0. \end{aligned} \quad (14.5)$$

Решение квадратного уравнения (14.5) дает оценку координаты  $z$ . Значения координат  $x, y$  вычисляются подстановкой  $z$  в уравнение (14.4). Двухзначность, связанная с решением квадратного уравнения (14.5), разрешается, например, путем сравнения сочисляемым местом.

Определение координат потребителя по измерениям разностей дальностей. Минимальное число НИСЗ, необходимое для решения пространственной навигационной задачи разностно-дальномерным методом, равно четырем. Координаты П находятся по данным разностно-дальномерных измерений в результате решения системы уравнений



$$\Delta r_{j1} = [(x_{cj} - x)^2 + (y_{cj} - y)^2 + (z_{cj} - z)^2]^{1/2} - [(x_{c1} - x)^2 + (y_{c1} - y)^2 + (z_{c1} - z)^2]^{1/2}, \quad j = 2, 3, 4. \quad (14.6)$$

Преобразуем систему уравнений (14.6) к виду

$$x(x_{cj} - x_{c1}) + y(y_{cj} - y_{c1}) + z(z_{cj} - z_{c1}) = 0,5(\rho_{cj}^2 - \rho_{c1}^2 - \Delta r_{j1}^2) - \Delta r_{j1} r_1, \quad j = 2, 3, 4, \quad (14.7)$$

где

$$r_1 = [(x_{c1} - x)^2 + (y_{c1} - y)^2 + (z_{c1} - z)^2]^{1/2}. \quad (14.8)$$

Координаты  $x, y, z$ , получаемые в результате решения системы уравнений (14.7), линейно зависят от  $r_1$ :

$$x(r_1) = b_{0x} + b_{1x} r_1, \quad y(r_1) = b_{0y} + b_{1y} r_1, \quad z(r_1) = b_{0z} + b_{1z} r_1. \quad (14.9)$$

Подставляя значения  $x(r_1), y(r_1), z(r_1)$  (14.9) в уравнение (14.8), определяем  $r_1$  как решение квадратного уравнения

$$(1 - b_{1x}^2 - b_{1y}^2 - b_{1z}^2) r_1^2 + 2[(b_{0x} - x_{c1}) b_{1x} + (b_{0y} - y_{c1}) b_{1y} + (b_{0z} - z_{c1}) b_{1z}] r_1 - [(b_{0x} - x_{c1})^2 + (b_{0y} - y_{c1})^2 + (b_{0z} - z_{c1})^2] = 0.$$

Координаты  $x, y, z$  находим подстановкой  $r_1$  в уравнение (14.9) с последующим устранением неоднозначности по данным числения.

Определение координат  $P$  по измерениям квазидальностей. Исходная система уравнений, используемая для нахождения координат объекта по результатам одновременных измерений квазидальностей до четырех НИСЗ, имеет вид

$$\tilde{r}_i = [(x_{ci} - x)^2 + (y_{ci} - y)^2 + (z_{ci} - z)^2]^{1/2} + \delta r_{\varphi}, \quad i = 1, 2, 3, 4, \quad (14.10)$$

где  $\delta r_{\varphi}$  — поправка дальности за счет расхождения фаз генераторов  $P$  и НИСЗ.

Один из способов решения системы уравнений (14.10) состоит в ее преобразовании к системе трех уравнений вида (14.6) с исключением при этом  $\delta r_{\varphi}$ . Определение координат объекта производится по разностно-дальномерному алгоритму. Затем при необходимости разность фаз генераторов объекта и НИСЗ можно определить по найденным координатам с использованием одного из уравнений (14.10).

Решить систему уравнений (14.10) можно и другим способом. Преобразуем систему (14.10) к виду

$$x(x_{ci} - x_{c1}) + y(y_{ci} - y_{c1}) + z(z_{ci} - z_{c1}) = 0,5(\rho_{ci}^2 - \rho_{c1}^2 - \tilde{r}_i^2 + \tilde{r}_1^2) + (\tilde{r}_i - \tilde{r}_1) \delta r_{\varphi}, \quad i = 2, 3, 4. \quad (14.11)$$

Координаты  $x, y, z$ , являющиеся решением системы уравнений (14.11), зависят от  $\delta r_{\varphi}$ :

$$\left. \begin{aligned} x(\delta r_{\varphi}) &= b_{0x} + b_{1x} \delta r_{\varphi}, \\ y(\delta r_{\varphi}) &= b_{0y} + b_{1y} \delta r_{\varphi}, \\ z(\delta r_{\varphi}) &= b_{0z} + b_{1z} \delta r_{\varphi}. \end{aligned} \right\} \quad (14.12)$$

Подставляя  $x(\delta r_{\varphi}), y(\delta r_{\varphi}), z(\delta r_{\varphi})$  в одно из уравнений (14.10), определяем  $\delta r_{\varphi}$  как решение квадратного уравнения

$$(1 - b_{1x}^2 - b_{1y}^2 - b_{1z}^2) \delta r_{\varphi}^2 + 2[\tilde{r}_i - b_{1x}(b_{0x} - x_{ci}) - b_{1y}(b_{0y} - y_{ci}) - b_{1z}(b_{0z} - z_{ci})] \delta r_{\varphi} + \tilde{r}_i^2 - (b_{0x} - x_{ci})^2 - (b_{0y} - y_{ci})^2 - (b_{0z} - z_{ci})^2 = 0,$$

затем находим  $x, y, z$  и устраняем неоднозначность.

Если геоцентрическая высота  $P$  априорно известна, то число минимально необходимых для решения навигационной задачи НИСЗ сокращается на один. Используя изложенные приемы, нетрудно получить алгоритмы решения навигационных задач в конечном виде для  $P$  с известной высотой [67, 76]. Однако следует подчеркнуть, что для априорного вычисления геоцентрической высоты требуется знать, в частности, земной радиус-вектор, который является функцией широты места. В этом случае навигационную задачу можно решить с высокой точностью лишь путем последовательных приближений.

Определение координат места и составляющих скорости движения потребителя по результатам (квази)дальномерно- (квази) доплеровских измерений. Использование одновременных измерений дальности и радиальной скорости позволяет определить не только координаты, но и составляющие скорости движения  $P$ . В принципе для нахождения всех шести (восьми) неизвестных параметров требуется решать систему шести (восьми) уравнений. Однако при определенных условиях, используя метод декомпозиции [132], можно упростить задачу и перейти к независимому решению двух систем уравнений, дающих соответственно координаты и составляющие скорости  $P$ . Условием применения декомпозиции является отсутствие откликов измеряемых величин на изменения некоторых из определяемых параметров. Известно, что при одномоментных измерениях составляющие скорости определяются только по доплеровским измерениям. В то же время для орбит НИСЗ типа «Навстар» [143] можно считать, что доплеровские измерения слабо откликаются на изменения координат, вследствие чего координаты определяются практически только по квазидальномерным измерениям. Поэтому без потери точности обработку дальномерно-доплеровских измерений можно проводить в два этапа. На первом этапе по результатам (квази)дальномерных (разностно-дальномерных) измерений проводится оценка координат  $P$ . На втором — по результатам (квази) доплеров-



ских (разностно-доплеровских) измерений оцениваются составляющие скорости движения П. На первом этапе могут использоваться приведенные дальномерный, разностно-дальномерный и квазидальномерный алгоритмы. На втором этапе оценки составляющих скорости П сводится к решению системы уравнений: при доплеровских измерениях

$$\dot{r}_i = \dot{r}_i^{-1}[(x_{ci} - x)(\dot{x}_{ci} - \dot{x}) + (y_{ci} - y)(\dot{y}_{ci} - \dot{y}) + (z_{ci} - z)(\dot{z}_{ci} - \dot{z})], \quad i = 1, 2, 3; \quad (14.13)$$

при разностно-доплеровских измерениях

$$\Delta \dot{r}_{j1} = \dot{r}_j - \dot{r}_1, \quad j = 2, 3, 4; \quad (14.14)$$

при квазидоплеровских измерениях

$$\dot{r}_i = \dot{r}_i + \delta \dot{r}_i, \quad i = 1, 2, 3, 4, \quad (14.15)$$

где  $\delta \dot{r}_i$  — поправка радиальной скорости за счет расхождения частот генераторов П и НИСЗ.

Системы уравнений (14.13) — (14.15) относительно составляющих скоростей  $\dot{x}$ ,  $\dot{y}$ ,  $\dot{z}$  линейные, и способы их решения очевидны.

**Итерационные методы решения навигационных задач.** Итерационные методы решения системы нелинейных уравнений различаются объемом вычислений и скоростью сходимости процесса итераций. Среди итерационных методов наибольшее распространение получил метод Ньютона, как один из проще всего реализуемых и быстро сходящихся. Исходные системы уравнений (14.1), (14.6), (14.10) можно представить в обобщенном виде как

$$R_i = R_i(q, Q_i), \quad i = 1, 2, 3 \quad (4); \quad (14.16)$$

где  $q$  — вектор оцениваемых параметров объекта;  $Q_i$  — вектор состояния  $i$ -го НИСЗ. Решение системы (14.16) методом Ньютона представляет собой процесс многократной обработки результатов навигационных измерений по формуле

$$q_k = q_{k-1} + C_{k-1}^{-1} R_{k-1}, \quad (14.17)$$

где  $R_{k-1} = R_k - R_{0(k-1)}$  — вектор разностей измеренных  $R_k$  и расчетных  $R_{0(k-1)}$  величин;  $C_{k-1}$  — матрица частных производных от измеряемых навигационных функций по определяемым координатам, имеющая вид согласно (3.6)

$$C_{k-1} = \begin{bmatrix} C_{1(k-1)} \\ \vdots \\ C_{m(k-1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial R_1}{\partial q_1} & \cdots & \frac{\partial R_1}{\partial q_m} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial R_m}{\partial q_1} & \cdots & \frac{\partial R_m}{\partial q_m} \end{bmatrix}_{q=q_{0(k-1)}}$$

$k = 1, 2, \dots$  — номер итерационного цикла.

Матрица  $C_{k-1}$  и вектор невязок  $R_{k-1}$  на первой итерации рассчитываются на основании априорных данных, а на последующих итерациях — на основании данных, полученных на предыдущих итерациях. Итерационные циклы повторяются до тех пор, пока отличие последующих уточненных значений определяемых координат по сравнению с предыдущими не окажется меньше заданной погрешности, имеющей смысл остаточной погрешности.

Рассмотрим последовательность итерационного расчета координат  $x$ ,  $y$ ,  $z$  объекта по минимальному объему одновременных измерений.

1. Ввод исходных данных. Исходными данными являются: априорные значения прямоугольных координат объекта  $x_0$ ,  $y_0$ ,  $z_0$ ; координаты НИСЗ  $x_{ci}$ ,  $y_{ci}$ ,  $z_{ci}$  ( $i = 1, 2, 3$  для дальномерного метода,  $i = 1, 2, 3, 4$  для разностно-дальномерного и квазидальномерного методов навигационных определений); значения измеренных параметров (НП) — дальности  $r_i$ , разности дальностей  $\Delta r_{j1}$  ( $j = 2, 3, 4$ ) или квазидальности  $\tilde{r}_i$ .

2. Расчет невязок измерений. Невязки НП рассчитываются путем вычитания расчетных величин  $R_{0i(k-1)}$  из измеренных  $R_{ni}$ . Для дальномерных, разностно-дальномерных и квазидальномерных измерений невязки вычисляются соответственно:

$$\delta r_{i(k-1)} = r_i - r_{0i(k-1)},$$

$$\delta(\Delta r_{j1(k-1)}) = \Delta r_{j1} - r_{0j(k-1)} + r_{01(k-1)},$$

$$\delta \tilde{r}_{i(k-1)} = \tilde{r}_i - \tilde{r}_{0i(k-1)},$$

где

$$r_{0i(k-1)} = [ (x_{ci} - x_{k-1})^2 + (y_{ci} - y_{k-1})^2 + (z_{ci} - z_{k-1})^2 ]^{1/2},$$

$$\tilde{r}_{0i(k-1)} = r_{0i(k-1)} + \delta r_{\varphi(k-1)}.$$

3. Вычисление матрицы наблюдения  $C_{k-1}$ . Для дальномерного метода

$$C_{i(k-1)} = [ \cos \alpha_i \cos \beta_i \cos \gamma_i ]_{(q=q_{k-1})},$$

где

$$\cos \alpha_i = \frac{x_{ci} - x_{k-1}}{r_{0i(k-1)}}, \quad \cos \beta_i = \frac{y_{ci} - y_{k-1}}{r_{0i(k-1)}}, \quad \cos \gamma_i = \frac{z_{ci} - z_{k-1}}{r_{0i(k-1)}};$$

для разностно-дальномерного метода

$$C_{j1(k-1)} = [ \cos \alpha_j - \cos \alpha_i \cos \beta_j - \cos \beta_i \cos \gamma_j - \cos \gamma_i ]_{(q=q_{k-1})},$$

для квазидальномерного метода

$$C_{i(k-1)} = [ \cos \alpha_i \cos \beta_i \cos \gamma_i ]_{(q=q_{k-1})}.$$

4. Оценка прямоугольных координат потребителя. Прямоугольные координаты  $\Pi$  вычисляются по формуле (14.17) с выполнением необходимого числа итераций. Предусмотренное выражением (14.17) обращение матрицы  $C_{k-1}$  может осуществляться различными способами, например методом исключения (методом Гаусса).

#### 14.2. АЛГОРИТМЫ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ ПО ИЗБЫТОЧНОМУ ОБЪЕМУ ОДНОВРЕМЕННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Среди статистических методов обработки выборки измерений избыточного объема наиболее распространены способы, в основе которых лежит метод наименьших квадратов (см. § 3.2). При соответствующем выборе матрицы весовых коэффициентов результаты, полученные этим методом, совпадают с результатами, полученными методом максимального правдоподобия или байесовскими методами [61, 116]. Рассмотрим некоторые из алгоритмов обработки дальномерных, разностно-дальномерных и квазидальномерных измерений избыточного объема.

**Алгоритм определения координат  $\Pi$  по выборке дальномерных измерений.** Решение векторного уравнения (3.28) методом наименьших квадратов можно представить в виде

$$q = q_0 + (C^T PC)^{-1} C^T PR, \quad (14.18)$$

где  $P$  — некоторая симметричная неотрицательно определенная матрица весовых коэффициентов;  $q_0$  — априорная оценка вектора  $q$ .

Вследствие линеаризации исходных уравнений (3.2) оценка по формуле (14.18) еще не дает наилучший по точности результат. Для устранения влияния погрешности линеаризации на точность навигационных определений организуется итерационный процесс, построенный, как правило, по схеме Ньютона.

Если погрешности измерений распределены по многомерному гауссовскому закону с матрицей моментов второго порядка  $W$ , то вектор оцениваемых параметров является случайным, распределенным по многомерному гауссовскому закону с корреляционной матрицей

$$K_q = (C^T PC)^{-1} C^T PWPC (C^T PC)^{-1}. \quad (14.19)$$

При сделанных предположениях вектор оцениваемых параметров имеет наименьшую дисперсию и совпадает с оценкой по критерию максимального правдоподобия, если положить  $P = W^{-1}$  [61]:

$$q_k = q_{k-1} + (C_{k-1}^T W^{-1} C_{k-1})^{-1} C_{k-1}^T W^{-1} R_{k-1}, \quad (14.20)$$

а также [ср. с (3.31)]  $K_q = (C^T W^{-1} C)^{-1}$ .

Если при обработке результатов навигационных измерений учитываются погрешности априорной оценки вектора состояния  $\Pi$  и эти ошибки не коррелированы с шумами измерений, то уравнения (14.18), (14.19) можно представить в виде

$$q_k = q_{k-1} + (C_{k-1}^T PC_{k-1} + K_{q0}^{-1})^{-1} C_{k-1}^T PR_{k-1}, \quad (14.21)$$

$$K_q = (C^T PC + K_{q0}^{-1}) (C^T PWPC + K_{q0}^{-1}) (C^T PC + K_{q0}^{-1})^{-1}, \quad (14.22)$$

где  $K_{q0}$  — корреляционная матрица погрешностей априорной оценки вектора состояния  $\Pi$   $q$ . Если  $P = W^{-1}$ , то вектор  $q$ , оцениваемый по формуле (14.21), совпадает с оценкой по критерию максимума апостериорной плотности вероятностей [61] и

$$K_q = (S^T W^{-1} C + K_{q0}^{-1})^{-1}. \quad (14.23)$$

На практике корреляционная матрица погрешностей навигационных измерений  $W$  известна лишь частично, поэтому как при разработке алгоритма оценивания вектора  $q$ , так и при оценке точности навигационных определений приходится принимать ту или иную гипотезу о матрице  $W$ . В зависимости от принятой гипотезы погрешности оцениваемых параметров меняются в значительных пределах.

На структуру конкретных алгоритмов обработки измерений избыточного объема существенно влияет соотношение между весовой матрицей и корреляционной матрицей погрешностей измерения РНП.

Рассмотрим ряд алгоритмов, различающихся соотношением этих матриц. В общем случае корреляционная матрица погрешностей измерения дальностей по  $n$  НИСЗ имеет вид

$$W_r = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & \dots & r_{1n} \sigma_1 \sigma_n \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ r_{1n} \sigma_1 \sigma_n & \dots & \sigma_n^2 \end{bmatrix},$$

где  $\sigma_i$  — среднеквадратическая погрешность измерения дальности до  $i$ -го НИСЗ;  $r_{ij}$  — коэффициент корреляции погрешностей измерения дальностей до  $i$ -го и  $j$ -го НИСЗ.

Эта матрица учитывает следующие погрешности [101]: независимые, если  $r_{ij} = 0$  при  $i \neq j$ ; коррелированные, если  $0 < |r_{ij}| < 1$  при  $i \neq j$ , и систематические, если  $|r_{ij}| = 1$  при любых  $i$  и  $j$ .

Корреляционные матрицы погрешностей второго и третьего вида можно представить в форме  $W_{rk} = W_{rin} W_{rin}$ , где  $W_{rin} = [W_{r1}^T W_{r2}^T \dots W_{rn}^T]$ ,  $W_{ri}$  — матрица размером  $(1 \times n)$ . Для систематической ошибки  $W_{rc} = W_r^T W_r$ . Представим матрицу  $W_r$  в виде суммы матриц

$$W_r = W_{rn} + W_{rk} = W_{rn} + W_{rin}^T W_{rin}, \quad (14.24)$$

где  $W_{rn}$  — диагональная матрица независимых погрешностей измерений дальностей. Пусть  $W_r$  известна и при обработке измерений используется матрица  $P = W_r^{-1}$ , тогда в соответствии с (14.23)

$$K_q = [C^T (W_{rn} + W_{rn}^T W_{rin})^{-1} C + K_{q0}^{-1}]^{-1}$$

Используя дважды тождество для обращения суммы матриц [61, 101], представим

$$K_q = K_{qn} + K_{qn} C^T W_{rn}^{-1} W_{rin} [I_l + W_{rin} W_{rn}^{-1} W_{rn}^T - W_{rin} W_{rn}^{-1} C K_{qn} \times \\ \times C^T W_{rn}^{-1} W_{rin}^T]^{-1} W_{rin} W_{rn}^{-1} C K_{qn} \quad (14.25)$$

где  $K_{qn} = (C^T W_{rn}^{-1} C + K_{q0}^{-1})^{-1}$ ,  $I_l$  — единичная матрица размером  $(l \times l)$ .

В (14.25) первое слагаемое характеризует влияние независимых погрешностей измерений на точность навигационных определений, второе — влияние коррелированных погрешностей.

Предположим, что погрешности измерения дальности имеют только две составляющие: независимую ( $r_{1i} = 0$  при  $i \neq j$ ) и систематическую ( $r_{2ij} = 1$  при любых  $i$  и  $j$ ). Независимые погрешности имеют дисперсию  $\sigma_{ni}^2$ , а систематические —  $\sigma_{ci}^2$ . При этом (14.21) примет вид

$$q = q_0 + K_q \left[ \sum_{i=1}^l \frac{1}{\sigma_{ni}^2} C_i^T \delta r_i + \left( 1 + \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}^2}{\sigma_{ni}^2} \right)^{-1} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}^2}{\sigma_{ni}^2} C_i^T \right) \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}^2}{\sigma_{ni}^2} \delta r_i \right) \right]$$

где  $\delta r_i = r_i - r_{0i}$ ,  $r_i$ ,  $r_{0i}$  — измеренное и вычисленное значения дальности до

$$i\text{-го НИСЗ, а (14.25) — вид } K_q = K_{qn} + K_r K_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}^2}{\sigma_{ni}^2} C_i^T \right) \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}^2}{\sigma_{ni}^2} C_i \right) K_{qn} \quad (14.26)$$

$$\text{где } K_{qn} = \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} C_i^T C_i + K_{q0}^{-1} \right)^{-1}$$

$$K_r = \left[ 1 + \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}^2}{\sigma_{ni}^2} - \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}^2}{\sigma_{ni}^2} C_i \right) K_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}^2}{\sigma_{ni}^2} C_i^T \right) \right]^{-1}$$

Часто даже при известной матрице моментов второго порядка обработка измерений выполняется с применением другой упрощенной матрицы, что делается, например, для уменьшения объема вычислений. Обычно предполагают, что матрица  $W_r$  — диагональная. Пусть обработка результатов измерений производится с учетом только независимых погрешностей  $P = W_{rn}^{-1}$ , тогда выражения (14.21), (14.22) примут вид

$$q = q_0 + K_{qn} \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} C_i^T \delta r_i,$$

$$K_q = K_{qn} + K_{qn} C^T W_{rn}^{-1} W_{rn} W_{rn}^{-1} C K_{qn} \quad (14.27)$$

Если положить, как и в предыдущем случае, что погрешности измерений имеют только две составляющие — независимую и сис-

тематическую, то выражение (14.27) преобразуется в (14.26) при  $K_r = 1$ .

**Алгоритм определения координат П по выборке разностно-дальномерных измерений.** Система уравнений (3.5') для разностно-дальномерных измерений может быть представлена в виде линейного преобразования невязок дальностей (или квазидальностей)  $\delta \Delta r = B \delta r = B \Delta$ , где  $C$  — матрица наблюдений для дальномерного метода навигационных определений;  $B$  — матрица размером  $(n-1) \times n$ , каждая строка которой содержит одну  $+1$  и одну  $-1$ , остальные элементы равны нулю. Вектор  $q$  и корреляционная матрица  $K_q$  погрешностей оценивания координат П разностно-дальномерным методом определяются по формулам

$$q = q_0 + (C^T B^T P B C + K_{q0}^{-1})^{-1} C^T B^T P \delta \Delta r,$$

$$K_q = (C^T B^T P B C + K_{q0}^{-1})^{-1} (C^T B^T P W_{\Delta r} P B C + K_{q0}^{-1}) (C^T B^T P B C + K_{q0}^{-1})^{-1} \quad (14.28)$$

где

$$W_{\Delta r} = B W_r B^T.$$

Рассмотрим два алгоритма, различающиеся соотношением матриц весовых коэффициентов и погрешностей измерений.

Представляя (14.28)  $W_r$  в виде суммы двух слагаемых (14.24), получаем выражение для матрицы моментов второго порядка разностно-дальномерных измерений  $W_{\Delta r} = B W_{rn} B^T + B W_{rk} B^T$ , где первое слагаемое определяет корреляционную матрицу погрешностей измерения разности дальностей, обусловленную независимыми погрешностями измерения дальностей, второе — коррелированными.

Пусть  $W_{\Delta r}$  полностью известна и  $P = W_{\Delta r}^{-1}$ , тогда выражение (14.25) принимает вид

$$K_q = K_{qn} + K_{qn} C^T B^T (B W_{rn} B^T)^{-1} B W_{rk}^T [I + W_{rin} B^T (B W_{rn} B^T)^{-1} B W_{rin}^T - \\ - W_{rin} B^T (B W_{rn} B^T)^{-1} B C K_{qn} C^T B^T (B W_{rn} B^T)^{-1} B W_{rk}^T] W_{rin} B^T (B W_{rn} B^T)^{-1} B C K_{qn} \quad (14.29)$$

где

$$K_{qn} = [C^T B^T (B W_{rn} B^T)^{-1} B C + K_{q0}^{-1}]^{-1}.$$

Отличие (14.29) от соответствующей формулы для дальномерного метода навигационных определений (14.25) заключается в замене сомножителя  $W_{rn}^{-1}$  на  $B^T (B W_{rn} B^T)^{-1} B$ . Нетрудно показать, что для

$$B = \begin{bmatrix} 1 & -1 & 0 & \dots & 0 \\ 1 & 0 & -1 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 1 & 0 & 0 & \dots & -1 \end{bmatrix}$$

имеет место соотношение

$$B^T (B W_{rn} B^T)^{-1} B = W_{rn}^{-1} - \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \right)^{-1} g^T g, \quad \text{где } g = \left[ \frac{1}{\sigma_{n1}^2} \frac{1}{\sigma_{n2}^2} \dots \frac{1}{\sigma_{nn}^2} \right].$$

При  $n \rightarrow \infty$   $\mathbf{B}^T(\mathbf{B}\mathbf{W}_n\mathbf{B}^T)^{-1}\mathbf{B} \rightarrow \mathbf{W}_n^{-1}$ , т. е. если корреляционная матрица погрешностей навигационных измерений известна и обработка результатов измерений производится с учетом этой матрицы, то при достаточно большом числе измерений точности оценивания координат места объекта разностно-дальномерным и дальномерным методами совпадают.

При учете независимой ( $r_{lij}=0$  при  $i \neq j$ ) и систематической ( $r_{2ij}=1$  при любых  $i$  и  $j$ ) составляющих погрешности измерения дальности корреляционная матрица для разностно-дальномерной обработки (14.29) преобразуется к виду

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_q = \mathbf{K}_{qn} + \mathbf{K}_{\Delta r} \left\{ \mathbf{K}_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i^T \right) \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i \right) \mathbf{K}_{qn} - \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \right)^{-1} \times \right. \\ \times \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \right) \mathbf{K}_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i^T \right) \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i \right) \mathbf{K}_{qn} - \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \right)^{-1} \times \\ \times \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \right) \mathbf{K}_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i^T \right) \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i \right) \mathbf{K}_{qn} + \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \right)^{-2} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}^2}{\sigma_{ni}^2} \right)^2 \mathbf{K}_{qn} \times \\ \left. \times \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i^T \right) \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i \right) \mathbf{K}_{qn} \right\}. \quad (14.30) \end{aligned}$$

Ее слагаемые  $\mathbf{K}_{qn}$  и  $\mathbf{K}_{\Delta r}$  в свою очередь приобретают вид  $\mathbf{K}_{qn} = \left[ \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i^T \mathbf{C}_i - \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \right)^{-1} \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i^T \right) \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i \right) + \mathbf{K}_{q0}^{-1} \right]^{-1}$ ,

$$\begin{aligned} \mathbf{K}_{\Delta r} = \left\{ 1 + \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}^2}{\sigma_{ni}^2} - \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \right)^{-1} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \right)^2 - \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i \right) \mathbf{K}_{qn} \times \right. \\ \times \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i^T \right) + \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \right)^{-1} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \right) \left[ \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i \right) \mathbf{K}_{qn} \times \right. \\ \times \left. \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i^T \right) + \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i \right) \mathbf{K}_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i^T \right) - \right. \\ \left. \left. - \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \right)^{-1} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \right) \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i \right) \mathbf{K}_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \mathbf{C}_i^T \right) \right] \right\}^{-1}. \end{aligned}$$

Если систематические погрешности имеют одинаковые значения и знаки, то  $\mathbf{W}_{\Delta r} = \mathbf{B}\mathbf{W}_n\mathbf{B}^T$  и  $\mathbf{K}_q = \mathbf{K}_{qn}$ . При обработке результатов измерений без учета систематических погрешностей корреляционная матрица  $\mathbf{K}_q$  вычисляется по формуле (14.30), где  $\mathbf{K}_{\Delta r} = 1$ .

**Алгоритмы определения координат П по выборке квазидальномерных измерений.** Пусть по результатам измерения квазидально-

ностей  $\tilde{r}_i$  до  $n$  НИСЗ оцениваются пространственные координаты объекта и постоянная  $\delta r_\Phi$ , обусловленная отсутствием синхронизации генераторов П и НИСЗ. При обработке измерений с учетом независимых ( $r_{lij}=0$  при  $i \neq j$ ) и систематических ( $r_{2ij}=1$  при любых  $i$  и  $j$ ) составляющих погрешностей измерения квазидальномерный алгоритм решения задачи принимает вид

$$\tilde{\mathbf{q}} = \tilde{\mathbf{q}}_0 + \tilde{\mathbf{K}}_q \left[ \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \tilde{\mathbf{C}}_i^T \delta \tilde{r}_i + \left( 1 + \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}^2}{\sigma_{ni}^2} \right)^{-1} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \tilde{\mathbf{C}}_i^T \right) \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \delta \tilde{r}_i \right) \right],$$

а корреляционная матрица погрешностей навигационных определений

$$\tilde{\mathbf{K}}_q = \tilde{\mathbf{K}}_{qn} + \tilde{\mathbf{K}}_r \tilde{\mathbf{K}}_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \tilde{\mathbf{C}}_i^T \right) \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \tilde{\mathbf{C}}_i \right) \tilde{\mathbf{K}}_{qn}, \quad (14.31)$$

где  $\tilde{\mathbf{K}}_{qn} = \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \tilde{\mathbf{C}}_i^T \tilde{\mathbf{C}}_i + \tilde{\mathbf{K}}_{q0}^{-1} \right)^{-1}$ ,

$$\tilde{\mathbf{K}}_r = \left[ 1 + \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}^2}{\sigma_{ni}^2} - \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \tilde{\mathbf{C}}_i \right) \tilde{\mathbf{K}}_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} \tilde{\mathbf{C}}_i^T \right) \right]^{-1}.$$

При обработке результатов измерений с учетом только независимых составляющих  $\tilde{\mathbf{q}}$  вычисляется по формуле

$$\tilde{\mathbf{q}} = \tilde{\mathbf{q}}_0 + \tilde{\mathbf{K}}_{qn} \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \tilde{\mathbf{C}}_i^T \delta \tilde{r}_i, \quad (14.32)$$

а матрица  $\tilde{\mathbf{K}}_q$  — по выражению (14.31), где  $\tilde{\mathbf{K}}_r = 1$ .

**О возможности построения обобщенного алгоритма.** Сравним выражение для корреляционной матрицы погрешности оценки координат  $\mathbf{K}_q$  квазидальномерным методом с аналогичными выражениями (14.26) и (14.30) для дальномерного и разностно-дальномерного методов навигационных определений. Подставим в (14.31) выражения для  $\tilde{\mathbf{C}}_i$  и  $\tilde{\mathbf{K}}_{q0}^{-1}$  в виде

$$\tilde{\mathbf{C}}_i = [\mathbf{C}_i; 1], \quad \tilde{\mathbf{K}}_{q0}^{-1} = \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{q0}^{-1} & \vdots & 0 \\ \cdots & \cdots & \cdots \\ 0 & \vdots & \sigma_{\delta r_\Phi}^{-2} \end{bmatrix},$$

где  $\tilde{\mathbf{K}}_{q0}$  — корреляционная матрица погрешностей априорной оценки координат;  $\sigma_{\delta r_\Phi}^2$  — дисперсия априорной оценки значения разности фаз генераторов П и НИСЗ, и выделим блок  $\mathbf{K}_q$ , характеризующий погрешности оценки только координат  $x, y, z$ :

$$K_q = K_{qn} + K_r \left\{ K_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} c_i^T \right) \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} c_i \right) K_{qn} - \left( \sigma_{\delta r_\Phi}^{-2} + \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \right)^{-1} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} c_i^T \right) \left[ K_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} c_i^T \right) \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} c_i \right) K_{qn} - K_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} c_i^T \right) \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} c_i \right) K_{qn} + \left( \sigma_{\delta r_\Phi}^{-2} + \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \right)^{-1} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} c_i^T \right) \times \right. \right. \\ \left. \left. \times K_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} c_i^T \right) \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} c_i \right) K_{qn} \right] \right\} \quad (14.33)$$

Первое слагаемое в (14.33) учитывает влияние независимых погрешностей измерения РНП на точность определения координат

$$K_{qn} = \left[ \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} c_i^T c_i + \left( \sigma_{\delta r_\Phi}^{-2} + \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \right)^{-1} \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} c_i^T \right) \times \right. \\ \left. \times \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} c_i \right) + K_{q0} \right]^{-1},$$

а второе — влияние систематических погрешностей, причем

$$K_r = \left\{ 1 + \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}^2}{\sigma_{ni}^2} - \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} c_i \right) K_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} c_i^T \right) + \left( \sigma_{\delta r_\Phi}^{-2} + \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \right)^{-1} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} c_i^T \right) \left[ \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} c_i \right) K_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} c_i^T \right) + \right. \right. \\ \left. \left. + \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} c_i \right) K_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} c_i^T \right) - \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} - \left( \sigma_{\delta r_\Phi}^{-2} + \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} \right)^{-1} \times \right. \right. \\ \left. \left. \times \left( \sum_{i=1}^n \frac{\sigma_{ci}}{\sigma_{ni}^2} c_i^T \right) \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} c_i \right) K_{qn} \left( \sum_{i=1}^n \frac{1}{\sigma_{ni}^2} c_i^T \right) \right] \right\}.$$

Как следует из (14.33), точность определения координат объекта квазидальномерным методом зависит от погрешности априорного знания расхождения фаз генераторов объекта и НИСЗ  $\sigma_{\delta r_\Phi}$ : при известном расхождении фаз генераторов ( $\sigma_{\delta r_\Phi} = 0$ ) выражение для  $K_q$  квазидальномерного метода совпадает с аналогичным выражением (14.26) для дальномерного метода, а при неизвестном расхождении ( $\sigma_{\delta r_\Phi} \rightarrow \infty$ ) совпадает с выражением

(14.30) для разностно-дальномерного метода. Проведенный сравнительный анализ показал возможность синтезировать обобщенные алгоритмы как местоопределения, так и оценки точности навигационных определений.

#### 14.3. ОЦЕНКА СХОДИМОСТИ АЛГОРИТМОВ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ

Итерационные алгоритмы решения навигационной задачи обеспечивают сходимость процессов определений только при априорных значениях координат П, лежащих в некоторой области относительно действительных значений искомых параметров. Основным методом исследования сходимости алгоритмов является численный, основанный на моделировании навигационных определений способом Монте-Карло [68]. Упрощенная структурная схема моделирования процессов определения координат объекта по выборке одновременных измерений дальностей, разностей дальностей или квазидальностей представлена на рис. 14.1. Навигационная задача решается для каждой задаваемой точки по всем НИСЗ, находящимся в зоне радиовидимости объекта. Априорные значения координат смещаются относительно истинных на  $\Delta_n = \sqrt{(\delta x)^2 + (\delta y)^2 + (\delta z)^2}$ , где  $\delta x, \delta y, \delta z$  — погрешности знания координат П. Измеряемые РНП представляются в виде дальностей, разностей дальностей и квазидальностей; в число определяемых

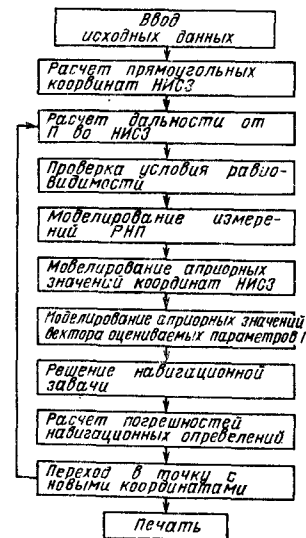


Рис. 14.1. Упрощенный алгоритм моделирования процессов навигационных определений по выборке результатов одновременных измерений

Рис. 14.2. Зависимости среднего числа итераций  $K_{ср}$  от погрешности априорного знания положения потребителя  $\Delta_n$  для  $\Gamma = 4,0$  (—) и для  $\Gamma = 12,5$  (---), где  $\Gamma$  — геометрический фактор

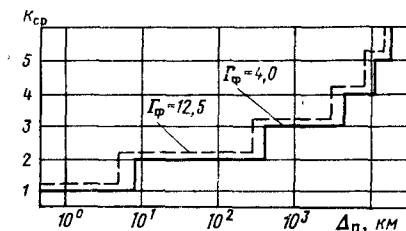


Таблица 14.1

Погрешность определения места (в метрах) после  $k$ -й итерации

Число НИСЗ	$\Gamma$	$k=1$	$k=2$	$k=3$	$k=4$
8	2,20	$1 \cdot 10^6$	$20,5 \cdot 10^3$	8	$<1$
7	2,46	$1 \cdot 10^6$	$25 \cdot 10^3$	12	$<1$
6	2,85	$1,2 \cdot 10^6$	$37 \cdot 10^3$	35	$<1$
5	3,65	$1,2 \cdot 10^6$	$39,5 \cdot 10^3$	45	$<1$

параметров в зависимости от объема и вида обрабатываемой информации включаются либо только координаты (поверхностные или пространственные), либо координаты и поправка по фазе к генератору П.

Результаты моделирования позволили оценить области сходимости рассмотренных в § 14.1 и 14.2 дальномерных, разностно-дальномерных и квазидальномерных алгоритмов навигационных определений по данным глобальной СРНС, построенной на среднорбитных НИСЗ типа «Навстар» [143].

На рис. 14.2 для допустимой остаточной погрешности 1 м построены зависимости среднего числа итераций  $k_{\text{ср}}$  от погрешности априорного знания положения объекта  $\Delta_n$  для квазидальномерного метода навигационных определений по четырем НИСЗ с периодом обращения 12 ч, при этом погрешности измерений и эфемеридного обеспечения не учитывались. Из приведенных зависимостей видно, что при погрешностях априорного знания положения объекта до 8000 км процесс навигационных определений сходится после выполнения четырех итераций; это позволяет в качестве первого приближения использовать даже центр Земли и обойтись без априорных данных для приземных потребителей.

В табл. 14.1 представлены результаты моделирования по обработке избыточного объема квазидальномерных измерений при использовании в качестве первого приближения центра Земли. Как и при обработке минимального объема измерений, после четырех итераций остаточная погрешность не превосходит 1 м. Аналогичные результаты были получены и для дальномерных, и для разностно-дальномерных алгоритмов навигационных определений по данным глобальных СРНС на средневысоких орбитах.

## ГЛАВА 15

АЛГОРИТМЫ РЕШЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ЗАДАЧ  
ПО ВЫБОРКЕ ИЗМЕРЕНИЙ НАРАСТАЮЩЕГО ОБЪЕМА15.1. РЕКУРРЕНТНЫЙ АЛГОРИТМ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ МЕТОДОМ КАЛМАНА  
И ЕГО МОДИФИКАЦИИ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ СОСТАВАХ ИЗМЕРЕНИЙ

Для решения навигационной задачи по результатам разновременных измерений можно использовать как методы, основанные на запоминании и совместной обработке полной выборки измерений, так и рекуррентные методы оценивания по нарастающему объему измерений (см. § 3.1). Рекуррентные методы по точности аналогичны итерационно-групповой обработке, так как в обоих случаях используются одни и те же предположения о линейности и критерии оптимальности. Более того, рекуррентные алгоритмы можно вывести из алгоритмов обработки полной выборки измерений.

В наиболее общем виде рекуррентная методика оценивания используется в фильтре Калмана, учитывающем динамику потребителя (П). Рассмотрим рекуррентный алгоритм калмановской фильтрации применительно к дальномерно-доплеровским измерениям, обратив внимание на некоторые его модификации.

Задача оценивания вектора состояния П по нарастающему объему разновременных измерений ставится следующим образом.

Пусть модель динамики П (см. гл. 13) описывается нелинейным уравнением

$$\dot{\mathbf{q}}_{i+1} = \mathbf{F}(\mathbf{q}_i) + \mathbf{v}_i, \quad (15.1)$$

где  $\mathbf{q}_i$ ,  $\mathbf{v}_i$  —  $m$ -мерные векторы состояния и возмущения П в  $i$ -й момент времени.

В дискретные моменты времени  $t_1, t_2, \dots, t_i$  с отсчетного устройства измерителя радионавигационных параметров поступают с погрешностями результаты измерений

$$\mathbf{R}_{ni} = \mathbf{R}_i(\mathbf{q}_i, \mathbf{Q}_i) + \mathbf{w}_i, \quad (15.2)$$

где  $\mathbf{R}_{ni}$ ,  $\mathbf{w}_i$  —  $l$ -мерные векторы измерения и погрешностей измерения. Уравнение (15.2) для дальномерно-доплеровского канала измерений было приведено в § 13.2.

Требуется синтезировать алгоритм, позволяющий в линейном приближении оценить вектор условного математического ожидания

$$\hat{\mathbf{q}}_i = E[\mathbf{q}_i / \mathbf{R}_{n1}, \mathbf{R}_{n2}, \dots, \mathbf{R}_{ni}]$$

и корреляционную матрицу погрешностей оценки вектора состояния  $\Pi$

$$K_{qi} = E[(q_i - q_i^*) (q_i - q_i^*)^T]$$

по мере поступления информации.

Представим уравнения (15.1), (15.2) в виде линеаризованных зависимостей

$$\begin{aligned} \hat{q}_{i+1} &= F(q_i^*) + \Phi_i (q_i - q_i^*) + v_i, \\ R_{ii} &= R_i(\hat{q}_i, Q_i) + C_i (q_i - \hat{q}_i) + w_i, \end{aligned} \quad (15.3)$$

где  $\Phi_i = [\partial F / \partial q]_{(q=q^*)}$ ,  $C_i = [\partial R / \partial q]_{(q=\hat{q}^*)}$ .

Для рассматриваемых условий радионавигационных измерений векторы возмущений  $v_i$  и погрешностей измерений  $w_i$  являются гауссовскими белыми последовательностями с нулевыми математическими ожиданиями  $E[v_i] = E[w_i] = 0$  и неотрицательно определенными корреляционными матрицами

$$E[v_i v_j^T] = V_i \delta_{ij}, \quad E[w_i w_j^T] = W_i \delta_{ij},$$

где  $\delta_{ij}$  — символ Кронекера. Считаем, что априорное значение вектора состояния  $\Pi$   $q_0$  есть некоторая выборка из множества векторов начальных условий, распределенных по гауссовскому закону с математическим ожиданием  $q_0^*$  и матрицей  $K_{q0} = [(q_0 - q_0^*) \times (q_0 - q_0^*)^T]$  моментов второго порядка.

При этих условиях уравнения оптимального линейного фильтра для линеаризованной системы уравнений (15.3) примут вид [61]

$$q_{i+1}^* = \hat{q}_{i+1} + K_{i+1} [R_{i(i+1)} - R_{0(i+1)}(\hat{q}_{i+1}, Q_{i+1})], \quad (15.4)$$

$$K_{q(i+1)} = [I - K_{i+1} C_{i+1}] K_{q0(i+1)} [I - K_{i+1} C_{i+1}]^T + K_{i+1} W_{i+1} K_{i+1}^T, \quad (15.5)$$

$$\text{где } \hat{q}_{i+1} = F(q_i^*), \quad (15.6)$$

$$K_{i+1} = K_{q0(i+1)} C_{i+1}^T [C_{i+1} K_{q0(i+1)} C_{i+1}^T + W_{i+1}]^{-1}, \quad (15.7)$$

$$K_{q0(i+1)} = \Phi_i K_{qi} \Phi_i^T + V_i. \quad (15.8)$$

Алгоритм рекуррентной фильтрации, описываемый уравнениями (15.4) — (15.8), называется фильтром Калмана.

Как видно из приведенных выражений, чтобы оценить  $q_{i+1}^*$  и  $K_{q(i+1)}$  по  $q_i^*$  и  $K_{qi}$ , необходимо выполнить следующие операции: вычислить экстраполированное значение вектора оцениваемых параметров  $\hat{q}_{i+1}$  на  $(i+1)$ -й момент времени (15.6);

вычислить корреляционную матрицу погрешностей  $K_{q0(i+1)}$ , характеризующую точность оценки вектора  $\hat{q}_{i+1}$  (15.8);

рассчитать коэффициент усиления фильтра Калмана  $K_{i+1}$  (15.7);

вычислить скорректированное значение вектора оцениваемых параметров  $q_{i+1}^*$  на  $(i+1)$ -й момент времени (15.4);

вычислить корреляционную матрицу погрешностей  $K_{q(i+1)}$ , характеризующую точность оценки вектора  $q_{i+1}^*$  (15.5).

После каждого нового измерения цикл вычислений повторяется.

Согласно уравнениям (15.4) — (15.8) фильтр Калмана состоит из модели динамического процесса, выполняющей функцию предсказания, и корректирующей цепи обратной связи, с помощью которой вводится слагаемое, пропорциональное взвешенной невязке измерений.

При обработке измерений, выполненных по одному и тому же НИСЗ, приходится считаться с корреляцией ошибок, обусловленных погрешностями эфемерид. Один из возможных способов обработки информации при коррелированных погрешностях измерений состоит в расширении вектора оцениваемых параметров [71]. Применительно к рассматриваемой задаче в вектор оцениваемых параметров дополнительно включается вектор состояния НИСЗ.

Распишем более подробно рекуррентный алгоритм решения навигационной задачи по методу Калмана с расширенным вектором оцениваемых параметров  $q_{pi}$  применительно к дальномерно-доплеровской СРНС. Пусть в  $i$ -й момент времени производятся измерения до одного НИСЗ, тогда линеаризованное уравнение канала измерения примет вид

$$R_i = \begin{bmatrix} \delta \tilde{r}_i \\ \delta \dot{\tilde{r}}_i \end{bmatrix} = [C_i; -C_i] (\hat{q}_{pi} - q_{pi}) + w_i, \quad (15.9)$$

где  $q_{pi}^T = [q_i^T Q_i^T]$ ,  $q_i^T = [x_i y_i z_i \dot{x}_i \dot{y}_i \dot{z}_i \delta r_{qi} \delta \dot{r}_{qi}]$ ,  $Q_i^T = [x_{ci} y_{ci} z_{ci} \dot{x}_{ci} \dot{y}_{ci} \dot{z}_{ci}] \times \delta r_{qci} \delta \dot{r}_{qci}$  — векторы состояния объекта и НИСЗ.

Обозначим корреляционную матрицу погрешностей априорного знания вектора  $q_{pi}$  через  $K_{qpi0} = E[(q_{pi} - \hat{q}_{pi})(q_{pi} - \hat{q}_{pi})^T] = \begin{bmatrix} K_{q0i} & K_{qQ0i} \\ K_{qQ0i}^T & K_{Q0i} \end{bmatrix}$ , где  $K_{q0i} = E[(q_i - \hat{q}_i) \times (q_i - \hat{q}_i)^T]$ ,  $K_{qQ0i} = E[(q_i - \hat{q}_i)(Q_i - \hat{Q}_i)^T]$ ,  $K_{Q0i} = E[(Q_i - \hat{Q}_i)(Q_i - \hat{Q}_i)^T]$ .

Предполагая, что погрешности знания векторов состояния всех НИСЗ одинаковы, получаем следующие описания фильтра Калмана:

$$K_{pi} = \begin{bmatrix} K_{11i} \\ K_{21i} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (K_{q0i} - K_{qQ0i}) C_i^T N_i \\ (K_{qQ0i}^T - K_{Q0i}) C_i^T N_i \end{bmatrix}, \quad (15.10)$$

$$K_{qpi} = \begin{bmatrix} K_{qi} & K_{qQi} \\ K_{qQi}^T & K_{Qi} \end{bmatrix}, \quad (15.11)$$

где  $K_{11i}$ ,  $K_{21i}$  — коэффициенты усиления фильтра, предназначенные для коррекции собственно векторов  $\hat{q}_i$  и  $\hat{Q}_i$ ;

$$N_i = [C_i (K_{q0i} - K_{qQ0i} - K_{qQ0i} + K_{Q0i}) C_i^T + W_i]^{-1};$$

$$K_{qi} = (I - K_{11i} C_i) K_{q0i} (I - K_{11i} C_i)^T + K_{11i} C_i K_{qQ0i} (I - K_{11i} C_i)^T + (I - K_{11i} \times \\ \times C_i) K_{qQ0i} C_i^T K_{11i}^T + K_{11i} C_i K_{Q0i} C_i^T K_{11i}^T + K_{11i} W_i K_{11i}^T;$$

$$K_{qQi} = -(I - K_{11i} C_i) K_{q0i} C_i^T K_{21i}^T - K_{11i} C_i K_{qQ0i} C_i^T K_{21i}^T + \\ + (I - K_{11i} C_i) K_{qQ0i} (I + K_{21i} C_i)^T + K_{11i} C_i K_{Q0i} (I + K_{21i} C_i)^T + K_{11i} W_i K_{21i}^T;$$

$$K_{Qi} = K_{21i} C_i K_{q0i} C_i^T K_{21i}^T - (I + K_{21i} C_i) K_{qQ0i} C_i^T K_{21i}^T - K_{21i} C_i K_{qQ0i} (I + K_{21i} C_i) + \\ + (I + K_{21i} C_i) K_{Q0i} (I + K_{21i} C_i)^T + K_{21i} W_i K_{21i}^T;$$

Как видно, отличие выражений (15.10), (15.11) от (15.7), (15.5) состоит в учете погрешностей вектора состояния НИСЗ.

Отметим, что включение в число оцениваемых параметров компонентов векторов состояния НИСЗ может снизить влияние погрешностей его эфемерид только при их относительно больших значениях, но практически не дает выигрыша в точности навигационных определений при сравнительно точном эфемеридном обеспечении. Поэтому, учитывая погрешности эфемерид в навигационном алгоритме ради получения реальных оценок, можно исключить вектор  $Q_i$  из числа оцениваемых параметров, для чего достаточно положить в (15.10)  $K_{21i} = 0$ . Обработка измерений при этом производится, однако, с учетом погрешностей знания векторов состояния НИСЗ, которые задаются матрицей  $K_{Q0i}$ . Если погрешности положений и синхронизации генераторов различных НИСЗ не коррелированы между собой, то в формулах (15.8), (15.11) следует положить  $K_{qQ0i} = K_{qQi} = 0$ .

Таким образом совокупность выражений (15.6), (15.8), (15.10), (15.4), (15.11) описывает фильтр Калмана и позволяет по измеренным значениям квазидальностей и радиальных квазискоростей оценить с учетом погрешностей эфемерид пространственные координаты, составляющие скорости и поправки к фазе и частоте генератора П.

Изменив вид матриц  $C_i$  и  $W_i$ , можно перейти от дальномерно-доплеровского алгоритма к его модификациям, пригодным для обработки дальномерных или доплеровских измерений. Если при дальномерно-доплеровских измерениях

$$C_i = \begin{bmatrix} C_{ri} \\ C_{\dot{r}_i} \end{bmatrix}, \quad W_i = \begin{bmatrix} \sigma_{ri}^2 & r_{ri}^{\dot{r}_i} \sigma_{ri} \sigma_{\dot{r}_i} \\ r_{ri}^{\dot{r}_i} \sigma_{ri} \sigma_{\dot{r}_i} & \sigma_{\dot{r}_i}^2 \end{bmatrix},$$

где

$$C_{ri} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \tilde{r}_i}{\partial x} & \frac{\partial \tilde{r}_i}{\partial y} & \frac{\partial \tilde{r}_i}{\partial z} & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}_{(q=\hat{q}_i)},$$

$$C_{\dot{r}_i} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \tilde{r}_i}{\partial x} & \frac{\partial \tilde{r}_i}{\partial y} & \frac{\partial \tilde{r}_i}{\partial z} & \frac{\partial \tilde{r}_i}{\partial x} & \frac{\partial \tilde{r}_i}{\partial y} & \frac{\partial \tilde{r}_i}{\partial z} & 0 & 1 \end{bmatrix}_{(q=\hat{q}_i)},$$

$\sigma_{ri}$ ,  $\sigma_{\dot{r}_i}$  — среднеквадратические погрешности измерения квазидальности и радиальной квазискорости,  $r_{ri}^{\dot{r}_i}$  — коэффициент корреляции погрешностей измерений  $\tilde{r}_i$  и  $\dot{\tilde{r}}_i$ , то для обработки дальномерных измерений  $C_i = C_{ri}$ ,  $W_i = \sigma_{ri}^2$ , а для доплеровских  $C_i = C_{\dot{r}_i}$ ,  $W_i = \sigma_{\dot{r}_i}^2$ .

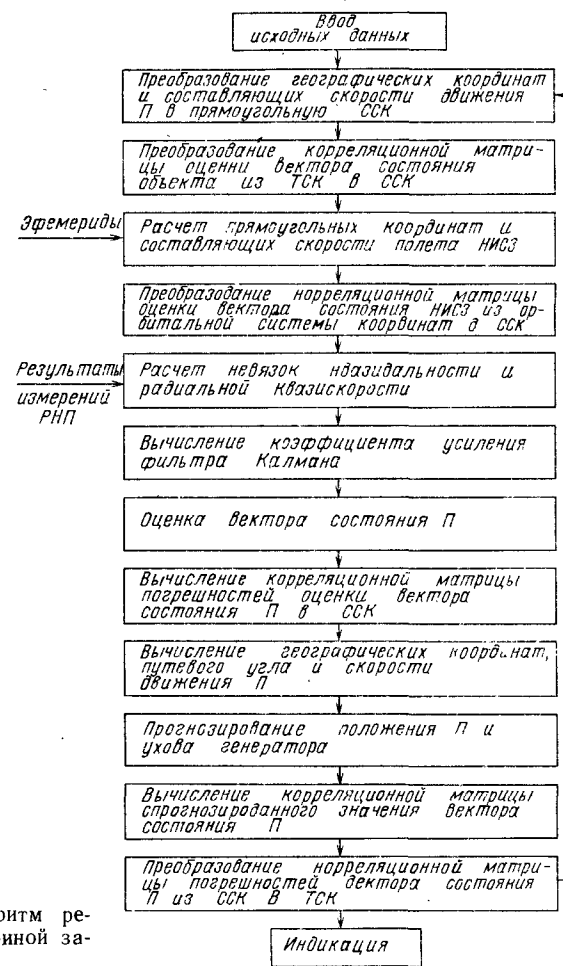


Рис. 15.1. Алгоритм решения навигационной задачи



Рассмотрим последовательность расчетов по рекуррентному дальномерно-доплеровскому алгоритму решения навигационной задачи (рис. 15.1). Исходными данными для решения навигационной задачи являются: априорные значения географических координат объекта ( $\varphi_0^*$ ,  $\lambda_0^*$ ,  $\rho_0^*$ ), горизонтальной и вертикальной составляющих скорости движения ( $v_{\varphi 0}^*$ ,  $v_{\rho 0}^*$ ), путевого угла  $\psi_0^*$  и поправок к фазе и частоте ( $\delta r_{\varphi 0}^*$ ,  $\delta r_{\rho 0}^*$ ) генератора П на момент времени  $t_0$ ; корреляционные матрицы  $K_{\varphi 0}^{TCK}$  и  $K_{\rho 0}^{OPB}$ , характеризующие погрешности априорного знания векторов состояния объекта и НИСЗ соответственно в топоцентрической и в орбитальной системах координат; матрица моментов второго порядка погрешностей измерения радионавигационных параметров  $W_i$ ; параметры, характеризующие маневренные характеристики П (например, дисперсии горизонтального и вертикального ускорений  $\sigma_{\dot{\varphi}}^2$ ,  $\sigma_{\dot{\rho}}^2$ , дисперсия скорости изменения путевого угла  $\sigma_{\dot{\psi}}^2$ , дисперсия отклонения частоты генератора П от номинального значения  $\sigma_f^2$  и величины, обратные постоянным временам маневра  $\alpha_{\dot{\varphi}}$ ,  $\alpha_{\dot{\rho}}$ ,  $\alpha_{\dot{\psi}}$  (см. § 13.3)).

Для  $i$ -го цикла обработки измерений после приема сигнала НИСЗ, измерения радионавигационных параметров и выделения эфемерид на основании априорных данных и принятой информации вычисляются для П и для НИСЗ их координаты и составляющие скорости в прямоугольной геоцентрической связанной системе координат (ССК)  $OXYZ$ , корреляционные матрицы  $K_{\varphi 0i}^{TCK}$  и  $K_{\rho 0i}^{OPB}$  преобразуются в ССК и рассчитываются невязки квазидальности  $\delta \tilde{r}_i$  и квазискорости  $\delta \tilde{v}_i$ . Последующая обработка производится согласно приведенному алгоритму. Если случайные процессы  $\{v_i, i=0, 1, \dots\}$  и  $\{w_i, i=0, 1, \dots\}$  не являются белыми, то алгоритм фильтра Калмана усложняется [52, 71, 116].

В блок индикации поступают координаты П и параметры его движения, поправки к фазе и частоте генератора П и корреляционная матрица погрешностей оценки параметров.

## 15.2. СПОСОБЫ УСТРАНЕНИЯ РАСХОДИМОСТИ ФИЛЬТРОВ КАЛМАНА

Рекуррентные методы фильтрации первоначально были разработаны для линейных систем, динамическая модель и статистические характеристики возмущений которых предполагались полностью известными. В такой постановке по мере увеличения числа обрабатываемых измерений рекуррентные фильтры обеспечивают все более высокую точность оценивания искомых параметров. Однако в реальных условиях при обработке дополнительных измерений фактические ошибки могут возрастать. Возможность такого неустойчивого (расходящегося) поведения фильтров при решении конкретных задач отмечалась в ряде работ [27, 34, 39,

50, 57, 88]. Можно заключить, что основными причинами расходимости являются: неточность математических моделей канала измерения и динамики П; неточность априорных статистических данных; погрешности вычислений на ЭВМ.

Разработка рекуррентных алгоритмов должна сопровождаться анализом условий, при которых обеспечивается сходимость фильтров, и при необходимости изысканием путей расширения области сходимости.

Методы устранения расходимости фильтров можно разделить на адаптивные и неадаптивные. Адаптивные методы обработки предусматривают оценку кроме вектора состояния П некоторых дополнительных параметров, компенсирующих влияние неточностей математических моделей и статистических данных [87, 102, 107]. Неадаптивные методы используют только априорную информацию и сводятся к различным модификациям структуры фильтров, позволяющим поддержать его коэффициент усиления на фиксированном уровне и тем самым обеспечить устойчивую работу.

Остановимся на некоторых способах предотвращения расходимости, представляющих наибольший интерес.

Одной из наиболее часто встречающихся причин расходимости рекуррентных фильтров является неточность задания модели канала измерения, обусловленная погрешностями линеаризации. При погрешностях линеаризации, соизмеримых с погрешностями измерений, использование линеаризованных зависимостей модели канала приводит к резкому ухудшению качества работы фильтра. Нелинейность функции измерения приводит к смещению оценки и снижению точности вычисления корреляционной матрицы погрешности оценки. Это проявляется тем острее, чем точнее измерительное устройство. Для ослабления влияния нелинейности функции измерения на сходимость процесса навигационных определений предложено искусственно увеличить априорную дисперсию измерений [27], которая определяется путем моделирования. Примеры решения конкретных задач показали целесообразность такого подхода [27, 50]. Другой подход состоит в вычислении по аналитическим формулам надлежащего увеличения дисперсии в функции от нелинейности измерений и корреляционной матрицы погрешности оценки. Фильтры, реализующие компенсацию смещения и увеличения дисперсии измерений, получили название гауссовских фильтров 2-го порядка [88]. Уравнения такого фильтра для решения навигационной задачи по результатам дальномерных измерений даны в § 15.3.

Наиболее простым методом, позволяющим компенсировать модельные ошибки динамики П, оказывается алгоритм компенсации шума состояния [102]. При использовании этого метода предполагается, что неучитываемые или неизвестные члены в уравнениях динамики П являются случайным процессом типа белого

шума. Метод косвенного учета погрешности модели, без повышения размерности фильтра [39], предусматривает введение членов, учитывающих влияние неопределяемых параметров. Примером подобного фильтра может быть фильтр, представленный в § 15.1, для которого в уравнении (15.10) принимается  $K_{21i} = 0$ . Обработка измерений при этом производится с учетом погрешностей априорного знания вектора состояния НИСЗ.

Еще один вариант «практически нерасходящегося» фильтра Калмана предложен в [57]. Для компенсации расхождения между реальной системой и ее моделью в алгоритм вводится взвешивание корреляционной матрицы погрешности оценки по прогрессивно уменьшающемуся числу. «Практически нерасходящийся» фильтр отличается от обычного фильтра Калмана только множителем  $S$ , входящим в правую часть уравнения (15.8), которое принимает вид

$$K_{q0(i+1)} = S \Phi_i K_{qi} \Phi_i^T + V_i. \quad (15.12)$$

Значение множителя  $S$  выбирается либо эмпирически [57], либо автоматически [137].

Одной из проблем, связанной с использованием метода фильтрации Калмана, является потеря значащих разрядов при вычислении корреляционной матрицы погрешности оценки вектора состояния П. После ряда последовательных вычислений элементы матрицы  $K_{q(i+1)}$  становятся малыми и, как правило, матрица перестает быть положительно определенной. Методом, обеспечивающим переход после каждого шага рекуррентного процесса к неотрицательно определенной матрице, выступает обобщенный метод, связанный с операцией извлечения квадратного корня из матрицы [34]. Фильтрация по Калману в сочетании с этим методом позволяет в два раза сократить требуемое число разрядов цифровой вычислительной машины. Формула для нахождения коэффициента усиления фильтра (15.7) принимает при этом вид

$$K_{i+1} = K_{q0(i+1)}^{1/2} B_{i+1} (I + B_{i+1}^T B_{i+1})^{-1} W_{i+1}^{-1/2}, \quad (15.13)$$

где  $B_{i+1}^{-1/2} = W_{i+1}^{-1/2} C_{i+1} K_{q0(i+1)}^{1/2}$ .

Объем вычислений при этом возрастает, однако при матрице состояния высокого порядка и небольшом количестве одновременных измерений позволяет понизить требуемое машинное время и память ЭВМ по сравнению с расчетами по формулам обычного метода с удвоенной точностью.

Другая модификация фильтра Калмана [39] основана на предположении, что погрешности округления являются независимыми, не оказывают влияния на измерения и полностью учитываются выражением

$$\hat{q}_{i+1} = \Phi_i \hat{q}_i + v_{q(i+1)}, \quad (15.14)$$

где  $v_{q(i+1)} = q_{i+1}^* \cdot 10^{-\alpha}$ ,  $\alpha$  — параметр, зависящий от разрядной сетки ЭВМ. При этом модификация фильтра сводится к добавлению в правой части уравнения (15.8) ковариационной матрицы

$$V_{qi} = 10^{-2\alpha} \begin{bmatrix} q_{1(i+1)}^2 & 0 \\ 0 & q_{m(i+1)}^2 \end{bmatrix},$$

компенсирующей погрешности округления.

### 15.3. РЕКУРРЕНТНЫЕ СООТНОШЕНИЯ ГАУССОВСКОГО ФИЛЬТРА 2-ГО ПОРЯДКА

Применительно к дальномерным СРНС неточность задания математической модели канала измерения может проявляться в том, что при определенных априорных погрешностях координат П пренебрежение нелинейностью в функции измерения дальности приводит к расходимости рекуррентного фильтра.

Рассмотрим рекуррентный метод решения навигационной задачи применительно к неподвижному П при нулевых погрешностях положений НИСЗ. При этих условиях уравнения фильтра Калмана (15.4) — (15.8) примут вид

$$\hat{q}_{i+1} = \hat{q}_i, \quad (15.15)$$

$$K_{q0(i+1)} = K_{qi}, \quad (15.16)$$

$$K_{i+1} = K_{q0(i+1)} C_{i+1}^T [C_{i+1} K_{q0(i+1)} C_{i+1}^T + \sigma_{\tilde{r}(i+1)}^2]^{-1}, \quad (15.17)$$

$$\hat{q}_{i+1}^* = \hat{q}_{i+1} + K_{i+1} [\tilde{r}_{n(i+1)} - \tilde{r}_{0(i+1)}(\hat{q}_{i+1}, \hat{Q}_{i+1})], \quad (15.18)$$

$$K_{q(i+1)} = [I - K_{i+1} C_{i+1}] K_{q0(i+1)}. \quad (15.19)$$

Одно из основных допущений, сделанное при выводе этих выражений, состояло в использовании линеаризованного уравнения канала измерения. Применение метода линеаризации правомерно только тогда, когда диапазон изменения аргументов навигационной функции достаточно мал. На практике это условие не всегда может выполняться; и тогда пренебрежение нелинейными членами разложения приводит к несоответствию между вычисленными значениями корреляционной матрицы  $K_{q(i+1)}$  и истинными погрешностями навигационных определений, что нарушает оптимальность обработки последующих результатов измерений и вызывает расходимость рекуррентных алгоритмов. Один из наиболее естественных способов сохранения оптимальности обработки состоит в учете при разложении нелинейной функции  $\tilde{r}(q_i, Q_i)$  в ряд Тейлора не только линейных, но и некоторых последующих членов разложения более высокого порядка:

$$\tilde{r}_i(\mathbf{q}_i, \mathbf{Q}_i) = \tilde{r}_i(\hat{\mathbf{q}}_i, \mathbf{Q}_i) + \mathbf{C}_i(\mathbf{q}_i - \hat{\mathbf{q}}_i) + 1/2(\mathbf{q}_i - \hat{\mathbf{q}}_i)^T \mathbf{J}_i(\mathbf{q}_i - \hat{\mathbf{q}}_i) \dots, \quad (15.20)$$

где  $\mathbf{J}_i = [\partial^2 \tilde{r}_i(\mathbf{q}_i, \mathbf{Q}_i) / \partial \mathbf{q} \partial \mathbf{q}]_{(\mathbf{q}=\hat{\mathbf{q}}_i)}$ .

Если в (15.20) сохранить члены разложения до квадратичного включительно, то условное математическое ожидание  $\hat{r}_i$  и априорное значение дисперсии  $\hat{\sigma}_{\tilde{r}_i}^2$  примут вид

$$\hat{r}_i = \tilde{r}_i(\hat{\mathbf{q}}_i, \mathbf{Q}_i) + 1/2 \text{Sp}[\mathbf{J}_i \mathbf{K}_{q0i}], \quad (15.21)$$

$$\hat{\sigma}_{\tilde{r}_i}^2 = \mathbf{C}_i \mathbf{K}_{q0i} \mathbf{C}_i^T + \sigma_{\tilde{r}_i}^2 + 1/2 \text{Sp}[\mathbf{J}_i \mathbf{K}_{q0i} \mathbf{J}_i \mathbf{K}_{q0i}], \quad (15.22)$$

где  $\text{Sp}[\cdot]$  — след матрицы. Последние члены в (15.21) и (15.22) представляют собой поправки на нелинейность функции.

Чтобы уравнения (15.15) — (15.19) можно было использовать для решения навигационной задачи, необходимо выполнение неравенства

$$\sigma_{\tilde{r}_i}^2 > 1/2 \text{Sp}[\mathbf{J}_i \mathbf{K}_{q0i} \mathbf{J}_i \mathbf{K}_{q0i}].$$

Если погрешности априорного знания координат места  $\Pi$  характеризуются матрицей

$$\mathbf{K}_{q0i} = \begin{bmatrix} \sigma_{xi}^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{yi}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{zi}^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{qi}^2 \end{bmatrix},$$

то для дальномерных СРНС

$$1/2 \text{Sp}[\mathbf{J}_i \mathbf{K}_{q0i} \mathbf{J}_i \mathbf{K}_{q0i}] < (\sigma_{xi}^2 + \sigma_{yi}^2 + \sigma_{zi}^2) / 2\tilde{r}_i^2.$$

Допустимая погрешность априорного знания координат места, при которой погрешности линеаризации не приводят к расхождению фильтра, зависит от дальности  $\Pi$  — НИСЗ (от высоты орбиты и положения  $\Pi$  относительно НИСЗ) и погрешностей навигационных измерений. Эта величина в первом приближении характеризует размеры области сходимости фильтра и при  $\sigma_x = \sigma_y = \sigma_z = \sigma_{cx}$  определяется из неравенства  $\sigma_{cx} < \sqrt{\sqrt{2}\tilde{r}_i\sigma_{\tilde{r}_i}/3}$ . При  $\sigma_{\tilde{r}_i} \approx 30$  м для РНС на стационарных орбитах  $\sigma_{cx} \leq 30$  км, а для систем, использующих НИСЗ с периодом обращения 6...8 ч,  $\sigma_{cx} \leq 20$  км.

Чтобы расширить область сходимости, можно учитывать квадратичную нелинейность путем введения соответствующего смещения и увеличения априорной дисперсии погрешностей на-

вигационных измерений согласно уравнениям (15.21), (15.22). Рекуррентные фильтры, учитывающие квадратичную нелинейность, называют гауссовскими фильтрами 2-го порядка [88]. Для обработки дальномерных измерений такой фильтр имеет вид

$$\hat{\mathbf{q}}_{i+1} = \hat{\mathbf{q}}_i^*, \quad \mathbf{K}_{q0(i+1)} = \mathbf{K}_{qi},$$

$$\mathbf{K}_{i+1} = \mathbf{K}_{q0(i+1)} \mathbf{C}_{i+1}^T [\mathbf{C}_{i+1} \mathbf{K}_{q0(i+1)} \mathbf{C}_{i+1}^T + \sigma_{\tilde{r}(i+1)}^2 + 1/2 \text{Sp}(\mathbf{J}_{i+1} \mathbf{K}_{q0(i+1)} \mathbf{J}_{i+1} \mathbf{K}_{q0(i+1)})]^{-1},$$

$$\hat{\mathbf{q}}_{i+1}^* = \hat{\mathbf{q}}_{i+1} + \mathbf{K}_{i+1} [\tilde{r}_{n(i+1)} - \tilde{r}_{0(i+1)}(\hat{\mathbf{q}}_{i+1}, \mathbf{Q}_{i+1}) - 1/2 \text{Sp}(\mathbf{J}_{i+1} \mathbf{K}_{q0(i+1)})],$$

$$\mathbf{K}_{q(i+1)} = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_{i+1} \mathbf{C}_{i+1}] \mathbf{K}_{q0(i+1)}.$$

Эти уравнения отличаются от обычно используемых уравнений (15.15) — (15.19) двумя слагаемыми, учитывающими погрешности линеаризации. По мере повышения точности навигационных определений добавочные слагаемые уменьшаются и гауссовский фильтр 2-го порядка преобразуется в фильтр Калмана.

#### 15.4. СРАВНЕНИЕ РЕКУРРЕНТНЫХ АЛГОРИТМОВ ПО РАЗМЕРАМ ОБЛАСТИ СХОДИМОСТИ

Область сходимости рекуррентных алгоритмов можно оценить по результатам моделирования навигационных определений. Способность фильтров обеспечить сходимость характеризуется отношением  $\sigma_{\Phi i} / \sigma_{\tilde{r} i}$ , где

$$\sigma_{\Phi i} = m^{-1/2} \sqrt{\sum_{j=1}^m (x_i - x)_j^2 + \sum_{j=1}^m (y_i - y)_j^2 + \sum_{j=1}^m (z_i - z)_j^2 + \sum_{j=1}^m (\delta r_{\Phi i} - \delta r_{\Phi})_j^2}$$

— суммарная среднеквадратическая погрешность, которая фактически обеспечивается в результате решения навигационной за-

дачи по выборкам измерений;  $\sigma_{\tilde{r} i} = m^{-1/2} \sqrt{\sum_{j=1}^m \text{Sp}[\mathbf{K}_{qi}]}$  —

мера теоретической точности, которая определяется корреляционной матрицей  $\mathbf{K}_{qi}$ .

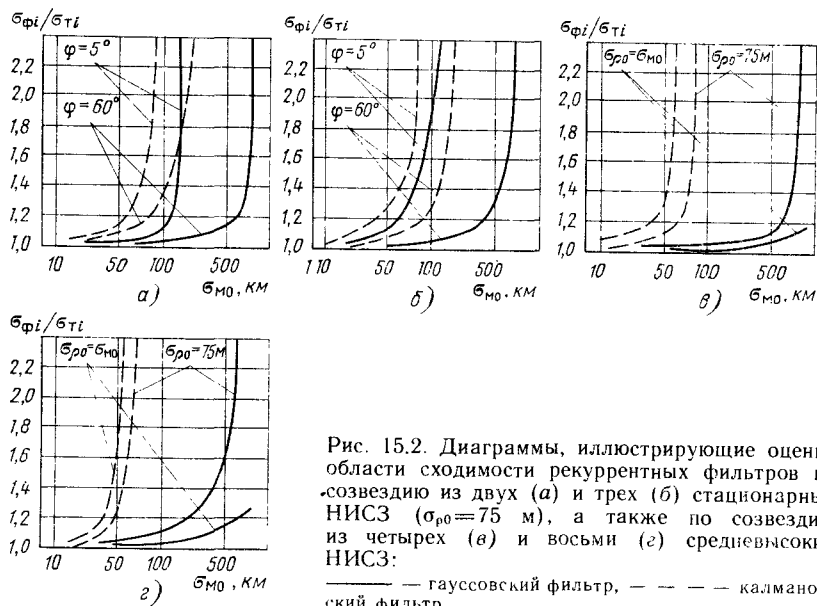
При достаточно большом числе выборок  $m$  фактическое среднеквадратическое отклонение  $\sigma_{\Phi i}$  должно стремиться к теоретическому значению  $\sigma_{\tilde{r} i}$ . Если  $\sigma_{\Phi i} \approx \sigma_{\tilde{r} i}$ , то алгоритм обеспечивает сходимость процессов навигационных определений и точность, соответствующую теоретическим расчетам.

Сравним области сходимости рекуррентных фильтров Калмана и гауссовского фильтра 2-го порядка для трех вариантов построения СРНС в предположении, что измеряемыми радионавигационными параметрами являются дальности или квазидальности. П неподвижный и погрешности знания положений НИСЗ равны нулю.

Навигационные определения моделировались по данным региональной РНС с использованием двух и трех стационарных НИСЗ, разнесенных на  $45^\circ$  вдоль орбиты, и по данным системы с использованием среднеорбитных НИСЗ. В первом случае П расположен на главном направлении системы на удалении от плоскости орбиты  $5$  и  $60^\circ$ , во втором — в точках, где обеспечивается обсервация по созвездиям из четырех и восьми НИСЗ.

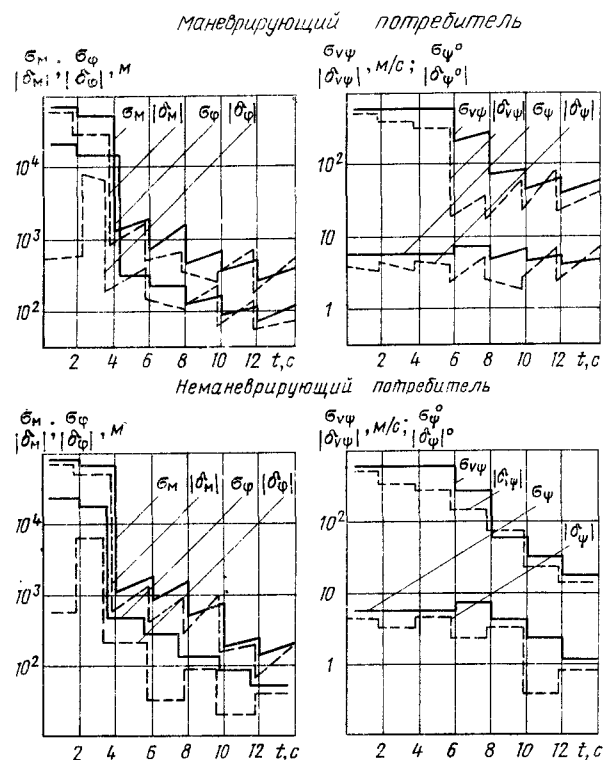
Оценка сходимости производилась при следующих данных: погрешность измерения дальности (квазидальности)  $30$  м, геоцентрическая высота положения П либо априорно известна с погрешностью  $\sigma_{p0} = 75$  м, либо определяется в результате решения навигационной задачи; при обработке данных от двух НИСЗ погрешность априорного знания разности фаз генераторов П и НИСЗ  $30$  м.

Погрешности навигационных измерений, погрешности априорного знания координат места, геоцентрической высоты и фазы генератора П моделировались с помощью датчиков случайных чисел.



На рис. 15.2 показаны зависимости  $\sigma_{\phi i} / \sigma_{t i}$  (после усреднения по 100 реализациям) от погрешности априорного знания координат места  $\sigma_{m0}$  при обработке измерений с использованием фильтра Калмана и гауссовского фильтра 2-го порядка. Если к алгоритму предъявляется требование обеспечить точность, близкую к теоретическим расчетам ( $\sigma_{\phi i} \approx 1,1 \sigma_{t i}$ ), то при обработке данных РНС, использующей средневысокие НИСЗ, область сходимости  $\sigma_{сх}$  составляет  $30 \dots 50$  км для линейного фильтра Калмана и  $100 \dots 500$  км для гауссовского фильтра 2-го порядка, при обработке данных региональной РНС, использующей три стационарных НИСЗ, области сходимости равны соответственно  $40 \dots 80$  и  $50 \dots 250$  км, при обработке данных от двух стационарных спутников  $50 \dots 60$  и  $100 \dots 450$  км.

При погрешностях априорного знания координат П, лежащих в области сходимости фильтров, рекуррентные алгоритмы могут использоваться и для навигационных определений динамического П. Так, на рис. 15.3 для гауссовского фильтра 2-го порядка пред-



ставлены результаты моделирования навигационных определений по созвездию из восьми средневысоких НИСЗ для неманеврирующего и маневрирующего П, летящих со скоростью 3600 км/ч. У маневрирующего П горизонтальная составляющая ускорения и скорость изменения путевого угла составляют  $10 \text{ м/с}^2$  и  $0,5^\circ/\text{с}$ . Штриховые линии на рис. 15.3 показывают зависимости во времени фактических погрешностей навигационных определений по месту  $\delta_m$ , скорости  $\delta_v$ , путевому углу  $\delta_\phi$  и по фазе  $\delta_\psi$ , которые являются абсолютной разностью между истинными значениями определяемых параметров и их оценками, полученными в процессе решения. Сплошные линии представляют зависимости во времени аналитических оценок точности, которые основываются на вычисленных значениях корреляционной матрицы.

Анализ результатов моделирования работы рекуррентного алгоритма определения координат места и параметров движения П позволяет заключить, что при принятых значениях погрешностей априорного знания вектора определяемых параметров обеспечивается сходимость навигационного процесса. Погрешности, основанные на вычисленных значениях корреляционной матрицы, отличаются не больше чем на 20...30 % от значений, полученных в результате моделирования. Как следовало ожидать, точность навигационных определений и время переходного процесса зависят от маневренных характеристик П. Это нетрудно установить из сравнения верхней и нижней пар графиков.

Таким образом, при использовании в дальномерной системе спутников с высотами орбит 10...36 тыс. км область сходимости линейного фильтра Калмана оценивается десятками километров. Область сходимости рекуррентного алгоритма решения навигационной задачи можно расширить до нескольких сотен километров при использовании гауссовского фильтра 2-го порядка.

## ГЛАВА 16

### СПОСОБЫ ОЦЕНКИ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ

#### 16.1. ПОКАЗАТЕЛИ ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ

Проблема оценки точности сама по себе представляет непростую задачу и оказывается предметом многочисленных исследований [2, 5, 70, 94, 101, 119, 129]. Как следует из изложенного в гл. 3, 13—15, в результате решения навигационной задачи в текущий момент времени  $t$  дается оценка вектора состояния  $\mathbf{q}(t)$  движущегося П. Компонентами этого вектора являются в общем случае пространственно-временные координаты определяющегося П, а также их производные. Оценка вектора состояния зависит от всей имеющейся к данному моменту информации: результатов

измерений, их статистических характеристик, сведений о маневренных свойствах П и статистических характеристик случайных возмущений, действующих на него.

Важнейшее место в задаче оценивания занимает апостериорная плотность распределения вероятностей  $\omega(\mathbf{q}/\mathbf{R})$ , которая характеризует степень знания вектора  $\mathbf{q}(t)$  после обработки измерений  $\mathbf{R}(t)$ . Если движение П описывается системой линейных уравнений, вектор измерений  $\mathbf{R}(t)$  линейно связан с вектором состояния П  $\mathbf{q}(t)$  и все случайные величины имеют гауссовское распределение, то  $\omega(\mathbf{q}/\mathbf{R})$  представляет собой многомерную нормальную плотность и полностью определяется математическим ожиданием  $\mathbf{q}^*(t) = \mathbf{E}[\mathbf{q}/\mathbf{R}]$  и корреляционной матрицей

$$\mathbf{K}_q(t) = \mathbf{E}\{[\mathbf{q}(t) - \mathbf{q}^*(t)][\mathbf{q}(t) - \mathbf{q}^*(t)]^T\}.$$

При невыполнении хотя бы одного из указанных условий такое представление условной плотности вероятностей будет приближенным. Большая часть встречающихся на практике динамических систем и каналов измерений относится к нелинейным. Используемый в этих случаях традиционный метод [52, 61], позволяющий определить  $\mathbf{q}^*(t)$  и  $\mathbf{K}_q(t)$ , состоит в линеаризации уравнений динамики П и канала измерений в малой окрестности текущих оценок, начиная с априорной, с последующим синтезом оптимального фильтра. Влияние ошибок линеаризации значительно ослабляется путем организации итерационного процесса. При синтезе фильтра для обработки результатов измерений стремятся к получению несмещенных оценок, для которых  $\mathbf{q}^*(t) = 0$ . В этих условиях исчерпывающую информацию о точностных характеристиках навигационных определений дает корреляционная матрица  $\mathbf{K}_q(t)$ . Зная эту матрицу, можно найти область пространства, где апостериорная плотность распределения вероятностей  $\omega(\mathbf{q}/\mathbf{R})$  не превышает некоторого наперед заданного значения. Уравнение для границы этой области есть уравнение эллипсоида.

Наиболее полные сведения о точностных свойствах радионавигационной системы дает поле ошибок, представляющее собой набор эллипсоидов, вероятность попадания в которые равна некоторой фиксированной величине. Когда определяются лишь две поверхностные координаты, эти эллипсоиды вырождаются в эллипсы и могут быть изображены на чертеже, как это сделано, например, в [5]. Использование таких полей эллипсов (а тем более эллипсоидов) практически затруднительно. Поэтому в [5] обосновывается возможность применения среднеквадратической ошибки (СКО) места ( $\sigma_m$ ) в качестве меры точности в двумерном случае, поскольку вероятность нахождения ошибки в круге радиуса  $\sigma_m$  составляет 63...68 % (в зависимости от соотношения осей эллипса) и 95 % в круге радиуса  $2\sigma_m$ . В рассмотренном двумерном варианте, как легко видеть,

$$\sigma_m^2 = \text{Sp}(\mathbf{K}_q), \quad (16.1)$$

и этот результат легко обобщается на пространственное определение координат [122], при котором выражение (16.1) остается в силе.

Следует, однако, отметить, что, поскольку с помощью СРНС в общем случае определяются разнохарактерные величины (координаты, составляющие скорости, поправки на шкале времени и скорости ее ухода), выражение (16.1) теряет смысл. В таких условиях возникает вопрос о возможности и способах использования корреляционной матрицы  $\mathbf{K}_q$  в качестве индикатора точностных свойств СРНС.

При решении практических задач навигации часто требуется вычислить погрешность определения некоторой величины  $\psi$ , зависящей от найденных компонентов вектора состояния П. При этом также требуется знать матрицу  $\mathbf{K}_q$  [10]:  $d\psi(\mathbf{q}) = \underline{\psi}_a^T \mathbf{K}_q \underline{\psi}_a$ , где  $d\psi(\mathbf{q})$  — дисперсия величины  $\psi$ ,

$$\underline{\psi}_a^T = \left\| \partial \psi / \partial q_1, \partial \psi / \partial q_2, \dots, \partial \psi / \partial q_m \right\|.$$

## 16.2. КОРРЕЛЯЦИОННАЯ МАТРИЦА ОШИБОК ОПРЕДЕЛЯЕМЫХ ПАРАМЕТРОВ

Оценку точности навигационных определений будем проводить в линейной постановке и в предположении, что результаты измерений обрабатываются по способу наименьших квадратов (см. § 3.2), а погрешности навигационных измерений распределены по многомерному гауссовскому закону с нулевым средним и матрицей моментов второго порядка  $\mathbf{K}_R$ . При сделанных допущениях точность способа наименьших квадратов при подходящем выборе весовых коэффициентов совпадает с точностью метода максимального правдоподобия [61], причем согласно § 14.2 корреляционная матрица ошибок определения параметров движения

$$\mathbf{K}_q = (\mathbf{C}^T \mathbf{P} \mathbf{C})^{-1} \mathbf{C}^T \mathbf{P} \mathbf{K}_R \mathbf{P} \mathbf{C} (\mathbf{C}^T \mathbf{P} \mathbf{C})^{-1},$$

где  $\mathbf{K}_R$  — корреляционная матрица погрешностей определения разности  $\mathbf{R}$  измеренного  $\mathbf{R}_n$  и расчетного  $\mathbf{R}_0$  значений навигационных параметров (НП);  $\mathbf{C}$  — матрица, характеризующая зависимость погрешности определения вектора состояния от вида измеряемого НП (дальность, радиальная скорость, угол и т. п.) и от взаимного расположения излучающих станций и П;  $\mathbf{P}$  — весовая матрица, выбираемая в зависимости от степени знания значений элементов матрицы погрешностей  $\mathbf{K}_R$ . Вектор оцениваемых параметров имеет наивысшую точность и совпадает с оценкой по критерию максимального правдоподобия, если положить  $\mathbf{P} = \mathbf{K}_R^{-1}$  [61].  $\mathbf{K}_q = (\mathbf{C}^T \mathbf{K}_R^{-1} \mathbf{C})^{-1}$ .

## 16.3. ИСТОЧНИКИ ОШИБОК НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ

Для анализа источников ошибок навигационных определений необходимо рассмотреть подробнее корреляционную матрицу  $\mathbf{K}_R$ . При отсутствии корреляции между  $\mathbf{R}_n$  и  $\mathbf{R}_0$ , а это практически всегда справедливо, можно записать, что

$$\mathbf{K}_R = \mathbf{K}_n + \mathbf{K}_0, \quad (16.2)$$

где  $\mathbf{K}_0$  — корреляционная матрица погрешностей расчета НП на моменты измерений. Погрешности измерения, определяющие значения элементов корреляционной матрицы  $\mathbf{K}_n$ , подразделяются на погрешности, связанные с работой передающих устройств, с распространением радиоволн и с обработкой сигналов на приемном конце. Если в СРНС используются ретрансляторы сигналов, то их погрешности также учитываются при определении значений элементов матрицы  $\mathbf{K}_n$ . Погрешности расчета НП, определяющие значения элементов корреляционной матрицы  $\mathbf{K}_0$ , обусловлены в первую очередь неточностью знания эфемерид.

**Источники погрешностей измерений.** Анализ статистических свойств каждой из составляющих погрешности измерения в СРНС посвящена обширная литература [6, 31, 33, 46, 47, 58, 64, 66, 75, 129]. Поэтому изложим лишь некоторые итоговые сведения, необходимые для ориентирования читателя и для получения количественных оценок, требующихся в дальнейшем для оценок точностных характеристик конкретных конфигураций сетей НИСЗ, приводимых в качестве примеров.

Наиболее существенная составляющая погрешности измерения, связанная с работой передающих устройств НИСЗ, вызывается недостаточно точной синхронизацией их излучений. Различают погрешности сверки и хранения шкал времени (см. гл. 11). При независимом способе синхронизации с НЦН эти погрешности можно рассматривать как случайные независимые для разных НИСЗ и как случайные сильнокоррелированные для одного и того же НИСЗ. Оценка погрешностей синхронизации излучений в СРНС «Навстар» дана в работе [142]: около 7 нс ( $1\sigma$ ) через 2 ч после сверки и около 40 нс ( $1\sigma$ ) через 24 ч после сверки. Погрешности, возникающие вследствие неполного знания условий распространения радиоволн, рассмотрены в гл. 5. Эти погрешности подразделяются на ионосферные, тропосферные и погрешности за счет многолучевости. Для компенсации этих погрешностей в аппаратуре П, как правило, предусматриваются различные способы ввода поправок. Случайное отклонение, характеризующее эффективность ввода поправок на распространение радиоволн, определяется погрешностью расчетных формул и отличием реальных условий распространения от принятых моделей. Оценки этих погрешностей при измерении квазидальности в системе «Навстар», работающей в дециметровом диапазоне, составляют 2...5 м [138,

139]. Источниками погрешностей измерений, возникающих при обработке сигналов на приемном конце навигационной радиолонии, являются: нелинейность фазовой характеристики приемного устройства, неполное согласование характеристик фильтрующих систем и динамических воздействий, шумы приемника, внешние помехи, дискретизация. Эти ошибки (см. гл. 7 и 8) подразделяются на систематические и флуктуационные.

Для анализа точностных свойств сетевых СРНС необходимо знать баланс погрешностей измерений. Приведем для примера баланс погрешностей измерения квазидальности применительно к системе «Навстар» [138, 139, 142]:

Синхронизация излучений	2,0 м (через 2 ч), 12,0 м (через 24 ч)
Распространение радиоволн	2,0...5,0 м
Обработка в приемнике	1,5...2,0 м
Итого	3,2...13,1 м

Элементы корреляционной матрицы  $K_n$  (см. гл. 14) зависят в общем случае от взаимного расположения источника навигационного сигнала и приемника. Однако при соответствующем выборе форм диаграмм направленности приемных и передающих антенн и моделей распространения радиоволн статистические характеристики измерения РНП можно считать практически не зависящими от взаимного расположения НИСЗ и П.

**Ошибки расчета навигационных параметров.** В первом приближении можно считать, что ошибки расчета НП связаны с точностью знания эфемерид  $\delta q_3$ . Если погрешности эфемерид невелики, то корреляционная матрица расчета НП может быть определена в виде

$$K_0 = C_p K_3 C_p^T, \quad (16.3)$$

где  $C_p^T = \|C_{p1}^T, C_{p2}^T, \dots, C_{pn}^T\|$  — матрица прогнозов,  $C_{pi} = \|\partial R_{0i}/\partial q_{31}, \partial R_{0i}/\partial q_{32}, \dots\|$ ,  $K_3$  — корреляционная матрица погрешностей эфемерид. Матрица  $K_0$  отличается от матрицы  $K_n$  тем, что ее элементы (16.3) зависят от взаимного расположения НИСЗ и П, и при анализе точностных свойств ССРНС это должно учитываться. Количественные данные об ошибках эфемерид НИСЗ системы «Навстар» [142] в орбитальной системе координат следующие:

Составляющие погрешности	Через 2 ч после коррекции	Через 24 ч после коррекции
Радиальная	0,8 м	1,7 м
Продольная	6,3 м	15,0 м
Поперечная	3,0 м	2,8 м

Чтобы воспользоваться значениями элементов матрицы  $C_p$ , когда погрешности эфемерид представлены в орбитальной систе-

ме координат, необходимо пересчитывать их сначала в геоцентрическую связанную систему координат по формулам, приведенным, например, в [70].

В ряде приложений при грубой оценке ожидаемых точностных характеристик ССРНС иногда игнорируют зависимость элементов матрицы  $K_0$  от взаимного расположения НИСЗ и потребителя. В этих случаях рассчитывают некое усредненное значение проекции ошибки эфемерид на направление, например, дальности НИСЗ — П. Данные о таких проекциях можно найти, например, в [142].

#### 16.4. ОТОБРАЖЕНИЕ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И ИНТЕГРАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ СРНС

Выражение (14.19) позволяет оценить точность определения НП в любой точке рабочей зоны СРНС с помощью корреляционной матрицы  $K_q$ , элементы которой зависят как от взаимного расположения НИСЗ и П, так и от вида выбранной рабочей системы координат. Нередко необходимо отобразить распределение ошибок навигационных определений в рабочей области СРНС, чтобы выявить, например, зоны повышенной и пониженной точности на этапе проектирования СРНС, сравнить по точностному критерию различные баллистические конфигурации систем и т. д.

Элементы матрицы  $K_q(t)$  характеризуют дисперсии ошибок определения пространственных координат, каждой из трех составляющих скорости, поправки к местной шкале времени и скорости ее ухода, а также корреляционные связи между каждой парой составляющих вектора состояния, таким образом в рассматриваемом случае  $K_q(t)$  — симметричная квадратная матрица размерности  $8 \times 8$ . Поскольку она является положительно определенной, то это позволяет в каждой точке зоны СРНС построить изменяющийся во времени 8-мерный эллипсоид рассеяния. Трудности подобного отображения состоят в многомерности и неопределенности получаемого поля ошибок, в изменении этого поля со временем, а также в различиях размерности вектора состояния  $q(t)$  для отдельных классов П. Традиционно наибольшее внимание при анализе радионавигационных систем уделяется точности определения координат П [2, 5], причем в качестве характеристики точности используется радиус круга (при определениях на поверхности Земли) или радиус сферы (при определениях в пространстве) ошибок места заданной вероятности. Зависимость указанного радиуса от вероятности через элементарные функции не выражается. Поэтому за меру точности принимают [122] СКО места. Вероятность попадания в круг указанного радиуса составит [5] 63...68 % в зависимости от соотношения длин полуосей соответствующего эллипса. Вероятность попадания в сферу соответ-

зующего радиуса при независимых и равных ошибках определения прямоугольных координат около 61 % [122].

В двумерном случае отображение точностных характеристик определения координат места приводит к кривым равных значений СКО на поверхности Земли. В трехмерном случае необходимо отображать ряд сечений зоны действия системы концентрическими сферами различных радиусов. При этом СКО места необходимо рассчитывать в правой топоцентрической системе координат (ТСК), ось абсцисс которой  $X_\varphi$  лежит в касательной плоскости к поверхности земного шара и направлена по параллели, ось ординат  $X_\lambda$  лежит в этой же плоскости и направлена по меридиану, ось аппликат  $X_p$  направлена по радиусу от центра Земли. Корреляционная матрица  $K_q(t)$  пересчитывается в ТСК по формуле  $K_{q\text{ТСК}} = A_K^T \Gamma_{KK} A_K$ , где

$$A_K = \begin{bmatrix} \cos\varphi \cos\lambda & \cos\varphi \sin\lambda & \sin\varphi \\ -\sin\lambda & \cos\lambda & 0 \\ \sin\varphi \cos\lambda & -\sin\varphi \sin\lambda & \cos\varphi \end{bmatrix}$$

— оператор преобразования координат из ССК в ТСК,  $\Gamma_{KK}$  — блок матрицы  $K_q$ , соответствующий погрешностям координат:

$$K_q = \begin{bmatrix} \Gamma_{KK} & \Gamma_{Kv} & \Gamma_{Kt} & \Gamma_{KF} \\ \Gamma_{Kv} & \Gamma_{vv} & \Gamma_{vt} & \Gamma_{vF} \\ \Gamma_{Kt} & \Gamma_{vt} & \Gamma_{tt} & \Gamma_{tF} \\ \Gamma_{KF} & \Gamma_{vF} & \Gamma_{tF} & \Gamma_{FF} \end{bmatrix}$$

Аналогично можно отобразить погрешности составляющих скорости  $P$ , определения поправок по времени и частоте. При таком подходе к отображению точностных характеристик теряется информация о корреляционных связях погрешностей координат, скорости и шкал времени. Тем не менее подобное отображение позволяет обозреть зоны повышенной и пониженной точности системы и дает представление о точностных возможностях СРНС. В СРНС картина распределения погрешностей меняется во времени, что приводит к необходимости построения кривых равной точности в различные моменты времени. Из сказанного ясно, что отображение точностных характеристик СРНС — весьма сложный и трудоемкий процесс, а наглядность его невелика, особенно при сравнительном анализе различных вариантов построения одной и той же системы. В последнем случае гораздо удобнее построить кривые распределения ошибок в зоне действия системы  $P(\sigma)$ . Эти кривые показывают, насколько велика вероятность того, что СКО определения места, скорости и поправок к шкале времени не превзойдут некоторого значения.

## ГЛАВА 17

### ВЫСОКОТОЧНОЕ СЛИЧЕНИЕ ШКАЛ ВРЕМЕНИ УДАЛЕННЫХ ПУНКТОВ ПО СИГНАЛАМ НИСЗ

#### 17.1. МЕТОДЫ синхронизации ШВ удаленных пунктов

Наиболее высоким уровнем эффективности использования различных РНС представляется создание единого радионавигационного поля, когда излучения всех источников навигационных сигналов синхронизированы. При этом информация, выделяемая при обработке сигналов любой из излучающих радиостанций, способна в соответствующей степени повысить точность и надежность навигационно-временных определений (см. гл. 12).

Задачу синхронизации ШВ сети стационарных и подвижных пунктов можно решить различными методами. Однако в последнее время в связи с созданием глобальных сетевых спутниковых РНС «Глонасс» и «Навстар» вновь привлечено внимание к способу синхронизации с использованием НИСЗ [84], что связано с ожидаемой высокой точностью при глобальной зоне обслуживания.

В каждом из пунктов синхронизируемой сети ШВ формируются метными преобразователями фазы и частоты высокостабильных генераторов, обеспечивающих прецизионное хранение начала и масштабов интервалов времени. Для поддержания высокой точности синхронизации ШВ различных пунктов необходимы периодическая сверка и взаимное сведение этих шкал. Чем ниже стабильность хранения и точность сверки ШВ, тем чаще должно осуществляться их сведение для обеспечения заданной точности синхронизации.

При использовании сигналов нескольких синхронизированных НИСЗ сверка ШВ сети пунктов производится обработкой результатов измерений времен прихода сигналов на эти пункты. Наиболее характерные алгоритмы обработки измерений базируются на использовании метода наименьших квадратов или рекуррентного фильтра Калмана, описанных соответственно в гл. 14 и 15. В зависимости от способа дальнейшего использования найденного временного рассогласования, определяемого функциональным назначением данного синхронизируемого пункта, возможны различные варианты сведения ШВ сети пунктов по сигналам СРНС.

Наиболее простой способ синхронизации заключается в независимой работе пунктов по НИСЗ ССРНС (рис. 17.1). При этом каждый из синхронизируемых пунктов ( $i$ -й, ...,  $j$ -й) независимо сверяет свою ШВ ( $t_{\text{шв}}$ ) с ШВ сети НИСЗ ( $t_{\text{нисз}}$ ), определяет поправку ( $\Delta t = t_{\text{нисз}} - t_{\text{шв}}$ ) и корректирует свою ШВ на размер этой поправки. Как видно из рис. 17.1, после проведения сеансов сверки в  $i$ -м и  $j$ -м пунктах ШВ каждого из пунктов оказываются привязанными к шкале времени  $t_{\text{нисз}}$ . Типичным примером по-



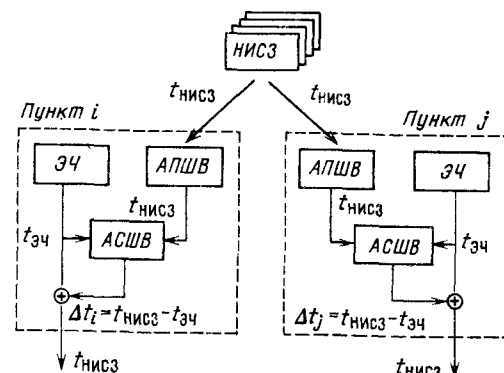


Рис. 17.1. Структурная схема синхронизации ШВ сети пунктов по сигналам СРНС: ЭЧ — эталон частоты; АПШВ — аппаратура приема шкал времени; АСШВ — аппаратура сверки шкал времени

добного способа синхронизации сети пунктов является использование для этого аппаратуры потребителей ССРНС.

Нередко возникает необходимость привязать ШВ некоторого  $i$ -го пункта не к ШВ НИСЗ, а к ШВ некоторого другого  $j$ -го пункта. В качестве примера можно привести сверку вторичного эталона частоты (ВЭЧ) и первичного эталона частоты (ПЭЧ). В этом случае сведение ШВ с помощью НИСЗ может быть осуществлено в соответствии со структурной схемой, изображенной на рис. 17.2. Каждый из пунктов определяет рассогласование своей ШВ относительно ШВ системы НИСЗ. Затем  $j$ -й пункт, где расположен ПЭЧ, передает информацию о рассогласовании ( $\Delta t_j = t_{\text{НИСЗ}} - t_{\text{ПЭЧ}}$ ) на  $i$ -й пункт, где расположен ВЭЧ. На этом последнем пункте в аппаратуре обработки сравниваются размеры рассогласования ( $t_{\text{НИСЗ}} - t_{\text{ПЭЧ}}$ ) и ( $t_{\text{НИСЗ}} - t_{\text{ВЭЧ}}$ ) и расхождение ШВ ПЭЧ и ВЭЧ определяется как их разность. При необходимости ШВ ВЭЧ кор-

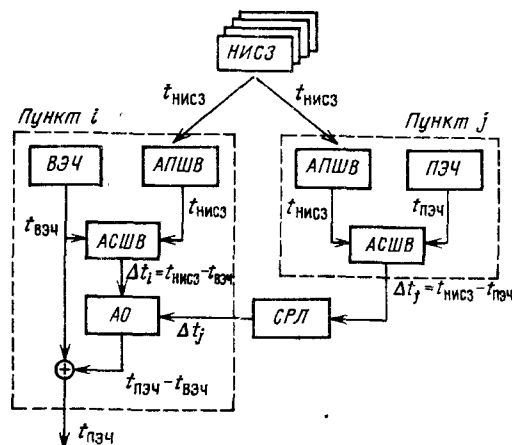


Рис. 17.2. Структурная схема сверки ШВ первичного и вторичного ЭЧ: СРЛ — связная радиоперехватная линия; АО — аппаратура обработки

ректируется. Для передачи информации о рассогласовании ( $\Delta t_j = t_{\text{НИСЗ}} - t_{\text{ПЭЧ}}$ ) на пункт, где расположен ВЭЧ, допустимо использовать любую связную радиоперехватную линию, которая может быть узкополосной, поскольку данная информация медленно изменяется и легко преобразуется в цифровую форму. Если информация о ШВ ПЭЧ необходима широкому кругу потребителей, то она может быть передана им через НИСЗ.

## 17.2. ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ СВЕРКИ ШВ УДАЛЕННЫХ ПУНКТОВ ПО ВЫБОРКЕ ОДНОВРЕМЕННЫХ ПСЕВДОДАЛЬНОМЕРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Основными источниками погрешностей сверки ШВ по сигналам ССРНС являются:

погрешности знания векторов состояния НИСЗ, которые обусловлены погрешностями эфемеридного и частотно-временного обеспечения НИСЗ;

погрешности измерения времени прихода радионавигационных сигналов, которые складываются из погрешностей калибровки, шумовых и динамических погрешностей измерителя РНП, погрешностей из-за условия распространения радиоволн и прочих составляющих;

погрешности знания векторов состояния синхронизируемых пунктов, которые в рассматриваемом случае определяются погрешностями задания координат пунктов.

При анализе точности сверки ШВ по сигналам ССРНС необходимо учитывать корреляцию погрешностей определения поправок к ШВ различных пунктов, вызванную воздействием одних и тех же возмущающих факторов. Для этого необходимо знать коэффициенты корреляции различных составляющих погрешности для каждого из пунктов и коэффициенты взаимной корреляции для различных пунктов. Точно знать эти коэффициенты практически невозможно, поэтому при оценке точности приходится задаваться теми или иными гипотезами относительно их значений. Целесообразно рассмотреть крайние случаи, когда коэффициенты корреляции погрешностей знания векторов состояния НИСЗ и погрешностей измерителя (кроме погрешностей калибровки) радионавигационных параметров равны либо нулю (независимые погрешности), либо единице (систематические погрешности). При этом учитывается, что коэффициент корреляции погрешностей калибровки для каждого измерителя равен единице, а коэффициент взаимной корреляции для различных измерителей — нулю.

Поправка к ШВ  $j$ -го пункта, координаты которого неизвестны, определяется по результатам измерений задержек  $\tau_{ji}$  ( $i = 1, 2, \dots, n$ ) принимаемых сигналов НИСЗ относительно ШВ этого пункта решением линеаризованной системы уравнений невязок квазидальностей  $r_{ji} = c\tau_{ji}$  ( $c$  — скорость света):

$$\delta \tilde{r}_{ji} = C_{ji} \delta q_j - C_{ji} A_i \delta q_i + \eta_j + \xi_{ji}, \quad i = 1, \dots, n, \quad (17.1)$$

где  $C_{ji}$  — матрица наблюдений,  $\delta q_j$  — вектор оцениваемых параметров (прямоугольные геоцентрические координаты пункта и поправка к ШВ  $\delta t_j$ ),  $\delta q_i$  — вектор погрешностей состояния НИСЗ (погрешности временного и эфемеридного обеспечения в орбитальной системе координат),  $A_i$  — оператор преобразования из орбитальной в геоцентрическую систему координат,  $\eta_j$  — погрешность калибровки приемоизмерительного тракта,  $\xi_{ji}$  — погрешности измерителя РНП.

Включение координат  $j$ -го пункта в вектор оцениваемых параметров позволяет в общем случае решить навигационно-временную задачу, т. е. определить координаты и поправки к ШВ пункта.

Смещение шкалы  $g$ -го пункта, работающего по тому же созвездию НИСЗ, что и  $j$ -й пункт, определяется аналогично. Сдвиг шкалы  $j$ -го пункта относительно шкалы  $g$ -го пункта ( $\Delta t_{jg}$ ) вычисляется по формуле

$$\Delta t_{jg} = \delta t_j - \delta t_g. \quad (17.2)$$

При оценке точности взаимной синхронизации двух пунктов  $j$  и  $g$  будем считать, что по измерениям  $\tau_{ji}$  и  $\tau_{gi}$  методом наименьших квадратов определяется суммарный вектор  $[\delta q_j \delta q_g^T]$ , причем погрешности измерений РНП распределены по гауссовскому закону. Если весовая матрица есть  $\sigma_\xi^{-2} I$ , где  $\sigma_\xi^2$  — дисперсия погрешностей измерителя,  $I$  — единичная матрица размером  $[2n \times 2n]$ , то можно показать, что корреляционная матрица погрешностей суммарного вектора примет вид

$$K = K_0 \left[ \begin{array}{cc} (1-r) \sigma_\xi^{-2} \sum_{i=1}^n C_{ji}^T C_{ji} + \bar{K}_j^{-1} & 0 \\ 0 & (1-r) \sigma_\xi^{-2} \sum_{i=1}^n C_{gi}^T C_{gi} + \bar{K}_g^{-1} \end{array} \right] +$$

$$+ r \sigma_\xi^{-2} \left[ \begin{array}{cc} \left( \sum_{i=1}^n C_{ji}^T \right) \left( \sum_{i=1}^n C_{ji} \right) & \left( \sum_{i=1}^n C_{ji}^T \right) \left( \sum_{i=1}^n C_{gi} \right) \\ \left( \sum_{i=1}^n C_{gi}^T \right) \left( \sum_{i=1}^n C_{ji} \right) & \left( \sum_{i=1}^n C_{gi}^T \right) \left( \sum_{i=1}^n C_{gi} \right) \end{array} \right] +$$

$$+ \sigma_\eta^2 \sigma_\xi^{-2} \left[ \begin{array}{cc} \left( \sum_{i=1}^n C_{ji}^T \right) \left( \sum_{i=1}^n C_{ji} \right) & 0 \\ 0 & \left( \sum_{i=1}^n C_{gi}^T \right) \left( \sum_{i=1}^n C_{gi} \right) \end{array} \right] +$$

$$+ (1-r_s) \sigma_\xi^{-2} \left[ \begin{array}{cc} \sum_{i=1}^n C_{ji}^T C_{ji} A_i \bar{K}_s A_i^T C_{ji}^T C_{ji} & \sum_{i=1}^n C_{ji}^T C_{ji} A_i \bar{K}_s A_i^T C_{gi}^T C_{gi} \\ \sum_{i=1}^n C_{gi}^T C_{gi} A_i \bar{K}_s A_i^T C_{ji}^T C_{ji} & \sum_{i=1}^n C_{gi}^T C_{gi} A_i \bar{K}_s A_i^T C_{gi}^T C_{gi} \end{array} \right] +$$

$$+ r_s \sigma_\xi^{-2} \left[ \begin{array}{cc} \left( \sum_{i=1}^n C_{ji}^T C_{ji} A_i \right) \bar{K}_s \left( \sum_{i=1}^n A_i^T C_{ji}^T C_{ji} \right) & \left( \sum_{i=1}^n C_{ji}^T C_{ji} A_i \right) \bar{K}_s \left( \sum_{i=1}^n A_i^T C_{gi}^T C_{gi} \right) \\ \left( \sum_{i=1}^n C_{gi}^T C_{gi} A_i \right) \bar{K}_s \left( \sum_{i=1}^n A_i^T C_{ji}^T C_{ji} \right) & \left( \sum_{i=1}^n C_{gi}^T C_{gi} A_i \right) \bar{K}_s \left( \sum_{i=1}^n A_i^T C_{gi}^T C_{gi} \right) \end{array} \right] \cdot K_0, \quad (17.3)$$

$$K_0 = \begin{bmatrix} \sigma_\xi^{-2} \sum_{i=1}^n C_{ji}^T C_{ji} + \bar{K}_j^{-1} & 0 \\ 0 & \sigma_\xi^{-2} \sum_{i=1}^n C_{gi}^T C_{gi} + \bar{K}_g^{-1} \end{bmatrix},$$

где

$\bar{K}_j, \bar{K}_g, \bar{K}_s$  — корреляционные матрицы погрешностей априорного знания векторов состояния пунктов и НИСЗ;  $r$  — коэффициент корреляции погрешностей измерителя;  $r_s$  — коэффициент корреляции погрешностей априорного знания векторов состояния НИСЗ;  $\sigma_\eta^2$  — дисперсия погрешностей калибровки измерителя РНП. Если представить выражение (17.2) в виде

$$\Delta t_{jg} = N \begin{bmatrix} \delta q_j \\ \delta q_g \end{bmatrix}, \quad (17.4)$$

где  $N = \{0001000 - 1\}$ , то среднеквадратическую погрешность определения сдвига шкалы времени  $j$ -го пункта относительно шкалы  $g$ -го пункта можно вычислить по формуле

$$\sigma_{\Delta t_{jg}} = \sqrt{NKN^T}. \quad (17.5)$$

Для анализа точностных характеристик (17.5) целесообразно выразить через соответствующие геометрические факторы:

$$\sigma_{\Delta t_{jg}} = \sqrt{\Gamma_{\xi}^2 \sigma_\xi^2 + \Gamma_{\eta}^2 \sigma_\eta^2 + \Gamma_{rs(\sigma_k; \sigma_j; \sigma_m; \sigma_{\delta t})}^2 \sigma_k^2},$$

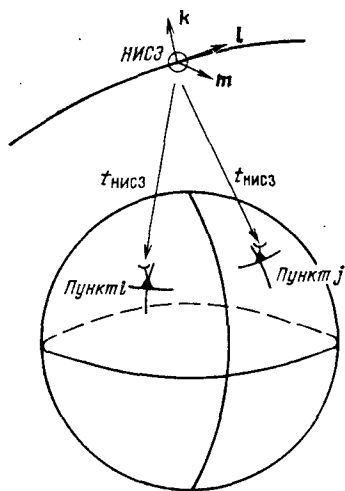


Рис. 17.3. Геометрия сеанса сверки ШВ по одному НИСЗ

Можно показать, что если ШВ сверяются по разным созвездиям и погрешности измерений на  $j$ -м пункте не коррелированы с погрешностями измерений  $g$ -го пункта (независимая сверка), то  $\sigma_{\Delta t_{ig}}^2$  равна сумме дисперсий определения поправок на каждом из пунктов. Если же измерение на пунктах производится одновременно и по одному и тому же созвездию, то часть погрешностей взаимно компенсируется подобно тому, как это имеет место при работе по РНС в дифференциальном режиме (см. гл. 20).

Диапазоны изменения геометрических факторов при относительной сверке ШВ двух пунктов, разнесенных примерно на 2600 км, по данным ССРНС «Навстар» представлены в табл. 17.1.

Анализ приведенных в таблице результатов показывает, что значения геометрических факторов  $\Gamma_{\xi 0}$ ,  $\Gamma_0$ ,  $\Gamma_1$  при сверке ШВ пунктов с известными координатами в 3...5 раз меньше, чем при сверке ШВ пунктов с неизвестными координатами. Коэффициент корреляции погрешностей знания векторов состояния НИСЗ практически не сказывается на точности относительной сверки

Таблица 17.1

Диапазоны изменения геометрических факторов

Геометрические факторы	Априорная информация	
	при известных координатах пунктов	при неизвестных координатах пунктов
$\Gamma_{\xi 0}$	0,5...0,7	1,5...3,7
$\Gamma_{\xi 1}$	0	0
$\Gamma_{\eta}$	$\sqrt{2}$	$\sqrt{2}$
$\Gamma_0$	0,13...0,20	0,5...1,3
$\Gamma_1$	0,11...0,33	0,4...1,3

где  $\Gamma_{\xi r}$ ,  $\Gamma_{\eta}$ ,  $\Gamma_{rs}(\sigma_k; \sigma_l; \sigma_m; \sigma_{\delta t})$  — геометрические факторы, характеризующие влияние погрешностей измерителей, калибровки и априорного знания векторов состояния НИСЗ на точность определения сдвига ШВ  $j$ -го пункта относительно ШВ  $g$ -го пункта;  $\sigma_k; \sigma_l; \sigma_m; \sigma_{\delta t}$  — отношение составляющих погрешностей эфемеридного (направленные по радиус-вектору  $k$ , вдоль орбиты  $l$ , по бинормали  $m$ , как показано на рис. 17.3) и временного обеспечения НИСЗ.

ШВ пунктов. Выигрыш в точности зависит от соотношения систематических и независимых составляющих погрешности временных определений.

Отличительной особенностью сверки ШВ пунктов с известными координатами является возможность работы лишь по одному НИСЗ. Выражение для  $\sigma_{\Delta t_{ig}}$  при этом существенно упрощается. Если ось  $OX$  геоцентрической системы координат развернуть так, чтобы она проходила через НИСЗ, а ось  $OY$  совпадала с плоскостью орбит, то при  $n=1$  (17.5) примет вид

$$\sigma_{\Delta t_{ig}} = \sqrt{2(1-r)\sigma_{\xi}^2 + 2\sigma_{\eta}^2 + (\cos\alpha_g - \cos\alpha_k)^2\sigma_k^2 + (\cos\beta_j - \cos\beta_g)^2\sigma_l^2 + (\cos\gamma_j - \cos\gamma_g)^2\sigma_m^2}, \quad (17.6)$$

где  $\cos\alpha$ ,  $\cos\beta$ ,  $\cos\gamma$  — направляющие косинусы координатных углов с пункта на НИСЗ.

Из (17.6) следует, что вклад отдельных составляющих погрешностей эфемерид в погрешность сверки ШВ пунктов зависит от взаимного расположения НИСЗ и синхронизируемых пунктов. Если НИСЗ равноудален от пунктов (симметричное расположение пунктов), то коэффициент при  $\sigma_k$  в (17.6) обращается в нуль, т. е. погрешность эфемеридного обеспечения по высоте не влияет на точность сверки. Аналогично при симметричном расположении пунктов относительно плоскости орбиты компенсируется составляющая погрешности эфемерид вдоль орбиты, а при симметричном расположении пунктов по одну сторону от орбиты компенсируется бинормальная составляющая погрешностей эфемерид. Таким образом, за счет правильного (симметричного) выбора НИСЗ при относительном способе сверки ШВ можно компенсировать две составляющие эфемеридной погрешности, включая высотную.

### 17.3. ПОТЕНЦИАЛЬНАЯ ТОЧНОСТЬ СВЕРКИ ШВ ПУНКТА С ИЗВЕСТНЫМИ КООРДИНАТАМИ ПО ДАННЫМ ПСЕВДОДАЛЬНОМЕРНЫХ И РАДИАЛЬНЫХ ПСЕВДОСКОРОСТНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

Сверка ШВ по данным ССРНС сводится к оценке расхождений ШВ и частот хранителей времени пункта и НИСЗ по результатам псевдодальномерных и псевдодальномерно-псевдодоплеровских (радиальных псевдоскоростных) измерений. Временную задачу можно решать по выборке либо фиксированного, либо нарастающего объема измерений. Выражение для оценки точности в наиболее полном виде было представлено в § 17.2. Здесь же рассмотрим более детально влияние лишь случайных погрешностей измерителя РНП на точность временных определений, ха-

рактизирующих потенциальную точность сверки ШВ пункта с известными координатами.

Характер случайных погрешностей измерения РНП зависит от построения аппаратуры, и в частности от числа каналов измерителя. Если число каналов равно числу НИСЗ, используемых для решения временной задачи, и в каждом канале ведется непрерывное слежение за сигналами одного НИСЗ, то погрешности двух результатов соседних измерений значений доплеровской частоты коррелированы с коэффициентом корреляции, равным  $-0,5$  [159]. Однако если измерение РНП для компенсации влияния ионосферы производится на двух частотах путем периодического переключения каналов с несущей частоты  $f_1$  на частоту  $f_2$ , то даже в многоканальной аппаратуре погрешности доплеровских измерений становятся некоррелированными.

Для решения временной задачи по нескольким НИСЗ можно использовать и одноканальную аппаратуру; при этом радионавигационные сигналы различных КА обрабатываются последовательно во времени и погрешности доплеровских измерений оказываются также некоррелированными.

Так как дальномерные и доплеровские измерения независимые, то выражение для корреляционной матрицы погрешностей частотно-временных определений, обусловленной погрешностями дальномерно-доплеровских измерений, можно представить в виде

$$\Gamma_0 = (C_r^T W_r^{-1} C_r + C_f^T W_f^{-1} C_f)^{-1}, \quad (17.7)$$

где  $C_r$ ,  $C_f$  — матрицы соответственно дальномерных и доплеровских наблюдений размерностью  $[n \times 2]$ ;  $W_r$ ,  $W_f$  — корреляционные матрицы погрешностей дальномерных и доплеровских измерений размерностью  $[n \times n]$ .

Пусть для простоты оценка производится для середины интервала наблюдения, тогда для линейной модели ухода шкалы времени матрицы

$$C_r^T = \begin{bmatrix} 1 & \dots & 1 & 1 & 1 & \dots & 1 \\ -\frac{n-1}{2} \Delta t & \dots & -\Delta t & 0 & \Delta t & \dots & \frac{n-1}{2} \Delta t \end{bmatrix},$$

$$C_f^T = \begin{bmatrix} 0 & \dots & 0 \\ 1 & \dots & 1 \end{bmatrix}. \quad (17.8)$$

Подставляя (17.8) в (17.7), получаем

$$\Gamma_0 = \begin{bmatrix} \sigma_{\delta t_0}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{\delta f_0}^2 \end{bmatrix}, \quad (17.9)$$

где

$$\sigma_{\delta t_0}^2 = \sigma_r^2 / n, \quad \text{при некоррелированных доплеровских измерениях,}$$

$$\sigma_{\delta t_0}^2 = \begin{cases} \frac{12\sigma_r^2 \sigma_f^2}{n[(n^2 - 1)\Delta t^2 \sigma_f^2 + 12\sigma_r^2]} & \text{при коэффициенте корреляции соседних доплеровских измерений — 0,5;} \\ \frac{12\sigma_r^2 \sigma_f^2}{n(n+1)[(n-1)\Delta t^2 \sigma_f^2 + 2(n+2)\sigma_r^2]} \end{cases}$$

$\sigma_r$ ,  $\sigma_f$  — среднеквадратические погрешности измерений дальности и скорости изменения дальности.

Полученные соотношения позволяют достаточно просто оценить точность определения частотно-временных поправок к ШВ пункта при обработке данных ССРНС. Наиболее высокая точность сверки ШВ пунктов достигается при совместной обработке дальномерных и доплеровских коррелированных измерений, выигрыш зависит от соотношения величин  $\sigma_f \Delta t$  и  $\sigma_r$  и интервала наблюдения. Для ССРНС «Навстар» при шаге измерений 1 с для достижения точности сверки ШВ около 1 нс требуется продолжительность сеанса не менее 20 с при работе по коду P (шумовые погрешности  $\sigma_r = 1$  м,  $\sigma_f = 0,05$  м/с) и не менее 15 мин при работе по коду C/A ( $\sigma_r = 10$  м,  $\sigma_f = 0,1$  м/с). Реальная же точность сверки ШВ может достичь 25...50 нс.

## ГЛАВА 18

### ТОЧНОСТЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ПРИ ОДНОМОМЕНТНЫХ ИЗМЕРЕНИЯХ ПО ЭЛЕМЕНТАРНОМУ СОЗВЕЗДИЮ НИСЗ

#### 18.1. ЭЛЕМЕНТАРНЫЕ СОЗВЕЗДИЯ

В сетевых СРНС для навигационных определений используются одновременные измерения относительно нескольких разнесенных в пространстве НИСЗ. Например, в системе «Глонасс» в зоне радиовидимости определяющегося объекта в зависимости от его географического положения, геоцентрической высоты и ширины диаграммы направленности одновременно находятся четыре или более НИСЗ. Выявление общих закономерностей для точностных характеристик таких систем целесообразно начинать с изучения более простых конфигураций созвездий НИСЗ, так называемых элементарных созвездий. Это позволяет более наглядно и просто выявить многие общие закономерности, справедливые и для сложных сетей НИСЗ, и ряд ограничений, накладываемых на выбор рабочих созвездий НИСЗ из более сложных сетей при различных видах навигационных параметров. Под элементарным

Таблица 18.1

Число НИСЗ в элементарном созвездии в зависимости от вида определяемых параметров

Координаты	Навигационный параметр					
	$r$	$r\dot{r}$	$\Delta r$	$\ddot{r}$	$\dot{r}$	$\ddot{r}$
Поверхностные	2	1	3	3	2	3
Пространственные	3	2	4	4	3	4

будем понимать такое созвездие НИСЗ, в которое входит минимальное число НИСЗ, необходимое для решения навигационной задачи на базе обработки одномоментных измерений РНП. Состав элементарного созвездия зависит как от числа определяемых параметров движения, так и от вида измеряемого НП. Если, например, П необходимо по одновременно измеренным дальностям определить поверхностные географические координаты ( $\varphi$ ,  $\lambda$ ), то элементарное созвездие образует два НИСЗ (табл. 18.1). Таким образом, П, работающий по элементарному созвездию, не имеет избыточной информации при решении навигационной задачи (см. алгоритмы гл. 14).

В ССРСН, использующих НИСЗ на высоких орбитах, измерения радиальной скорости несут мало информации о координатах П (см. § 18.5). Поэтому интерес представляют различные модификации дальномерных методов определения координат, при которых элементарные созвездия состоят из двух—четырёх НИСЗ.

## 18.2. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ФАКТОРЫ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ ПОВЕРХНОСТНЫХ КООРДИНАТ ПО ЭЛЕМЕНТАРНОМУ СОЗВЕЗДИЮ ИЗ ДВУХ НИСЗ

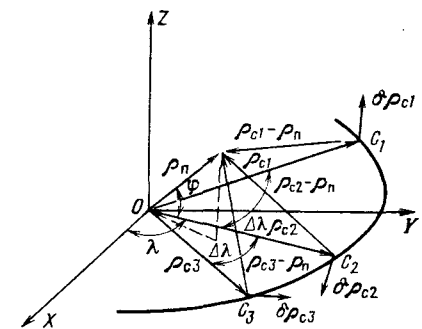
При измерении дальностей  $r_1$  и  $r_2$  до НИСЗ  $C_1$  и  $C_2$  и известном расстоянии до центра Земли  $\rho_n$  вектор положения объекта  $\mathbf{q}$  определяется из следующих соотношений:

$$r_1 = |\underline{\rho}_{c1} - \underline{\rho}_n|; \quad r_2 = |\underline{\rho}_{c2} - \underline{\rho}_n|; \quad \rho_n = |\underline{\rho}_n|, \quad (18.1)$$

где  $\underline{\rho}_{c1}$ ,  $\underline{\rho}_{c2}$  — векторы положения НИСЗ  $C_1$  и  $C_2$  (рис. 18.1).

Для оценки влияния различных источников погрешностей на точность определения поверхностных координат необходимо найти полные дифференциалы левых частей уравнений (18.1), считая переменными как определяемые координаты П, так и координаты НИСЗ, затем заменить дифференциалы приращениями и решить полученные уравнения относительно составляющих ошибки места П. Выполнение указанных несложных операций приводит к системе линейных уравнений, связывающих погрешности определения координат П с погрешностями измерения дальностей  $r_1$  и  $r_2$  до НИСЗ, с погрешностью знания расстояния до центра Земли (по

Рис. 18.1. Расположение потребителя и НИСЗ



существу, высоты от поверхности Земли) и с составляющими погрешности эфемерид спутников  $C_1$  и  $C_2$ . Если погрешности измерений дальности, расчета эфемерид и знания высоты являются случайными величинами, то характеристики погрешностей определения координат легко получить на основании известных правил нахождения параметров распределения суммы случайных величин. Прделав все указанные операции, можно установить, что при нулевых математических ожиданиях исходных погрешностей дисперсия ошибки места определяется суммой дисперсий исходных погрешностей, причем каждая из этих дисперсий умножается на квадрат некоторого положительного числа, называемого геометрическим фактором ГФ (см. § 3.3, 18.4).

Выражения для ГФ в общем виде достаточно громоздки. В частном случае, если дисперсии погрешностей измерения дальностей до двух НИСЗ одинаковы ( $\sigma_{r1} = \sigma_{r2} = \sigma_r$ ), дисперсии одноименных составляющих погрешностей расчета эфемерид обоих НИСЗ равны между собой, погрешности измерений, расчета эфемерид и знания высоты попарно некоррелированы, а П находится на главном направлении (в плоскости, все точки которой равноудалены от обоих НИСЗ, т. е.  $r_1 = r_2$ ), то выражения для ГФ упрощаются:

$$\Gamma_{гн}^0 = 2^{-0.5} \rho_c^{-1} D (\text{cosec}^2 0,5\Delta\lambda + \text{cosec}^2 \varphi \sec^2 0,5\Delta\lambda)^{0.5}, \quad \Gamma_{гн}^1 = \rho_c^{-1} D |\text{cosec} \varphi \sec 0,5\Delta\lambda|,$$

$$\Gamma_{гп}^0 = |\rho_c^{-1} \rho_n \text{cosec} \varphi \sec 0,5\Delta\lambda - \text{ctg} \varphi|, \quad \Gamma_{гп}^1 = \rho_c D^{-1} |1 - \rho_n \rho_c^{-1} \cos \varphi \cos 0,5\Delta\lambda| \Gamma_{гн}^0,$$

$$\Gamma_{гн}^0 = \rho_n D^{-1} \cos \varphi |\sin 0,5\Delta\lambda| \Gamma_{гн}^0, \quad \Gamma_{гн}^1 = \rho_n D^{-1} |\sin \varphi| \Gamma_{гн}^0,$$

$$\Gamma_{гп}^1 = |\rho_n \rho_c^{-1} \text{ctg} \varphi - \text{cosec} \varphi \sec 0,5\Delta\lambda|, \quad \Gamma_{гн}^1 = \rho_n \rho_c^{-1} \cos \varphi,$$

$$\Gamma_{гн}^1 = \rho_n \rho_c^{-1} |\sec 0,5\Delta\lambda|, \quad \Gamma_{гн}^1 = \sqrt{2} \Gamma_{гн}^1,$$

где  $D = (\rho_n^2 + \rho_c^2 - 2\rho_n \rho_c \cos \varphi \cos 0,5\Delta\lambda)^{0.5}$ ,  $\Delta\lambda$  — геоцентрический угол между НИСЗ,  $\varphi$  — угловое расстояние от П до плоскости орбиты, геометрические факторы  $\Gamma_{гн}^0$  и  $\Gamma_{гн}^1$  показывают соответственно влияние сильнокоррелированных (коэффициент корреляции  $r=1$ ) и некоррелированных ( $r=0$ ) погрешностей измерений на точность определения места в плане,  $\Gamma_{гп}^0$  характеризует влияние случайной погрешности знания высоты на точность определения места в плане,  $\Gamma_{гп}^1$  и  $\Gamma_{гн}^1$ ,  $\Gamma_{гн}^0$  и  $\Gamma_{гн}^1$  показывают влияние некоррелированных и сильнокоррелированных радиальных (по высоте), продольных (вдоль орбиты) и нормальных (перпендикулярно плоскости орбиты) составляющих погрешностей положения НИСЗ на

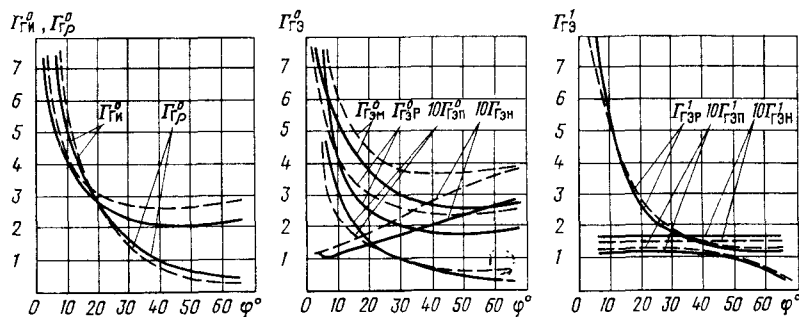


Рис. 18.2. Значения геометрических факторов вдоль главного направления в дальномерной системе из двух стационарных НИСЗ, разнесенных на 30° (— — —) и на 45° (— — —)

точность определения места в плане,  $\Gamma_{\text{гзм}}$  характеризует влияние погрешностей эфемерид НИСЗ на точность определения места в плане при самых неблагоприятных направлениях смещения НИСЗ.

Как видно из рис. 18.2, все ГФ уменьшаются с широтой  $\phi$  по мере удаления от плоскости орбиты НИСЗ. Исключение составляет  $\Gamma_{\text{гзм}}^0$ , определяющий влияние погрешности положения НИСЗ, перпендикулярного плоскости орбиты, однако он на порядок меньше, чем, например,  $\Gamma_{\text{гзр}}^0$  или  $\Gamma_{\text{гн}}^0$  (на рис. 18.2 приведены значения  $10\Gamma_{\text{гзм}}^0$  для удобства масштаба). Поэтому можно считать, что точность дальномерной системы из двух НИСЗ улучшается по мере удаления от плоскости, проходящей через центр Земли и эти НИСЗ. Графики на рис. 18.2 показывают также зависимость точности местоопределения от угла разноса НИСЗ. Эта зависимость носит сложный характер, но в приведенном диапазоне углов разноса геометрические факторы слабо зависят от этих углов.

Для планирования навигационного обеспечения в различных районах желательного располагать картами линий равных точностей, на которые удобно нано-



Рис. 18.3. Контуры равных ГФ, ограниченных зонами видимости при разносе двух стационарных НИСЗ на 45° (дальномерный метод). Вследствие симметрии изображены левые верхние четверти зон

сить линии равных ГФ (рис. 18.3). Эти линии наиболее полно характеризуют зону действия системы и показывают относительное расположение районов, где точность определения будет не хуже некоторого заданного значения.

При рассмотрении рис. 18.3 обращает на себя внимание близкое совпадение конфигураций кривых  $\Gamma_{\text{гн}}^0$  и  $\Gamma_{\text{гзр}}^0$ , а также близость численных значений этих ГФ во всей зоне действия рассматриваемого элементарного созвездия. Видно также, что значения  $\Gamma_{\text{гзп}}^0$  и  $\Gamma_{\text{гзм}}^0$  более чем на порядок меньше, чем  $\Gamma_{\text{гзр}}^0$ , т. е. продольная и нормальная составляющие эфемеридных погрешностей практически не влияют на точность местоопределения в рассматриваемом случае, если эти составляющие одного порядка с погрешностью расчета высот НИСЗ.

Воспользуемся данными о составляющих эфемеридной погрешности, приведенными в § 16.4, для количественной оценки неточностей, возникающих из-за неучета продольной и нормальной составляющих при расчете эфемеридной погрешности определения места во всей зоне действия рассматриваемого элементарного созвездия. Эти неточности, как нетрудно видеть, не превышают 15 % через 2 ч после коррекции и 7 % через 24 ч после коррекции.

Если указанное пренебрежение справедливо, а высота П известна достаточно точно, то при оценке точностных свойств рассматриваемого созвездия по отношению к случайным погрешностям достаточно пользоваться только ГФ  $\Gamma_{\text{гн}}^0$ . Погрешность измерения при этом необходимо суммировать с радиальной составляющей погрешности эфемерид, а для надежности эту составляющую лучше предварительно увеличить на 10...15 %. В этом случае  $\Gamma_{\text{гн}}^0$  характеризует и линии равной точности местоопределения.

Поля линий равных ГФ позволяют оценить также пределы изменений ГФ, необходимые для грубой оценки точности местоопределения. Эти пределы при угле разноса НИСЗ 45° составляют:

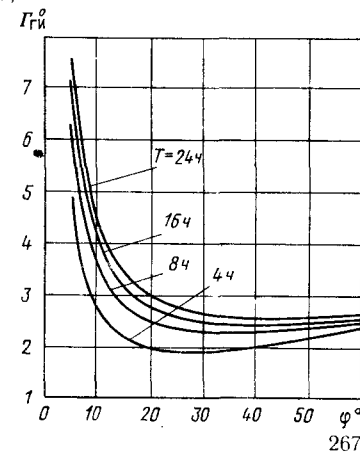
$$1,9 < \Gamma_{\text{гн}}^0 < 4,1; \quad 0,3 < \Gamma_{\text{гзр}}^0 < 4,7; \quad 1,9 < \Gamma_{\text{гзр}}^0 < 4,1; \quad 0,05 < \Gamma_{\text{гзп}}^0 < 0,27;$$

$$0,12 < \Gamma_{\text{гзм}}^0 < 0,28; \quad 1,1 < \Gamma_{\text{гзр}}^1 < 5,4; \quad 0,06 < \Gamma_{\text{гзп}}^1 < 0,15;$$

$$0,11 < \Gamma_{\text{гзм}}^1 < 0,17.$$

В заключение выясним, как меняется точность местоопределения по такой ячейке НИСЗ по мере изменения высоты орбиты. Графики ГФ на рис. 18.4 показывают, что с увеличением высоты орбиты ГФ  $\Gamma_{\text{гн}}^0$  возрастает, т. е. погрешность определения места, вызванная погрешностями измерения НП, увеличивается. Это напоминает снижение точности местоопределения по наземным РНС при уменьшении длины базы.

Рис. 18.4. Зависимость ГФ на главном направлении от квазишироты при различных периодах обращения  $T$  НИСЗ в дальномерной системе из двух НИСЗ, разнесенных на 30°



### 18.3. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ФАКТОРЫ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ ПОВЕРХНОСТНЫХ КООРДИНАТ ПО ЭЛЕМЕНТАРНОМУ СОЗВЕЗДИЮ ИЗ ТРЕХ НИСЗ

На практике точное пассивное измерение дальностей по НИСЗ, как правило, невозможно из-за расхождения шкал времени системы НИСЗ и П. Рассмотрим разностно-дальномерный метод определения поверхностных координат по элементарному созвездию из трех НИСЗ.

При измерении разностей расстояний  $\Delta r_{12}$  и  $\Delta r_{32}$  до НИСЗ  $C_1, C_2, C_3$  и известном расстоянии  $\rho_n$  до центра Земли вектор положения П  $\rho_n$  определяется из соотношений (рис. 18.1)

$$\Delta r_{12} = |\rho_n - \rho_{c1}| - |\rho_n - \rho_{c2}|; \Delta r_{32} = |\rho_n - \rho_{c3}| - |\rho_n - \rho_{c2}|; \rho_n = |\rho_n|.$$

Рассуждая, как в § 18.2, можно получить выражения для ГФ, характеризующих влияние погрешностей измерения разностей дальностей, знания расстояния до центра Земли и ошибок эфемерид на точность определения места. Из рис. 18.5 видно, что точность разностно-дальномерной системы из трех НИСЗ, расположенных на одной орбите, улучшается по мере удаления от орбитальной плоскости и возрастает с увеличением угла разноса НИСЗ вдоль орбиты. Влияние погрешностей положений НИСЗ на точность определения места уменьшается с ростом коэффициента корреляции ошибок эфемерид. При независимых эфемеридных ошибках наибольшее влияние на точность оказывают погрешности НИСЗ по высоте, при систематических ошибках для объектов, расположенных на широтах свыше  $8^\circ$ , — погрешности вдоль орбиты. Для экономии места здесь, в отличие от § 18.2, не приводятся контуры равных ГФ для рассматриваемого элементарного созвездия. Выводы, которые можно сделать на основании анализа поведения ГФ в зоне действия системы из трех НИСЗ, в основном те же, что для системы из двух НИСЗ: 1) если составляющие погрешностей эфемерид одного порядка, то при оценке точности

определения поверхностных координат практически достаточно учитывать лишь радиальную составляющую эфемеридной погрешности, 2) если пренебрежение продольной и нормальной составляющими погрешностей эфемерид справедливо, а высота П известна достаточно точно, то при оценке точностных свойств созвездия трех НИСЗ по отношению к случайным погрешностям достаточно пользоваться только ГФ  $\Gamma_{\text{ги}}^0$ . Дисперсию погрешности измерения при этом необходимо суммировать с удвоенной дисперсией радиальной составляющей.

Геометрические факторы в зоне действия рассматриваемого элементарного созвездия изменяются в следующих пределах:

$$\begin{aligned} 3,1 < \Gamma_{\text{ги}}^1 < 12,8; \quad 0,6 < \Gamma_{\text{гр}}^0 < 5,5; \\ 4,5 < \Gamma_{\text{гэр}}^0 < 18,5; \quad 0,15 < \Gamma_{\text{гэн}}^0 < 1,2; \\ 0,5 < \Gamma_{\text{гэн}}^1 < 0,6; \quad 0,004 < \Gamma_{\text{гэр}}^1 < 0,1; \\ 0,07 < \Gamma_{\text{гэн}}^1 < 0,15; \quad 0,010 < \Gamma_{\text{гэн}}^1 < 0,025. \end{aligned}$$

Знание диапазонов изменений ГФ системы в зоне ее действия позволяет поставить и решить задачу о рациональном выборе ограничений, накладываемых на составляющие погрешности СРНС. Под рациональным выбором будем понимать такое соотношение между погрешностями, которое обеспечивает примерно равный вклад каждой из них в погрешность определения места. Это приводит к следующему соотношению:

$$\Gamma_{\text{ги}}^0 \sigma_{\Delta r} = \Gamma_{\text{гр}}^0 \sigma_\rho = \Gamma_{\text{гэр}}^0 \sigma_\rho = \Gamma_{\text{гэн}}^0 \sigma_\rho = \Gamma_{\text{гэн}}^0 \sigma_n. \quad (18.2)$$

Здесь  $\sigma_i^2$  — дисперсии  $i$ -й составляющей погрешности навигационных определений. Смысловое значение индексов понятно, если сравнить их с индексами соответствующих ГФ в выражении (18.2).

При проектировании системы равенство (18.2) позволяет установить верхние допустимые границы составляющих погрешностей следующим образом. Определим сначала ту составляющую, затраты на уменьшение которой наибольшие. Пусть, например, это  $\sigma_{\Delta r}$ . Тогда границы остальных составляющих найдутся из соотношений типа  $\sigma_\rho \leq \sigma_{\Delta r} \Gamma_{\text{ги}}^0 / \Gamma_{\text{гр}}^0 \dots$ . Если практически достижимое значение некоторой составляющей погрешности лежит значительно ниже этой границы, то такую составляющую можно при оценке точности не учитывать.

Применительно к рассматриваемому случаю, как видно из указанных пределов изменений ГФ, достаточно для практики учитывать лишь первые три слагаемых.

В заключение отметим, что с увеличением высоты орбиты погрешность определения места, вызванная погрешностями измерения разностей дальностей, увеличивается.

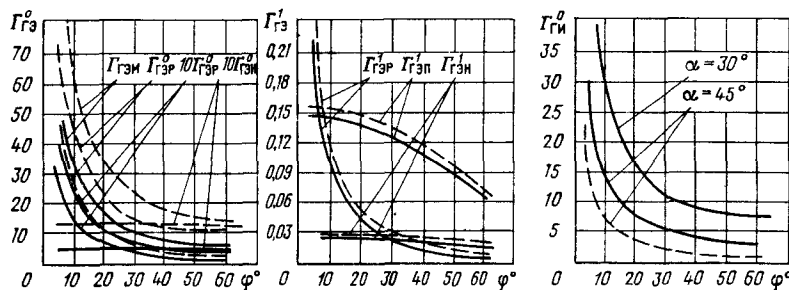


Рис. 18.5. Изменение ГФ вдоль главного направления в разностно-дальномерной системе из трех НИСЗ, разнесенных на  $30^\circ$  (—) и на  $45^\circ$  (---).

#### 18.4. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ФАКТОРЫ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ КООРДИНАТ ПО ЭЛЕМЕНТАРНОМУ СОЗВЕЗДИЮ ИЗ ЧЕТЫРЕХ НИСЗ

При определении пространственных координат по измерениям квазидальностей или разностей дальностей элементарное созвездие должно содержать четыре НИСЗ. Точностные характеристики местоопределения, как нетрудно показать, в том и в другом случае совпадают.

Корреляционная матрица ошибок навигационных определений (см. в гл. 16) с учетом случайных и систематических погрешностей измерений и знания положения НИСЗ может быть представлена в виде четырех слагаемых:

$$\mathbf{K}_q = (\mathbf{C}^T \mathbf{K}_{n0}^{-1} \mathbf{C})^{-1} + [\mathbf{C}^T (\mathbf{C}_p \mathbf{K}_{n0} \mathbf{C}_p^T)^{-1} \mathbf{C}]^{-1} + [\mathbf{C}^T (\mathbf{K}_{nc} \mathbf{K}_{nc})^{-1} \mathbf{C}]^{-1} + [\mathbf{C}^T (\mathbf{C}_p \mathbf{K}_{nc} \mathbf{K}_{nc} \mathbf{C}_p^T)^{-1} \mathbf{C}]^{-1}, \quad (18.3)$$

где  $\mathbf{K}_{n0}$  и  $\mathbf{K}_{n0}$  — корреляционные матрицы случайных погрешностей измерений и знания положений НИСЗ;  $\mathbf{K}_{nc}$  и  $\mathbf{K}_{nc}$  — корреляционные матрицы систематических погрешностей измерений и положений НИСЗ;  $\mathbf{C}_p$  — матрица преобразования координат из орбитальной системы координат в измерительную;  $\mathbf{C}$  — матрица наблюдений.

Выражение (18.3) показывает, что на точность навигационных определений по-разному влияют систематические и случайные погрешности измерений, систематические и случайные погрешности положения НИСЗ по высоте, вдоль и перпендикулярно плоскости орбиты. Это влияние может быть охарактеризовано ГФ, приведенными в § 18.2, как это принято [110] делать при анализе точности наземных РНС. Эта аналогия прослеживается в § 18.2 и 18.3. Однако в рассматриваемом случае подобные характеристики оказываются уже недостаточными, элементарная ячейка из четырех НИСЗ позволяет определить не только поверхностные, но и пространственные координаты и время. Поэтому понятие ГФ требует расширения: для П могут представлять интерес погрешности навигационных определений в плане (в горизонтальной плоскости), по вертикали, погрешности в трехмерном пространстве и при определении поправки к шкале времени. Для задач проектирования систем небезынтересна и суммарная погрешность определений в пространстве и во времени. Эти погрешности могут характеризоваться ГФ  $\Gamma_r$ ,  $\Gamma_b$ ,  $\Gamma_n$  определения координат соответственно в горизонтальной, вертикальной плоскостях и в пространстве,  $\Gamma_t$  определения поправки к шкале времени и суммарным ГФ  $\Gamma_\Sigma$ . Кроме того, следует говорить, например, о группе ГФ, характеризующих влияние различных источников погрешностей на точность определения места в горизонтальной плоскости или в трехмерном пространстве. Чтобы различить влияние систематических

и случайных ошибок, будем применять обозначения  $\Gamma_{ri}^1$  и  $\Gamma_{ri}^0$  соответственно. Если корреляционная матрица погрешностей  $\mathbf{K}_R$  единичная, то нетрудно видеть, что  $\Gamma_\Sigma^2 = \text{Sp}(\mathbf{K}_q)$ . Кроме того,  $\Gamma_\Sigma^2 = \Gamma_n^2 + \Gamma_r^2$ ,  $\Gamma_n^2 = \Gamma_r^2 + \Gamma_b^2$ .

В топоцентрической системе координат величина  $\Gamma_r^2$  — сумма двух первых диагональных членов,  $\Gamma_b^2$  — 3-й диагональный член, а  $\Gamma_t^2$  — 4-й диагональный член корреляционной матрицы  $\mathbf{K}_q$ , полученной в предположении, что матрица  $\mathbf{K}_R$  единичная, т. е., например,  $\Gamma_\Sigma^2 = \text{Sp}(\mathbf{A}_K (\mathbf{C}^T \mathbf{C})^{-1} \mathbf{A}_K^T)$ .

Анализ точностных свойств системы из четырех НИСЗ при определении пространственных координат сводится, таким образом, к исследованию поведения пяти групп ГФ, в каждой из которых содержится 9 коэффициентов. Подобный анализ позволяет выяснить, как меняется точность в зависимости от различных геометрических расположений НИСЗ и П и каковы пределы этих изменений. Результаты решения этой задачи рассмотрены в гл. 25, посвященной синтезу систем по точностным критериям, поскольку именно элементарное созвездие из четырех НИСЗ служит основным рабочим звеном в современных ССРНС.

#### 18.5. ТОЧНОСТНЫЕ СВОЙСТВА ДОПЛЕРОВСКИХ МЕТОДОВ В СЕТЕВЫХ СРНС В СРАВНЕНИИ С ДАЛЬНОМЕРНЫМИ

Уже отмечалось, что для определения координат с помощью ССРНС доплеровский метод [117] не применяется вследствие низкой точности при высоких орбитах НИСЗ. По-видимому, высокие орбиты НИСЗ следует признать неотъемлемым свойством сетевых систем, так как это позволяет обойтись значительно меньшим числом НИСЗ (см. гл. 19). Рассмотрим поэтому, как меняется точность навигационных определений различными методами при изменении высоты орбит НИСЗ.

Методы целесообразно сравнивать по критерию точности определения поверхностей положения. Смещение поверхности положения, вызываемое погрешностью измерения НП, определяется градиентом поверхности положения. Мерой точности метода навигационных определений может служить величина, обратно пропорциональная модулю градиента поверхности положения (2.14). Чем больше градиент, тем точнее может быть определено положение П в направлении градиента. В § 2.3 было показано, что для дальномерного метода  $|\text{grad} R| = 1$ , а для доплеровского  $|\text{grad} R| = \dot{\Theta}$ , где  $\dot{\Theta}$  — угловая скорость перемещения НИСЗ относительно П.

Приведенные выражения показывают, что точность определения поверхности положения при дальномерном методе не зависит от взаимного положения П и НИСЗ, а при доплеровском зависит. Для сравнения методов примем такое расположение П и НИСЗ,



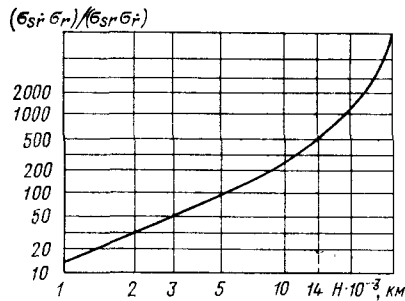


Рис. 18.6. Соотношение градиентов доплеровских и дальномерных поверхностей положения при различных высотах круговых экваториальных орбит НИСЗ

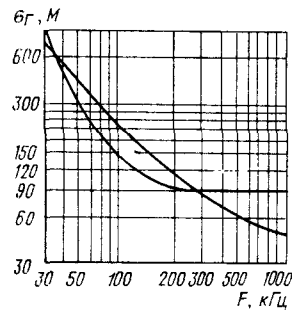


Рис. 18.7. Зависимость точности определения координат от ширины спектра сигнала при измерении только дальности или дальности и радиальной скорости

при котором доплеровский метод наиболее точен. Для этого случая ход кривой, устанавливающей соотношение точностей доплеровского и дальномерного методов навигационных определений по отношению к поверхностям положения при различных высотах круговых экваториальных орбит НИСЗ, показан на рис. 18.6. Видно, что с ростом высоты орбиты точностные характеристики доплеровского метода резко ухудшаются по сравнению с дальномерным, особенно на высотах свыше 10 000 км. При стационарных орбитах НИСЗ определение координат неподвижного П доплеровским методом невозможно. Вопрос о том, до каких высот орбиты НИСЗ целесообразно использовать доплеровский метод, требует исследования достижимого соотношения погрешностей измерения  $\sigma_r$  и  $\sigma_{\dot{r}}$ . Это соотношение зависит от ширины спектра используемого сигнала, уровня технологии, диапазона частот и стабильности генераторов НИСЗ и П. Результаты экспериментальных исследований точности дальномерного и дальномерно-доплеровского методов определений по НИСЗ Timation-I и Timation-II (рис. 18.7) с высотами орбит  $\sim 900$  км показывают, что при ширине спектра свыше 300 кГц дальномерный метод становится точнее доплеровского. При увеличении высоты орбиты эти недостатки доплеровского метода делают его неприемлемым для определения координат места. По этим причинам в сетевых СРНС применяют только дальномерный метод.

## ГЛАВА 19

### ТОЧНОСТЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ КООРДИНАТ И ВЕКТОРА СКОРОСТИ ПО СЕТИ НИСЗ

#### 19.1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ПОЛЯ ТОЧНОСТЕЙ

Приведенные в гл. 16 выражения позволяют оценить точностные характеристики любой ССРНС, если известна корреляционная матрица погрешностей  $K_R$ . Если каждой точке 3-мерного пространства поставить в соответствие точность навигационных определений, получаемую в этой точке по исследуемой сети НИСЗ, то в пространстве образуется так называемое поле точностей данной СРНС. Нахождение простой математической аппроксимации поля точностей весьма актуально. Сложность решения этой задачи для ССРНС усугубляется тем, что поле точностей меняется во времени (исключение составляют лишь системы, опирающиеся на сеть стационарных НИСЗ) из-за движения спутников относительно земной поверхности.

Рассмотрим некоторые общие закономерности, присущие полю точностей СРНС. В такой системе в различных точках ее зоны действия потребитель может наблюдать различное число НИСЗ, превышающее минимальное, необходимое ему для навигационных определений. Проводя навигационное определение по всем НИСЗ, находящимся в зоне его радиовидимости при наличии случайных погрешностей, П будет получать наивысшую возможную точность. Естественнo предполагать, что чем больше число НИСЗ доступно для П, тем выше будет точность навигационных определений. Расчеты показывают (см. § 19.3), что это предположение справедливо не всегда и что существенную роль играет не только число видимых НИСЗ, но и конфигурация наблюдаемого их созвездия. Тем не менее зоны повышенной и пониженной точности совпадают с зонами наибольшего сгущения и наибольшего разрежения НИСЗ. Особое положение занимают точки, где возможно компланарное расположение наблюдаемого созвездия НИСЗ и П, приводящее к наибольшей потере точности.

Каждый НИСЗ сетевой системы обслуживает в данный момент времени ограниченную область, определяемую зоной его радиовидимости. На границе этой области меняется состав видимого созвездия НИСЗ, следовательно, скачком изменяется и точность навигационных определений. Таким образом, поле точностей сетевых СРНС состоит из ряда областей, на границах которых имеются разрывы 2-го рода. Внутри каждой области поле точностей меняется плавно, за исключением, может быть, описанных ранее точек, где возможны разрывы 1-го рода из-за компланарности созвездия НИСЗ и П. Границы областей постоянно смещаются вследствие движения НИСЗ, при этом изменяются и конфигурации

каждой из областей. Если структура сети регулярна, т. е. такова, что видимые конфигурации созвездий НИСЗ повторяются через определенный промежуток времени, то в поле точностей может быть выделена элементарная структура, повторяющаяся во времени и в пространстве.

Для системы «Глонасс» размеры элементарной области составляют 1,5 ч по времени и 60° по долготе. Кроме того, вследствие центральной симметричности структуры этой системы в любой момент времени относительно центра земного шара достаточно рассматривать ее точностные свойства только в одном полушарии.

## 19.2. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВЕРОЯТНОСТЕЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ФАКТОРОВ

Исследование поля точностей в зоне действия ССРНС позволяет выявить области повышенной и пониженной точности в пространстве и во времени. Результаты этих исследований, как правило, трудно непосредственно использовать для сравнения точностных возможностей различных конфигураций сети НИСЗ. Потребителю нередко достаточно знать, например, что в зоне действия системы среднеквадратическая ошибка (СКО) с заданной вероятностью не превышает некоторого наперед заданного значения. В этих случаях точностные возможности ССРНС достаточно полно характеризует так называемое интегральное распределение погрешностей навигационных определений. Оно показывает зависимость вероятности того, что эти погрешности не превышают некоторых заданных значений, от этих заданных значений при случайном расположении П в зоне действия системы и случайном времени проведения навигационных сеансов. Достаточно сложно заранее определить законы распределения П в поле действия системы и законы распределения моментов проведения сеансов навигационных определений. При анализе точностных свойств ССРНС представляются логичными равномерные распределения П в зоне действия системы и моментов проведения навигационных сеансов.

Если по результатам навигационного сеанса определяется  $m$ -мерный вектор  $\mathbf{q}$ , то интегральное распределение погрешности  $\Delta_i$   $i$ -й составляющей этого вектора записывается в виде

$$F_{\Delta_i}(\Delta) = \int_{-\infty}^{\Delta} \int_{-\infty}^{\infty} \dots \int_{-\infty}^{\infty} \int_{t, \Omega} \omega(\Delta, t, \mathbf{s}) dq_1, \dots, dq_m dt ds, \quad (19.1)$$

где  $\mathbf{s}$  — вектор координат центра элементарной площадки  $ds$ , расположенной в зоне действия  $\Omega$  системы,  $\omega(\Delta, t, \mathbf{s})$  — плотность вероятности случайного вектора  $\|\Delta^T, t, \mathbf{s}^T\|$ .

Вычисление интеграла (19.1) достаточно сложно, даже если считать справедливым предположение о центрированном гауссовском законе распределения погрешностей определения вектора  $\mathbf{q}$

в каждой точке  $\mathbf{s}$  зоны действия системы в момент  $t$ , т. е. если полагать, что условная плотность

$$\omega_{\Delta/s, t}(\Delta/\mathbf{s}, t) = \sqrt{(2\pi)^{-m} |\mathbf{K}_q|^{-1}} \exp(-\Delta \mathbf{K}_q^{-1} \Delta^T). \quad (19.2)$$

Эти трудности объясняются сложной зависимостью матрицы корреляции погрешностей  $\mathbf{K}_q$  от координат П и времени даже при сравнительно простых конфигурациях сетей НИСЗ, причем указанные зависимости носят разрывной характер. Более того, вычисление интеграла (19.1) достаточно трудоемко даже для современных вычислительных средств, поэтому нередко вместо распределений  $F_{\Delta_i}(\Delta)$  строят интегральные распределения среднеквадратических значений погрешностей навигационных определений, показывающие зависимость вероятности того, что СКО навигационных определений не превышает заданного значения, от этого заданного значения при равномерном распределении потребителей по всей зоне действия системы и по времени. Если воспользоваться терминами ГФ, то можно говорить в указанном смысле о кривых их интегрального распределения при равновероятностном распределении П в зоне действия системы и равновероятностном распределении моментов наблюдения. Эти распределения уже могут быть определены, например, методом моделирования.

## 19.3. ТОЧНОСТЬ ОЦЕНКИ КООРДИНАТ И ВРЕМЕНИ

В качестве первого примера оценим точностные свойства двух из минимальных конфигураций ССРНС, т. е. таких, которые обеспечивают заданную кратность покрытия любой точки земного шара при минимальном числе равномерно разнесенных НИСЗ, обращающихся на заданном числе орбит. Математическое формулирование задачи отыскания состава минимальных систем не представляет сложностей и без ущерба для дальнейшего изложения может быть опущено. Результаты расчетов минимально необходимого числа НИСЗ на каждой из трех орбит, отвечающего сформулированным требованиям, приведены в табл. 19.1.

В табл. 19.2 для примера даны значения СКО определения координат места П, рассчитанные по (16.2), для глобальных СРНС с конфигурациями, приведенными в табл. 19.1 (при 4-кратном покрытии), угол возвышения не менее 10°. Расчет точностей производился с использованием данных о погрешностях измерений и положений НИСЗ для системы «Навстар» (см. гл. 16).

Полученные результаты позволяют установить порядок значений возможных точностных характеристик ССРНС с минимальным числом НИСЗ. При обработке измерений от пяти и более НИСЗ в системе с 8-ч НИСЗ обеспечивается СКО определения места 6...7 м, высоты 10...25 м, в системе на 12-ч НИСЗ соответственно 7...25 м и 10...45 м. При обработке наблюдений четверок НИСЗ и

Таблица 19.1

Минимальные конфигурации сетей НИСЗ при различных периодах обращения в 3-орбитной системе

T, ч	3-кратное покрытие			4-кратное покрытие			T, ч	3-кратное покрытие			4-кратное покрытие		
	Угол возвышения, не менее							Угол возвышения, не менее					
	5°	10°	15°	5°	10°	15°		5°	10°	15°	5°	10°	15°
4	8	9	15	9	12	21	15	5	6	6	6	6	7
5	7	8	9	7	9	12	16	5	6	6	6	6	7
6	6	7	8	7	8	10	17	5	6	6	6	6	7
7	6	7	8	7	7	9	18	5	6	6	6	6	7
8	6	7	7	6	7	8	19	5	6	6	6	6	7
9	6	6	7	6	7	8	20	5	6	6	6	6	7
10	6	6	7	6	7	7	21	5	6	6	5	6	7
11	6	6	7	6	7	7	22	5	6	6	5	6	6
12	6	6	7	6	6	7	23	5	6	6	5	6	6
13	6	6	7	6	6	7	24	5	6	6	5	6	6
14	6	6	6	6	6	7							

Таблица 19.2

Среднеквадратическая погрешность определения координат места, м

Долгота	Широта									
	0°	20°	40°	60°	80°	0°	20°	40°	60°	80°
	T = 8 ч					T = 12 ч				
0°	7,4	9,3	10,0	9,4	7,2	1026,2	12,0	24,0	19,3	8,4
20°	7,6	12,3	10,7	9,5	7,7	9,2	8,9	9,6	18,3	7,6
40°	8,2	10,6	10,1	9,2	8,4	13,2	8,9	9,6	24,5	7,0
60°	10,4	9,3	12,4	9,5	9,2	9,2	19,8	55,9	12,7	6,8
80°	6,5	7,2	9,4	7,6	10,0	6,6	8,1	9,4	11,8	6,8
100°	19,2	7,0	6,6	7,4	5,8	8,3	9,4	10,3	12,2	7,2
120°	7,6	10,6	10,0	9,0	5,8	7,2	9,3	24,5	9,0	7,6
140°	10,2	7,9	31,8	31,0	5,7	9,2	13,2	9,5	23,0	8,3
160°	6,4	10,6	40,8	37,1	5,7	6,8	10,0	18,1	10,0	9,0
180°	7,8	10,2	10,4	9,2	6,4	1072,2	7,5	10,2	9,1	9,7
200°	8,3	6,0	7,2	7,4	6,8	9,2	7,8	8,8	7,3	10,3
220°	7,6	6,2	8,0	7,6	6,8	13,2	10,6	9,5	7,6	10,8
240°	7,6	9,5	11,2	9,5	11,2	9,3	6,9	9,2	8,2	11,0
260°	8,4	10,2	10,1	9,0	8,6	6,6	56,0	27,1	9,7	11,2
280°	7,8	14,4	8,0	9,5	7,8	8,3	56,0	27,4	76,9	15,0
300°	7,3	7,7	9,8	7,4	7,2	7,2	8,2	71,8	9,0	10,6
320°	9,1	9,0	8,8	12,2	6,8	9,2	11,2	7,2	7,5	10,0
340°	8,4	6,8	9,1	13,3	6,4	36,8	6,8	16,4	7,4	9,2

неблагоприятном (близком к компланарному) взаимном расположении потребителя и НИСЗ ошибки навигационных определений возрастают. Так, для рассматриваемого момента времени ошибки определения координат соответственно возрастают по месту до 100...1000 м, по высоте до 130 м.

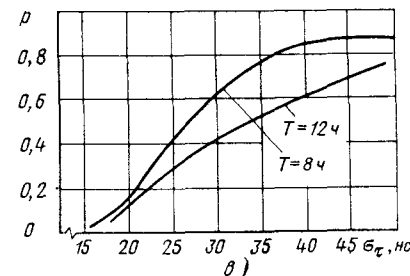
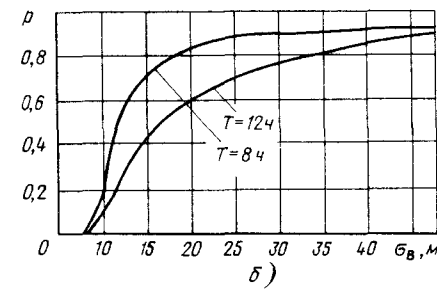
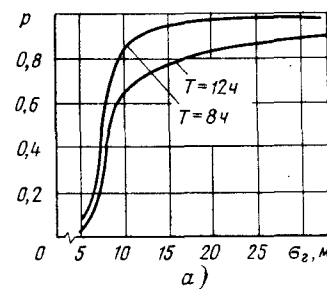


Рис. 19.1. Распределение ошибок места (а), высоты (б) и поправки к ШВ потребителя (в) в системах  $3 \times 7 \times 8$  и  $3 \times 6 \times 12$

Показанные в табл. 19.2 поля точностей достаточно сложно использовать для вынесения суждения о сравнении точностных свойств анализируемых конфигураций.

Представим данные о точностных свойствах этих систем в виде интегральных распределений точностей. Из графиков на рис. 19.1 видно, что система из трех орбит с периодами 8 ч, по семь НИСЗ на орбите ( $3 \times 7 \times 8$ ) точнее, чем система из трех 12-ч орбит по шесть НИСЗ на орбите ( $3 \times 6 \times 12$ ). Это объясняется, скорее, меньшим числом НИСЗ, чем изменением высоты орбиты. Уместно отметить, что, как следует из сравнения кривых на рис. 19.1, а и б, геоцентрическая высота по обеим системам определяется с меньшей точностью, чем место в плане. Обе сравниваемые системы имеют довольно обширные области ухудшенной точности.

Для повышения точности навигационных определений во всех районах целесообразно увеличить число НИСЗ по сравнению с минимально необходимым. Рассмотрим точностные свойства системы  $3 \times 8 \times 12$  [139].

Из интегральных кривых для распределения ГФ [143] (рис. 19.2) видно, что ГФ  $\Gamma_{\text{пл}}^0$  измерения поверхностных координат с большой вероятностью не превышает 4 ( $p=99\%$ ). Как и ранее, пространственные координаты определяются по рассматриваемой системе с большими погрешностями, чем поверхностные, причем существен вклад погрешности определения высоты, которая примерно вдвое превышает погрешность места.

Нередко в процессе навигационных определений П проводит обсервацию по четырем «наилучшим» НИСЗ системы «Навстар»

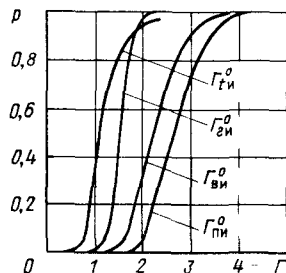


Рис. 19.2. Интегральные кривые распределения ГФ в системе «Навстар». Каждый НИСЗ виден под углом 5° над горизонтом

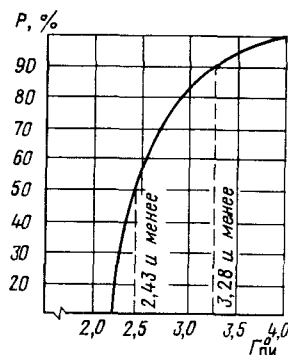


Рис. 19.3. Распределение ГФ при определении пространственных координат при наблюдениях по оптимальной четверке НИСЗ «Навстар»

[139, 140], таким, которые обеспечивают наименьшее значение суммарного ГФ  $\Gamma_{\Sigma}$  из всех возможных созвездий по четырем НИСЗ, составляемых из видимых НИСЗ. Не останавливаясь на способах выбора наилучшего созвездия (см. гл. 25), приведем интегральные кривые распределения ГФ при проведении наблюдений по четырем НИСЗ (рис. 19.3). Из рис. 19.2 и 19.3 следует, что наблюдения по наиболее информативной (в данный момент времени) четверке НИСЗ не приводят к существенной потере точности по сравнению со случаем, когда наблюдения проводятся по всем видимым НИСЗ. Среднеквадратическое значение ГФ  $\Gamma_{\Pi}^0$  при усреднении по времени и по поверхности земного шара при работе по «наилучшему» созвездию из четырех НИСЗ составляет 2,60. Соответствующие среднеквадратические значения ГФ  $\Gamma_{\Gamma}^0$  и  $\Gamma_{\Pi}^0$ , характеризующие погрешности определения координат в горизонтальной плоскости и поправку к шкале времени, составляют 1,45 и около 1,20. Если погрешность измерения (см. гл. 16) 3,2...13,1 м ( $1\sigma$ ), то ожидаемые оценки погрешностей определения пространственных координат 8,3...34,1 м, поверхностных координат 4,6...19,0 м, времени 13...32 нс. Все эти значения легко получить, умножая значение соответствующего ГФ на погрешность измерения.

Рассмотренные примеры оценки точностных характеристик ССРНС относились к таким их структурам, которые обеспечивают глобальное навигационное обслуживание П. Наряду с этим в ряде практических приложений представляют интерес те структуры СРНС, которые обеспечивают навигационное обслуживание лишь в ограниченной области земного шара [48, 152], — так называемые региональные СРНС. Эти системы могут строиться на базе либо стационарных, либо высокоэллиптических НИСЗ, либо их комбинации.

Таблица 19.3

Значения ГФ в системе из эллиптических и стационарных НИСЗ

Число видимых НИСЗ	$\Gamma_{\Gamma \text{ ср}}$	$\sigma_{\Gamma}$
3	31,6	56,3
4	13,5	19,5
5	1,2	0,1
6	1,0	0,0

Таблица 19.4

Значения ГФ в системе из эллиптических НИСЗ

Число видимых НИСЗ	$\Gamma_{\Gamma \text{ ср}}$	$\sigma_{\Gamma}$
3	19,2	27,9
4	16,6	37,5
5	1,7	0,5
6	1,6	0,6
7	1,3	0,6
8	1,3	0,7

Примеры оценки точности региональных СРНС, опирающихся на сеть стационарных НИСЗ, приводились в гл. 18 при рассмотрении элементарных созвездий. Примеры систем, использующих высокоэллиптические НИСЗ, можно найти в [117, 194]. Здесь же рассмотрим систему на базе эллиптических НИСЗ [56] и двух стационарных НИСЗ.

Средние значения и СКО геометрического фактора  $\Gamma_{\Gamma}^0$  в зонах, где наблюдатель имеет возможность определяться по 3...6 НИСЗ, приведены в табл. 19.3, данные которой дают представление об изменении точностных свойств системы с изменением видимого числа НИСЗ. Усреднение проведено как по времени, так и по всей поверхности с данной кратностью покрытия. Чтобы иметь возможность сравнивать полученные характеристики, приведем аналогичные данные для системы, состоящей из 16 НИСЗ на высокоэллиптических орбитах (табл. 19.4).

Данные табл. 19.3 и 19.4 показывают, что с увеличением числа наблюдаемых НИСЗ точность навигационных определений сначала увеличивается резко, а затем весьма медленно, так что едва ли целесообразно проводить навигационные определения по всем видимым НИСЗ в зонах, где число их велико. Большое значение СКО  $\Gamma_{\Gamma \text{ ср}}$  от среднего значения при малом числе видимых НИСЗ свидетельствует о наличии в зоне действия системы областей, где точность навигационных определений резко падает. Наличие таких областей нежелательно, поэтому большое значение  $\sigma_{\Gamma}$  может характеризовать качество выбранной структуры сети НИСЗ. В частности, применительно к двум последним конфигурациям можно утверждать, что они неудачны. Специально вопрос о выборе сети НИСЗ системы по точностному критерию рассматривается в гл. 25.

#### 19.4. ТОЧНОСТЬ ОЦЕНКИ СКОРОСТИ ДВИЖЕНИЯ

Скорость по данным ССРНС можно определить, например, путем нахождения производной от соответствующей координаты по времени. Однако точность этого способа невысокая, поэтому в ССРНС он не находит широкого применения. В этих системах принят способ оценки скорости, основанный на измерении доплеровского смещения несущих частот навигационных сигналов. Высокая точность определения составляющих скорости обеспечивается благодаря использованию диапазона СВЧ, что позволяет измерять радиальную скорость с погрешностями не более 1,5...6 см/с [139]. Как правило, частота эталонного генератора П, относительно которой производятся измерения доплеровских сдвигов частот принимаемых сигналов, известна с точностью, недостаточной для прецизионных определений составляющих

Таблица 19.5

Погрешность определения скорости по системе «Навстар»

Погрешность измерений, $r$ , см/с	Погрешность, см/с		Вероятность, %
	горизонтальная	вертикальная	
1,5	2	2	50
	2	3	67
	3	5	90
6	7	8	50
	9	13	67
	13	21	90

скорости. Поэтому значение поправки по частоте  $f_i$  включается в состав неизвестных подобно тому, как это делалось при определении координат с поправкой к бортовой шкале времени (БШВ). Определяемый вектор состояния в этом случае  $q^T_v = \|v_x, v_y, v_z, f_i\|$ .

Нетрудно убедиться, что влияние геометрии на соотношение между погрешностями измерения радиальной квазискорости и определения скорости  $\Pi$  полностью аналогично соотношению между погрешностями измерения квазидальности и определения координат  $\Pi$ . Это является следствием того, что производная от квазидальности по некоторой координате, входящая как элемент в матрицу наблюдений  $S$ , равна производной от радиальной квазискорости по соответствующей составляющей скорости.

Таким образом, все выводы о точностных свойствах систем применительно к определению координат по измеренным квазидальностям остаются в силе и для определения скоростей по измерениям квазидоплеровских сдвигов частот. Порядок погрешностей определения скоростей иллюстрируется табл. 19.5 [139].

### 19.5. ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ КА

Использование сетевой СРНС позволяет получить высокоточную навигационную засечку по положению и скорости низкоорбитального КА. Для таких КА число видимых НИСЗ будет больше, чем для околоземных объектов. Это объясняется, по-первых, отсутствием ограничения по углу места, вызванного ионосферной и тропосферной рефракцией, а во-вторых, возникающей здесь новой возможностью наблюдения НИСЗ из-под горизонта. В таком случае вероятность выбора рабочего созвездия НИСЗ по точностным характеристикам, близкого к оптимальному, возрастает.

Примем поэтому в качестве потенциальной оценки точности навигационной засечки ее точность при использовании идеаль-

ного созвездия. В гл. 25 будут получены выражения для полуосей корреляционного эллипсоида по высоте и в плане соответственно:

$$\sigma_p = (2/\sqrt{3}) \sigma_r (1 - \cos \theta)^{-1}, \quad (19.3)$$

$$\sigma_r = \sigma_z = \sqrt{2/3} \sigma_r (\sin \theta)^{-1}$$

( $\Delta p$ ,  $\Delta t$ ,  $\Delta z$  — поправки к расчетному положению по геоцентрическому радиусу, вдоль орбиты и по боковому направлению, а  $\theta$  — сферический радиус зоны радиовидимости КА).

Примем в качестве исходных значения, рассчитанные для сети НИСЗ с периодом  $T=12$  ч и условий наблюдения, характерных для приземного подвижного  $\Pi$  (наблюдения в верхней полусфере). Тогда нормированные погрешности навигационной засечки по положению будут:

$$\sigma_p/\sigma_r = 1,62; \quad \sigma_t/\sigma_r = \sigma_z/\sigma_r = 0,85. \quad (19.4)$$

Из геометрического подобия погрешностей оценок положения и скорости  $\Pi$  (см. гл. 25) следует, что аналогичные оценки будут иметь место для погрешностей навигационной засечки по скорости:

$$\sigma_{v_p}/\sigma_r = 1,62; \quad \sigma_{v_t}/\sigma_r = \sigma_{v_z}/\sigma_r = 0,85. \quad (19.5)$$

Можно показать, что в этом случае порядок погрешности прогноза будет определяться вековым членом в аргументе широты [26]:

$$\Delta t \approx -3\lambda(\Delta p_0 + \Delta v_{t0}/n_{cp}), \quad (19.6)$$

где  $\Delta t$  — возмущение в положении КА, обусловленное погрешностями оценки начальных значений геоцентрического радиуса  $\Delta p_0$  и скорости по касательной к орбите  $\Delta v_{t0}$ ,  $n_{cp}$  — угловая скорость КА,  $\lambda$  — долгота в орбите.

Из формулы (19.6) с использованием (19.4) и (19.5) получаем оценку точности прогнозирования через точность однократной навигационной засечки:  $\sigma^{пр}_t \approx 6\lambda n_{cp} (\sigma_p + \sigma_{vt}/n_{cp}) t_{пр}$ .

Для низкоорбитного кругового КА с высотой  $H=300\ldots 400$  км угловая скорость его обращения (его среднее движение)  $n_{cp} \approx 10^{-3}$  с $^{-1}$ . Отсюда следует важный результат сопоставимости точностных свойств дальномерного и радиально-скоростного методов. Для соизмеримости влияния точностей измерений дальности и радиальной скорости на точность определения наиболее критичного из параметров орбитального движения необходимо потребовать, чтобы  $\sigma_r \approx 2n_{cp}\sigma_r$ . Если это условие не выполняется, то определение орбиты не может быть достаточно точно выполнено по одномоментной засечке положения и

скорости КА и необходимо наблюдение движения на определенном мерном интервале. Подчеркнем, что высказанное утверждение справедливо лишь при условии, что систематические ошибки модели согласованы с погрешностями измерений.

При условии равноточности измерений в указанном выше смысле необходимость в организации мерного интервала будет возникать тогда, когда требуемая точность прогноза на заданном интервале не может быть обеспечена точностью оценки критического параметра по одномоментной засечке из-за случайных или систематических ошибок. Точность определения остальных параметров движения должна иметь такой же порядок, как и требуемая точность прогноза, и определяться точностью засечки.

## ГЛАВА 20

### ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЙ РЕЖИМ ССРНС

#### 20.1. НЕОБХОДИМОСТЬ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО РЕЖИМА

Несмотря на достаточно высокую точность навигационно-временного обеспечения (НВО), подтвержденную при испытаниях систем «Глонасс» и «Навстар», развернулись работы, направленные на повышение точности и устойчивости функционирования этих систем. Одно из таких направлений связано с реализацией измерений псевдодалности по фазе несущей частоты, другое — с вводом дифференциального режима (ДР) — режима дифференциальных навигационных определений. Внимание к ДР связано непосредственно со стремлением восстановить точность навигации в нештатных условиях функционирования, вызванных нарушением работы подсистемы КИК, необходимостью обеспечивать решение задач, требующих точностей выше 10 м, а также стремлением гражданских потребителей повысить точность навигации, обеспечиваемую предоставляемым им кодом  $C/A$ .

Проведенные к настоящему времени теоретические и экспериментальные исследования дифференциального метода (ДМ) дали обнадеживающие результаты и выявили его перспективность, в результате чего начались работы по реализации ДР.

Эти работы стимулировались предпосылками разнообразного характера.

Прежде всего действовала общенавигационная традиция списывать накапливающиеся ошибки счисления в точках, координаты которых известны с более высокой точностью. Определенное влияние на становление ДР в ССРНС оказали разработки по использованию ДР в фазовой радионавигационной системе «Омега», где сильнокоррелированные погрешности фазовых измерений, связанные с влиянием условий распространения сверхдлинных волн, частично устраняются вводом корректирующих поправок, которые определяются на специально предусмотренных контрольных станциях (КС), привязанных по координатам с помощью геодезических средств.

Существенное значение имели исследования точностных свойств сетевых СРНС, которые выявили (и по результатам математического моделирования,

и по данным натурных экспериментов) наличие пространственной и временной корреляции составляющих погрешности местоопределения. Результаты подобных исследований непосредственно подсказывали путь к повышению точности НВО — нахождение систематических погрешностей на КС и использование их как поправок в АП.

Значительным стимулом к продолжению исследований послужили обнадеживающие результаты апробирования ДР при заходе самолетов на посадку. Условия испытаний, когда и КС, и самолет со спутниковой аппаратурой находились в ограниченном пространстве, где действует сильная корреляция погрешностей, позволили продемонстрировать высокую эффективность ДР и повышение точности до 2...3 м.

Заметное влияние оказали также изыскания по использованию псевдоспутников\* для испытаний АП на полигоне. Это было вызвано стремлением испытать аппаратуру в условиях слаборазвитой сети НИСЗ, когда одними орбитальными передатчиками не удастся сформировать хорошее созвездие и необходимо привлекать излучатели, установленные на Земле, а также стремлением восполнить созвездие тогда, когда местные препятствия на испытательном полигоне заслоняют излучение какого-либо орбитального передатчика. Работа с псевдоспутниками показала, что они могут выполнять вполне определенные функции по формированию корректирующей информации и передаче на борт потребителя необходимых для дифференциальной коррекции сигналов.

Энергичное развитие ДМ стимулировало потребности гражданской авиации в точном навигационном обеспечении по сигналам системы «Навстар». Эта система заказана МО США, поэтому предусмотрено ограничение числа потребителей, пользующихся сигналом с точным кодом  $P$ , только военными объектами. Всем остальным потребителям, в том числе самолетам и вертолетам гражданских ведомств, предоставляется возможность использовать код  $C/A$ , что, как планируется, после развертывания системы даст точность  $2\sigma = 100$  м. Поэтому очевидно стремление повысить точность с помощью ДР.

#### 20.2. СТРУКТУРА ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ ПОДСИСТЕМЫ

Для реализации ДР необходимо дополнить систему рядом технических средств, совокупность которых можно рассматривать как своеобразную подсистему. Эта дифференциальная подсистема (ДПС) не влияет на функционирование системы в основном, стандартном ее режиме, однако предоставляет потребителю возможность перейти при необходимости на работу в ДР.

В основе ДМ лежит формирование разности отсчетов, что и придало методу название — дифференциальный.

Структура ДПС поясняется рис. 20.1, где изображено рабочее созвездие из четырех НИСЗ, выбранное потребителем как оптимальное для выполнения им НВО в стандартном режиме. Собственно ДПС образуют средства наземной контрольно-корректирующей станции (ККС) и дополнительные бортовые устройства потребителя. На ККС размещены: АП системы, способная в результате накопления измерений и фильтрации случайных погрешностей обеспечить наиболее точные НВО;

\* Наземный передатчик, излучающий сигнал, подобный навигационному сигналу системы. В литературе встречается также название «псевдолит», образованное из начала и конца слова «псевдосателлит».

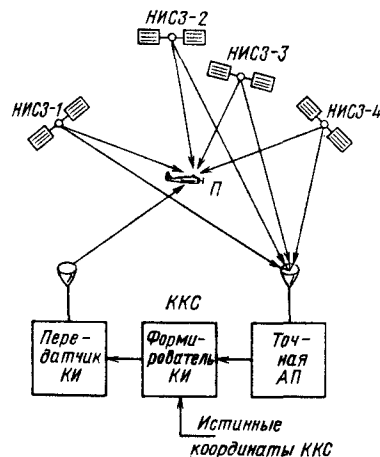


Рис. 20.1. Структура дифференциальной подсистемы:  
ККС — контрольно-корректирующая станция;  
КИ — корректирующая информация

формирователь корректирующей информации (КИ), вычисляющий поправки на сильнокоррелированные погрешности и формирующий кадр КИ; передатчик КИ. На борту потребителя размещаются: аппаратура приема КИ и устройство ввода КИ в стандартную АП. Антенна АП, размещенной на ККС, привязывается на местности с геодезической точностью.

В дифференциальном режиме на борту потребителя результаты определений в стандартном режиме будут автоматически корректироваться с помощью переданных с ККС поправок. Поскольку ККС имеет ограниченную зону действия, на обеспечиваемой территории размещается ряд таких станций, каждой из которых потребитель пользуется в зоне уверенной передачи КИ. Должны быть предусмотрены меры для своевременного перехода АП на прием КИ от очередной станции.

При развертывании ДПС естественно стремление к использованию уже имеющихся каналов связи. Поэтому в интересах различных потребителей могут быть задействованы различные средства связи, что придает ДПС многоведомственную специфику. В англоязычной литературе глобальная система GPS («Навстар»), дополненная ДПС, получила название DGPS (Differential Global Positioning System).

**Контроль целостности и контроль достоверности передачи КИ.** Основные функциональные элементы ДПС должны дополняться устройствами, решающими вспомогательные задачи: контроль целостности СРНС и контроль достоверности передачи КИ.

Под целостностью понимают способность СРНС предоставлять потребителю полноценное навигационно-временное обеспечение. Средства СРНС, обладающей высокой целостностью, в любой момент времени доступны потребителю для проведения высокоэффективного навигационного сеанса. Говоря о целостности системы или целостности радионавигационного поля, имеют в виду нормальную, штатную работу каждого из НИСЗ системы. В свою очередь, целостность обеспечивается исправной работой бортового радиокомплекса НИСЗ, штатным функционированием НКУ (снабжающего НИСЗ эфемеридами, ЧВП и альманахом),

высокой достоверностью передачи по командно-программной радиодиагонали на борту НИСЗ массива служебной информации.

В кадре сигнала системы «Глонасс» (см. гл. 10) передается признак  $B_n$ , характеризующий работоспособность бортового источника навигационного сигнала (БИНС), и интегральный признак работоспособности спутника  $C_n$ . Однако признак  $B_n$  охватывает лишь одно звено СРНС, а признак  $C_n$  отражает ситуацию, имевшую место более 12 ч тому назад. Необходима более оперативная система контроля целостности, созданием которой в настоящее время занимаются как со стороны «Глонасс», так и со стороны «Навстар».

Возможно решать эту задачу путем автономного контроля целостности на борту потребителя, применяя алгоритмы, использующие избыточную измерительную информацию. Такой прием полезно предусматривать и для стандартного, и для дифференциального режимов. Однако в ДР появляется дополнительная возможность: формировать оценки целостности в наземных средствах ДПС, и прежде всего в ККС. Если обнаруживается нарушение целостности, по каналам передачи КИ передается соответствующее уведомление, которое потребитель способен реализовать немедленно.

Потребитель корректирующей информации должен иметь гарантию того, что он получает правильные поправки. Для этого нужно контролировать достоверность принимаемой КИ. Для контроля достоверности в поле передатчика КИ можно расположить вынесенный приемный пункт, координаты которого заранее определяются с высокой точностью. Если на этом пункте проводить навигационный сеанс по спутниковой РНС и одновременно вносить поправки, полученные от ККС, можно по сопоставлению скорректированных координат с априорно известными определить качество КИ, о чем незамедлительно будет сообщено на ККС.

Вынесенный приемный пункт будет выполнять функции контрольной станции. На него же вполне возможно возложить решение также и задачи контроля целостности.

Таким образом, в состав ДПС должно дополнительно входить устройство контроля целостности СРНС и достоверности передачи КИ.

### 20.3. МЕТОДЫ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ

**Основы дифференциальной методик в СРНС.** Дифференциальными методами НВО можно назвать методы определения координат, составляющих скорости и времени потребителя (его вектора состояния ВС) по результатам приема и обработки сигналов ССРНС в двух разнесенных точках ее рабочей зоны. Одна из этих точек — место расположения АП, координаты



которой уточняются, вторая — место расположения аппаратуры приема и обработки сигналов, обеспечивающей формирование КИ для уточнения координат потребителя. Вторая точка эталонируется в результате ее привязки на местности с геодезической точностью и размещения там наиболее точной АП. Совокупность средств, размещенных в эталонируемой точке, образует ККС.

Дифференциальный метод используется для уменьшения погрешности определения координат потребителя по сравнению с погрешностями, имеющими место при стандартном методе НВО, путем исключения сильнокоррелированной их части. Считается, что сильнокоррелированные в двух точках рабочей зоны погрешности обусловлены проявлением эфемеридных погрешностей НИСЗ, уходом его ШВ и влиянием распространения сигналов в ионосфере и тропосфере. Поскольку на эталонированной ККС путем сопоставления ее координат, определенных по сигналам ССРНС, с априорным их значением можно выявить систематическую погрешность, то такую же систематическую погрешность можно приписать и координатам, определенным потребителем. Если потребителю сообщить с ККС значение соответствующей поправки, он сможет скорректировать результаты своего навигационного определения. Для передачи КИ используется тот или иной канал связи.

Очевидно, что эффект от применения ДМ будет зависеть от того, насколько одинаковыми окажутся погрешности на ККС и в точке нахождения потребителя в те моменты, когда на его борту производится спутниковые навигационные определения, т. е. от степени пространственной и временной корреляции погрешностей. При сильной корреляции систематическая часть погрешности будет исключаться практически полностью, при слабой выявится остаточная погрешность.

Было предложено и проанализировано много различных вариантов ДМ, различающихся по ряду признаков, основными из которых являются: характер корректируемой в АП информации; способ передачи КИ с ККС потребителю.

По характеру корректируемой в АП информации можно различать ДМ с коррекцией определяемого ВС (в частности, координат потребителя и его скорости) и с коррекцией навигационного параметра, измеряемого в АП (псевдодальность, псевдоскорость).

По способам передачи КИ образуются варианты, зависящие от выбора канала связи.

Рассмотрим основные варианты ДМ.

**Метод коррекции координат.** Данный метод предполагает, что корректируются координаты потребителя, определенные им по сигналам НИСЗ, при стандартном режиме использования ССРНС. Корректирующая информация формируется на ККС (координаты

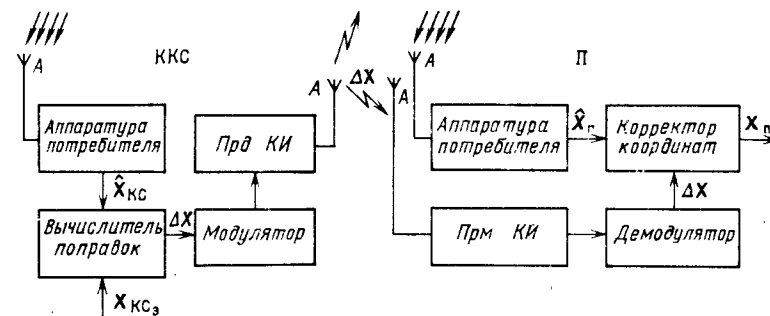


Рис. 20.2. Структурная схема, поясняющая метод коррекции координат

фазового центра антенны которой заранее известны с высокой точностью) путем сопоставления эталонных координат с координатами, вычисленными в результате стандартного навигационного сеанса, проводимого на ККС с помощью АП наивысшего класса точности. Полученные дифференциальные поправки (как разности истинных и измеренных координат ККС) передаются в составе КИ потребителю, который и уточняет по ним свои координаты.

Алгоритм этого метода (рис. 20.2) может быть записан в виде:

$$\Delta X = X_{KC3} - \hat{X}_{KC}; \quad X_n = \hat{X}_n + \Delta X, \quad (20.1)$$

где  $\hat{X}_{KC}$ ,  $\hat{X}_n$  — векторы оценок координат ККС и потребителя по сигналам ССРНС;  $X_{KC3}$  — вектор эталонных координат ККС;  $\Delta X$  — вектор поправок;  $X_n$  — вектор уточненных координат потребителя.

Метод ввода поправок в координаты сравнительно прост, так как не меняет основного алгоритма навигационных определений потребителя, но ему свойствен существенный недостаток — ограничение дальности действия. Дело в том, что потребитель использует обычно НИСЗ, образующие наивыгоднейшее по геометрии созвездие (так называемое оптимальное созвездие), вследствие чего и ККС должна использовать такое же созвездие. Поправки, вычисляемые на ККС, относятся к ее оптимальному созвездию, но тогда и все потребители в зоне могут пользоваться этими поправками, если сами работали по тому же оптимальному созвездию. Это можно обеспечить при небольших расстояниях между ККС и потребителем. По мере удаления потребителя от ККС созвездие, оптимальное для нее, перестает быть таковым для потребителя, а на определенных расстояниях некоторые НИСЗ из него вообще не будут находиться в зоне радиовидимости потребителя. В то же время переносить поправки, найденные по одному созвездию, на результаты



определений, полученные по другому, явно недопустимо, так как это может даже ухудшить точность.

Преодолеть отмеченный недостаток можно, если не требовать, чтобы и ККС, и потребитель пользовались одним и тем же созвездием.

**Метод коррекции навигационных параметров.** Идея метода состоит в том, чтобы сообщить потребителям набор поправок к результатам измерений по всем НИСЗ, которые потенциально могут быть использованы потребителем, предоставив тем самым возможность каждому выбирать наиболее выгодное для него созвездие.

На ККС вычисляются поправки к измеряемым параметрам (например, к псевдодальности) по всем НИСЗ, находящимся над ее радиогоризонтом. Для этого на ККС измеряют псевдодальности до всех радиовидимых НИСЗ и одновременно по эталонным координатам станции находят их расчетные значения, которые принимают за истинные дальности. Разности расчетных и измеренных значений передаются в составе КИ всем потребителям. Каждый потребитель выбирает оптимальное для него созвездие и корректирует измеренные им псевдодальности с помощью поправок, относящихся к используемым им НИСЗ. По скорректированным результатам измерений в АП решается навигационная задача.

Алгоритм данного метода (рис. 20.3) можно записать так:

$$\Delta r_i = r_{КСi} - \tilde{r}_{КСi}; \quad r_{Пi} = \tilde{r}_{Пi} + \Delta r_i; \quad [r_{П1}, \dots, r_{ПN}] \rightarrow X_{П}, \quad (20.2)$$

где  $\tilde{r}_{КСi}$ ,  $\tilde{r}_{Пi}$  — псевдодальности, измеренные на ККС и потребителем;  $r_{КСi}$  — эталонные псевдодальности для ККС;  $\Delta r_i$  — поправки к псевдодальностям;  $r_{Пi}$  — уточненные псевдодальности для потребителя.

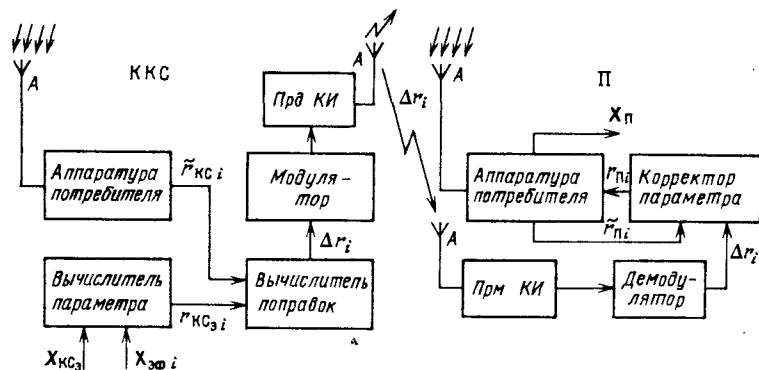


Рис. 20.3. Структурная схема, поясняющая метод коррекции навигационного параметра

Вариантом данного метода является вычисление поправки к измеряемому параметру самим потребителем, использующим для этого передаваемые с ККС ее эталонные координаты и набор измеренных псевдодальностей, а также извлекающим данные об эфемеридах НИСЗ из их сообщений, которые декодируются в процессе проведения потребителем навигационного сеанса.

Возможен и такой вариант метода, когда ради уменьшения объема КИ с ККС передаются поправки не к дальномерному параметру, а к разностно-дальномерному, что обязывает потребителя также проводить разностно-дальномерные измерения.

**Метод разностной коррекции навигационного параметра.** При использовании рассмотренных методов предполагалось, что потребителем навигационная задача решается полностью: либо до использования КИ (метод коррекции координат), либо после внесения поправок (метод коррекции навигационного параметра). При этом обязательно ведется точный расчет координат НИСЗ, для чего из служебного сообщения, содержащегося в кадре сигнала, извлекается эфемеридно-временная информация. Необходимые для этого вычислительные затраты усложняют матобеспечение АП по сравнению с матобеспечением стандартного режима его использования, что удорожает АП.

Для гражданских потребителей первостепенное значение имеет удешевление АП, поэтому понятно стремление упростить решения навигационной задачи на борту потребителя, например, отказавшись от расчета координат НИСЗ и применив простые линейные преобразования. Такая возможность появляется, если с ККС сообщать потребителю направляющие косинусы радиолинии НИСЗ—ККС, а также измеренные псевдодальности и при необходимости — пространственные координаты и поправку к ШВ ККС.

Данный метод применим в малой зоне вблизи ККС. При близком расположении станции и потребителя достигающий их фронт волны от НИСЗ можно считать плоским, и тогда радиолинии НИСЗ—ККС и НИСЗ—потребитель будут задаваться одинаковыми направляющими косинусами. Известно, что в этом случае (рис. 20.4) разность дальностей от одного и того же НИСЗ до ККС и потребителя  $\Delta r = r_{КС} - r_{П}$  может быть связана с разностью координат ККС и потребителя через соответствующие направляющие косинусы. При определении четырехмерного ВС  $Q(x, y, z, t)$  по  $N$  НИСЗ можно связать  $N$ -мерный вектор приращений псевдодальностей  $\Delta \bar{r}$  с четырехмерным вектором приращений координат  $\Delta Q$  матрицей размерности  $(N \times 4)$ , содержащей направляющие косинусы (от угла места  $\theta$  и азимута  $A$ ):

$$G = \begin{vmatrix} \cos \theta_1 \cos A_1 & \cos \theta_1 \sin A_1 & \sin \theta_1 & 1 \\ \cos \theta_2 \cos A_2 & \cos \theta_2 \sin A_2 & \sin \theta_2 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ \cos \theta_N \cos A_N & \cos \theta_N \sin A_N & \sin \theta_N & 1 \end{vmatrix} \quad (20.3)$$

в виде

$$\Delta Q = (G^T G)^{-1} G^T \Delta \bar{r}. \quad (20.4)$$

В геометрической матрице (20.3) столбцы задают коэффициенты по широте, долготе, высоте и времени.

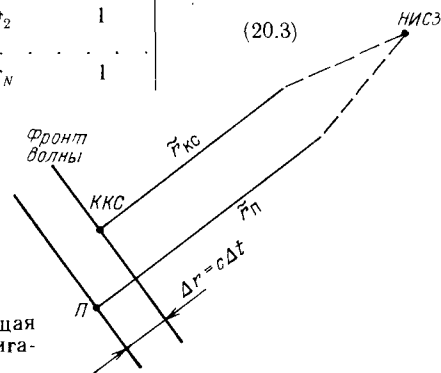


Рис. 20.4. Диаграмма, иллюстрирующая принцип разностной коррекции навигационного параметра

Зная  $G$  и измерив  $\Delta \bar{R}$ , можно с помощью простых преобразований (20.4) найти  $\Delta Q$ , а стало быть, и местоположение потребителя относительно ККС, а также расхождение их ШВ.

Важно обратить внимание на то, что при формировании разностей псевдодальностей  $\Delta R = r_{KC} - r_{Pi}$  все сильнокоррелированные погрешности измерений будут исключаться, в чем и проявится дифференциальный эффект\*.

При реализации этого метода на ККС в какие-то моменты измеряют псевдодальности для всех НИСЗ и вычисляют их направляющие косинусы. Эта информация передается потребителю, который также проводит измерения по НИСЗ, образующим оптимальное созвездие. Образуя относящиеся к данным НИСЗ разности  $r_{KC_i} - r_{Pi}$ , потребитель вычисляет приращения своих координат относительно координат ККС, т. е. находит свое относительное местоположение. Если потребитель получает от ККС и ее координаты, он может непосредственно найти свои координаты в используемой системе отсчета.

Отметим, что вместо псевдодальностей можно оперировать временами прихода сигналов НИСЗ соответственно к ККС и к потребителю, тогда разность времен  $\Delta t$  прихода выступит в качестве измеряемого (разностного) параметра.

**Модификация основных методов.** Варьируя состав передаваемой с ККС информации, содержание решаемых потребителем задач, способы формирования и передачи КИ, можно получить ряд модификаций основных ДМ.

Прежде всего укажем на ДМ с использованием псевдоспутников. В этом варианте на ККС применяется передатчик, подобный передатчику НИСЗ, который излучает стандартный навигационный сигнал. В кадр сигнала дополнительно заложена КИ. Достоинством такого ДМ является то, что для передачи потребителю КИ нет необходимости в дополнительной связной аппаратуре. Кроме того, псевдоспутник выступает как дополнительная наземная навигационная точка, относительно которой потребитель может выполнять измерения. Такой «заземленный» НИСЗ находится постоянно в распоряжении потребителя, пребываящего в рабочей зоне ККС, а измерения по нему могут улучшить геометрию навигационного сеанса. Несмотря на недостатки, обусловленные возможностью приема сигналов псевдоспутника только в пределах зоны прямой видимости, данный метод привлекает к себе внимание.

Интерес, проявляемый к разработке псевдоспутников для включения их в ДПС, связан с возможностями псевдоспутников:

- улучшать геометрию навигационного сеанса;
- повышать надежность навигационных определений путем замены вышедшего из строя НИСЗ;
- передавать КИ без привлечения дополнительной связной аппаратуры на борту потребителя;
- обеспечивать гарантированную точность навигационных определений при недостаточной развернутой орбитальной группировке НИСЗ путем установки псевдоспутников в южных районах;
- предоставлять потребителю региональное средство контроля для оценки работоспособности АП.

Объем передаваемой с ККС информации может изменяться в зависимости от типа потребителя, что будет далее показано при рассмотрении содержания КИ.

Объем вычислений в АП может уменьшаться, если будет увеличен объем КИ, передаваемой с ККС. Так, метод с разностной коррекцией навигационных параметров, при котором ККС передает направляющие косинусы НИСЗ, можно реализовывать

\* Поскольку в данном методе поправки как таковые не определяются и не используются для коррекции, название «метод с временной коррекцией», предложенный в [161], представляется недостаточно четким.

так, что с ККС будут передаваться и значения доплеровских сдвигов частот (в виде определенных коэффициентов), что упростит решение задачи захвата сигнала НИСЗ, а также позволит сократить объем данных, извлекаемых из кадра сигнала.

#### 20.4. КОРРЕКТИРУЮЩАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Возможности практической реализации ДР в ССРНС «Глонасс» или «Навстар» определяются прежде всего возможностями передачи КИ от ККС к бортовой АП. В связи с этим большое внимание уделялось содержанию КИ, форме ее представления и каналам связи.

Американский специальный комитет морской радиотехнической комиссии SC-104, проводя работы в интересах морских, авиационных и прочих потребителей системы «Навстар», создал в 1983 г. [177] три рабочие группы (по вопросам формата и данных кадра КИ; связного канала; псевдоспутников), которые возглавили опытные специалисты в области спутниковой радионавигации. Первая фаза исследований завершилась рекомендациями по набору стандартных кадров, по выбору диапазонов частот для связи ККС с потребителями и по конструкции псевдоспутников.

Рекомендуемый формат кадров КИ отличается от формата кадра системы «Навстар», так как из-за различий в содержании длина формата кадров КИ переменная, тогда как формат кадра для стандартного режима системы постоянен. В то же время отмечается, что имеют место предпосылки для приведения формата кадров КИ к стандартизованному формату данных, передаваемых НИСЗ. Это обусловлено стремлением к унификации матобеспечения в основном режиме и в ДР, в том числе к единому алгоритму обнаружения ошибок (в основном кадре и в кадре КИ), а также целесообразностью использования в ДР хорошо проверенных и удобных алгоритмов основного режима.

При совместном использовании потребителями систем «Глонасс» и «Навстар» возникает естественный вопрос об унификации кадров корректирующей информации той и другой системы. Для ДПС «Глонасс» ее разработчиками предложен свой набор кадров, приближенный к формату кадра сигнала этой системы. Как и формат кадров КИ системы «Навстар», этот формат отличается от основного формата своей системы. Таким образом, при различии основных форматов сигналов двух систем предложены различные форматы КИ, к тому же не совпадающие с основными форматами. В такой ситуации унификация матобеспечения оказывается непростой задачей, требующей совместной работы двух сторон в рамках программы SC-104. Исход таких объединенных усилий еще не ясен, поэтому целесообразно

Стандартом предусматривается до 64 различных типов сообщений, передаваемых ККС потребителям. Определено назначение и структура для значительной группы кадров (кадры 1—17), рекомендуемых всем пользователям системы «Навстар» в ДР. Структура кадров с 18-го по 59-й пока не определяется, но предоставляется возможность отдельным видам служб предложить свои варианты в интересах обслуживания своих потре-

Масштабный коэффициент (МК)																														Повторение в словах
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30	
		UDRE	Идентифи- катор НИСЗ					Поправка псевдодальности										Контрольные разряды					3, 8, 13, 18							

Скорость изменения поправки псевдодалности	Возраст данных	МК	UDRE	Идентификатор НИСЗ	Контрольные разряды	4, 9, 14, 19
--	----------------	----	------	--------------------	---------------------	--------------

Поправка псевдодальности	Скорость изменения поправки псевдодальности	Контрольные разряды	5, 10, 15, 20
--------------------------	---	---------------------	---------------

Возраст данных	МК	UDRE	Идентифи- катор НИСЗ	Поправка псевдо- важности (стар- шие разряды)	Контрольные разряды	6, 11, 16, 21
----------------	----	------	-------------------------	---	------------------------	---------------

Поправка псевдо- далности (мпа- дние разряды)	Скорость измене- ния поправки псевдодалности	Возраст данных	Контрольные разряды	7, 12, 17, 22
---	--	----------------	------------------------	---------------

Скорость изменения поправки псевдодальности	Возраст данных	Заполнение	Контрольные разряды	(N+2)-е слово, если N = 1, 4, 7, 10
---	----------------	------------	---------------------	-------------------------------------

Возраст данных	Заполнение	Контрольные разряды	(N+2)-е слово, если N = 2, 5, 8, 11
----------------	------------	---------------------	-------------------------------------

Рис. 20.5. Кадр КИ первого типа:  
 $N_{\text{НИСЗ}}$  — число НИСЗ, информация о которых передается в кадре

Параметр	Число разрядов	Цена младшего разряда	Диапазон изменения
Поправка псевдодальности, м	16	0,02 или 0,32	$\pm (655,36 \dots 10485,76)$
Скорость изменения поправки псевдодальности, м/с	8	0,002 или 0,032	$\pm (0,256 \dots 4,096)$
Идентификатор НИСЗ	5	1	1...32
Масштабный коэффициент	1	0,02 (0,002); 0,32 (0,032)	2 состояния
UDRE*	2	см. табл. 20.2	4 состояния
Возраст данных	8	—	—
Контрольные разряды	$6 \times N^{**}$	—	—

\*UDRE — ошибка псевдодалности потребителя в ДР (табл. 20.2), оцененная на ККС, которая определяет масштабные множители для передаваемых в кадре поправки псевдодалности и скорости ее изменения.

**\*\*N** — число НИСЗ, информация о которых передается в кадре.

бителей. Кадры 60—64 отведены не для ДПС спутниковой РНС, а для обеспечения ДР наземной импульсно-фазовой ДВ РНС «Лоран-С», бортовая аппаратура которой может применяться наряду со спутниковой АП.

Дадим обзор основным кадрам с 1-го по 17-й. Отметим сразу, что в каждом из кадров первые две строки одинаковы, так что содержание собственно кадра начинается с третьей строки.

Строка 1 содержит преамбулу, тип сообщения (один из 64), идентификатор ККС, контрольные разряды. Строка 2 дает: модифицированный  $z$ -счет (см. гл. 10), где период  $X1$  равен 0,6 с (а не 6 с), номер последовательности, длину передаваемого кадра  $(N+2)$ , состояние станции (8 градаций), контрольные разряды.

Кадр первого типа — дифференциальные поправки. Этот кадр основной. Он включает: поправки псевдодальности  $\Delta r_0$  и скорости их изменения  $d/dt(\Delta r_0)$  для каждого НИСЗ, видимого с ККС; возраст данных; идентификатор НИСЗ; информацию об эквивалентной ошибке дальности потребителя в ДР (UDRE—User Differential Range Error); вспомогательные данные. Он применяется при реализации ДМ коррекции навигационного параметра подвижными объектами без использования на объекте каких-либо моделей ионосферы и тропосферы (рис. 20.5 и табл. 20.1).

Псевдодальность, измеренная потребителем, корректируется с использованием параметров, полученных из кадра данного типа, так:

$$\tilde{r}(t) = \tilde{r}_m(t) + \Delta\tilde{r}_0 + \left[ \frac{d(\Delta\tilde{r}_0)}{dt} \right] (t - t_0), \quad (20.5)$$

где  $\tilde{r}_m(t)$  — псевдодальность, измеренная потребителем в момент  $t$ ;  $\Delta r_0$  — поправка псевдодальности, измеренная на ККС в момент  $t_0$  (16 разрядов);  $\frac{d(\Delta r_0)}{dt}$  — скорость изменения поправки псевдодальности в момент  $t_0$  (8 разрядов);  $t_0$  — модифицированный z-счет времени из второго стандартного слова (13 разрядов), относящийся к НИСЗ, идентификатор которого указан пятью разрядами в данных идентификации НИСЗ (см. рис. 20.5).

В кадре также содержится информация о работоспособности НИСЗ в виде UDRE, которая не просто повторяет данные из кадра НИСЗ, а базируется на оценке дифференциальной ошибки потребителя, полученной на ККС с учетом сравнения истинных и измеренных там  $r$ , а также на оценке качества данных и измерений.

Цена разрядов поправок для  $\tilde{r}$  изменяется в зависимости от величины UDRE. Если UDRE мала (код 00, см. табл. 20.2), цена разрядов будет соответственно 0,02 м и 0,002 м/с. При больших значениях UDRE (код 11) цены разрядов будут соответственно 0,32 и 0,032 м/с.

Потребителю сообщается также информация о возрасте данных (ID), показывающая, на сколь свежих данных кадра НИСЗ базируются поправки ККС. Смысл этой информации следующий.

Большую часть времени и потребитель, и ККС проводят свои расчеты по одним и тем же данным НИСЗ. Однако возможны ситуации, когда в их распоряжении будут разновременные данные. Если потребитель располагает более свежими (по сравнению с ККС) данными о ЭВИ, то он не должен их использовать в ДР до тех пор, пока ККС не сформирует поправки, базируемые также на новых данных кадра НИСЗ. Если же окажется, что у потребителя будут более старые данные, чем у ККС, то используется информация из кадра второго типа.

Кадр второго типа содержит так называемые дельта-дифференциальные поправки, которые позволяют потребителю корректировать принятые поправки, если он работает с устаревшими данными (ЭИ, ШВ) кадра НИСЗ, в то время как ККС сосчитала поправки по уже обновленным данным. Контрольная станция укажет это событие изменением параметра возраста

данных в кадрах первого и четвертого типов. Формат тот же, что и у кадра первого типа.

Дельта-дифференциальные поправки меняются со временем, поскольку при фиксации каких-то значений эфемерид расхождение расчетного и измеряемого значений псевдодальности в результате реального перемещения спутника будет увеличиваться. Поэтому поправки второй группы должны изменяться с каждой новой передачей и излучаться один раз в 2...3 мин.

Кадр третьего типа — параметры ККС. Он содержит сугубо вспомогательную информацию о ККС, характеризующую: координаты ККС (в геоцентрической, неподвижной относительно Земли системе координат); тропосферную поправку в направлении зенита; состояние ККС; частотно-временные поправки для генератора ККС; усредненное отношение спектральной плотности сигнала и шумов  $C/N_0$ .

Координаты ККС указываются с точностью до сантиметра.

Данные о тропосферной задержке сообщаются тем потребителям, высота расположения которых отличается от высоты расположения ККС. Сообщение имеет форму поправок в вертикальном направлении, задаваемых в метрах и характеризующих задержку сигнала от НИСЗ при его «зенитном» расположении над ККС. Может быть использована любая из нескольких тропосферных моделей, выбираемая потребителем.

Уход ШВ и частоты генератора ККС сообщается тем потребителям, которые должны определять и хранить время с высокой точностью. Естественно, для выполнения этой функции ККС должна иметь средства синхронизации своей ШВ с системной временной шкалой.

Отношение сигнал-шум  $C/N_0$  указывается как среднее значение по всем НИСЗ, за которыми ведется слежение, и выражается в децибелах. Эта информация непосредственно характеризует состояние ККС.

Длительность кадра третьего типа постоянная.

Кадр четвертого типа — геодезические параметры. Он сформирован для специфических применений ДР и будет излучаться только теми ККС, которые обслуживают геодезических потребителей. Если данные этого кадра включать в состав кадра первого типа, предназначенного для навигационных сеансов подвижных потребителей, последний лишится требуемой оперативности. В то же время заставлять геодезического потребителя использовать два кадра нерационально, вследствие чего кадр четвертого типа формируется так, чтобы использующим его потребителям он мог полностью заменить кадр первого типа, содержащий поправки к псевдодальностям  $r$ .

Кадр включает поправки  $r$ , информацию о возрасте данных, а также полученные в результате фазовых измерений (интегральных доплеровских) на ККС данные о полной мгновенной

Таблица 20.2

Эквивалентная погрешность дальности в дифференциальном режиме (UDRE) для кадра первого типа

Состояние	Код	UDRE (СКП), м
1	00	1
2	01	1...4
3	10	4...8
4	11	>8

фазе несущей, соответствующей измеряемой дальности на ККС и получаемой интегрированием доплеровских отсчетов. Применение фазовых измерений способно поднять инструментальную точность до сантиметрового уровня и тем самым повысить эффективность процедуры дифференциальной коррекции. Поскольку координаты ККС передаются потребителю в кадре третьего типа, а фазовый дальномерный отсчет, полученный на станции, — в данном кадре, потребитель способен сам рассчитать для каждого НИСЗ более точную поправку, относящуюся к точке расположения ККС, и, выполняя собственные фазовые измерения в том же временном интервале, скорректировать их с помощью вычисленных поправок. Отказ от вычисления поправок на ККС и сообщение потребителю полной мгновенной фазы несущей на ККС обусловлены тем, что интегрирование доплеровской частоты в АП может быть временно прервано, например, из-за срыва слежения за фазой несущей, смены кадра и т. п., и тогда интервал времени, на котором ККС произвела вычисление поправки, не будет равен интервалу накопления отсчетов потребителем. При принятой же схеме передачи данных потребитель оказывается в состоянии привести сообщенное ему станцией значение полной фазы к тому временному интервалу, в течение которого фактически у потребителя накапливался фазовый отсчет.

Если же слежение за несущей будет потеряно на ККС, это обозначится сбросом в нуль целой части полного мгновенного значения фазы и инкрементацией содержимого счетчика числа срывов слежения ККС.

Таким образом, геодезические потребители используют в качестве основного кадр четвертого типа и периодически — кадры второго и третьего типов. Наряду с этим они используют кадр пятого типа.

Кадр пятого типа — годность НИСЗ созвездия, он будет излучаться периодически только для одного спутника. Кадр содержит данные об идентификаторе НИСЗ; о состоянии НИСЗ; о соотношении сигнал-шум, оцениваемом непременно на ККС для всех видимых НИСЗ и для спутника, входящего в зону радиовидимости ККС. В сообщении о состоянии НИСЗ включаются: информация о годности спутника, предупреждение о предстоящей его негодности, уведомление о негодности новой ЭВИ спутника и о воспроизведении старой через ККС (семнадцатый тип сообщения).

В данных о состоянии НИСЗ кадр будет воспроизводить три старших разряда восьмиразрядного слова, которые закладываются в альманахе системы для данного НИСЗ.

Кадр шестого типа — холостой, содержащий только два первых стандартных слова. Они применяются тогда, когда отсутствует содержательная информация от ККС, но остается необходимость

в поддержании побочной синхронизации в канале дифференциальной коррекции.

Кадр седьмого типа дает альманах для морских радиомаяков, используемых в качестве передающих станций, которые обслуживают потребителей, работающих в ДР. В него включены следующие данные о радиомаяке: координаты, дальность действия, частота, скорость передачи (от 25 до 300 бит/с), годность (четыре градации), вид модуляции. Кроме того, передается альманах на все радиомаяки, объединенные в сеть.

Кадр восьмого типа содержит альманах для псевдоспутников, по содержанию похожий на кадр для морских радиомаяков.

Кадр девятого типа — высокоскоростные дифференциальные поправки — предполагается применять в тех ситуациях, когда для каких-то НИСЗ псевдодальность и ее производная изменяются со временем чрезмерно быстро, и поэтому КИ нужно передавать для них более оперативно. Это заставляет предусмотреть особый кадр, формат которого повторяет формат кадра первого типа, с тем отличием, что в него включены поправки только для указанных НИСЗ, что и обеспечивает ускоренную передачу кадра.

Кадры с десятого по шестнадцатый определяются как относящиеся к работе по сигналу с кодом  $P$ , по сигналу с кодом  $C/A$  на частоте  $f_1$  и на частоте  $f_2$  (применяемой для устранения ионосферной погрешности), к наземным передатчикам каналов связи, к параметрам ионосферных и тропосферных моделей, к информационным сообщениям.

Кадр семнадцатого типа — предшествующий набор эфемерид. Такое сообщение передается при негодности новых эфемерид НИСЗ до тех пор, пока они не будут скорректированы.

Форматы и содержание кадров детально изложены в [191, 207].

## 20.5. КАНАЛЫ ПЕРЕДАЧИ КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ИНФОРМАЦИИ

Каналы передачи КИ относятся к ключевым звеньям реализации ДМ. Именно они призваны доставлять с требуемой скоростью дифференциальные поправки воздушным, морским и сухопутным потребителям. Выбор каналов является предметом регламентаций комитета SC-104. В результате анализа возможностей использования всех освоенных диапазонов радиоволн выделены как преимущественные следующие радиоканалы: УКВ с дальностью в пределах прямой видимости; УКВ с ретрансляцией через связные спутники; средневолновый с передачей поверхностной волной; УКВ навигационный с дальностью в пределах прямой видимости (вариант с использованием псевдоспутников).

Канал первого типа (диапазоны 390...1550 МГц и 3...300 ГГц) может удовлетворить авиационных потребителей, которые широко пользуются УКВ связью с землей. Связь с ретрансляцией через спутники, особенно стационарные, сможет обеспечить КИ любого потребителя на обширных территориях, однако соответствующая оконечная аппаратура и антенна спутника будут достаточно дороги, вследствие чего такой способ считают приемлемым для обеспечения океанских акваторий, когда другие способы явно неприменимы. По каналам средневолновой связи (275...2000 кГц) можно обслужить наземных и морских потребителей на дальностях до нескольких сотен километров, при этом с несущественными доработками можно использовать эксплуатируемые в данном диапазоне сети наземных радиомаяков. Вариант с применением диапазона навигационного сигнала «Навстар», когда КИ излучается передатчиком псевдоспутника, а на борту потребителя один из каналов отводится для ее приема, представляется достаточно предпочтительным.

По-видимому, речь не идет о выборе для всех потребителей единых каналов связи: ДМ может опираться на различные радиоканалы, и различные группы потребителей будут пользоваться предназначенными им каналами в зависимости от зоны их действия и оснащенности оконечными связными устройствами.

Наиболее успешно ведутся проработки по обеспечению КИ потребителей в прибрежных водах (они стимулируются Береговой охраной США и аналогичными ведомствами скандинавских стран), а также в приаэродромных зонах.

В качестве передающих станций для сообщения КИ потребителям в прибрежных морских водах планируется использовать уже существующие радиомаяки. Желательно, чтобы по мере движения корабля относительно береговой зоны КИ принималась последовательно через различные радиомаяки, причем переключение со станции на станцию выполнялось бы автоматически. Естественно, что при этом потребитель должен иметь возможность выбирать наиболее выгоднейшей для него радиомаяк.

Комитет SC-104 рекомендует для этого информационный кадр особого содержания — седьмого типа. Данный кадр содержит информацию о местоположении и состоянии всех радиомаяков, связанных с данной ККС.

Если при реализации ДР потребитель опирается на псевдоспутники, ему необходима информация о их местоположении, коде и о состоянии аппаратуры. Эти сведения содержатся в кадре восьмого типа.

При подборе каналов передачи КИ исходят из объема передаваемой информации и частоты повторения передачи, что определяет необходимую скорость передачи. Рассмотренные рекомендации по форматам кадра КИ, включающие набор кадров

различной длительности, позволяют сократить до минимума объем КИ, сообщаемый потребителям в данной зоне в сложившихся условиях. Так, основной кадр первого типа желательно передавать как можно чаще, в то время как кадр второго типа можно сообщать один раз в минуту, третьего и пятого типов — поочередно через 1 мин, седьмого типа — один раз в 5 мин. На объем передаваемой информации влияет также число спутников, за которыми ведется слежение.

Если принять скорость передачи информации 50 бит/с, можно оценить среднее время передачи кадра первого типа и дополнительно кадра девятого типа: для среднего числа отслеживаемых НИСЗ, составляющего обычно 7, кадр первого типа может быть передан за 10 с, а скоростной кадр девятого типа в случае повторных сообщений с НИСЗ — за 7 с.

Частота повторения передачи КИ определяется скоростью нарастания остаточной погрешности и требованиями потребителя к точности местоопределения. Для неподвижного потребителя остаточная погрешность будет возрастать со временем в связи с ростом нескомпенсированного ухода ШВ спутника и изменением проекции эфемеридной погрешности на направление радиолинии из-за движения НИСЗ. Для подвижного потребителя влияние второго фактора будет усиливаться вследствие собственного движения потребителя. Чем выше требования к навигационной точности, тем чаще следует обновлять КИ.

Считается [177], что для высокоточных определений повторять передачу КИ следует через 10...30 с, в более облегченных ситуациях — через 5...10 мин.

Более обоснованные данные можно получить в результате обстоятельных исследований пространственной и временной корреляции погрешностей в зоне действия ККС.

## 20.6. ТОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДМ

**Источники погрешностей НВО в ДР.** На точность НВО с помощью сетевых СРНС влияют многочисленные факторы. В литературе приводится много оценок составляющих погрешности местоопределения, полученных математическим моделированием и обобщением опыта эксплуатации АП, которые не всегда согласуются между собой из-за различия в исходных данных. Тем не менее возможно представить их применительно к системе «Навстар» (табл. 20.3) в виде, наглядно демонстрирующем выигрыш от применения дифференциальной обработки (подсистема DGPS) в варианте использования АП, работающей по кодам  $P$  и  $C/A$ .

**Остаточная погрешность.** Из табл. 20.3 видно, что в зоне наибольшей эффективности ДР систематические составляющие погрешности (эфемеридная, ШВ, ионосферная, избирательного

Таблица 20.3

## Составляющие погрешности местоопределения

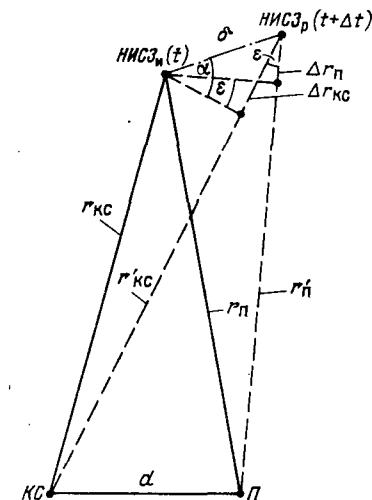
Источники и виды погрешностей	Значения, м, при использовании кода			
	Р		С/А	
	GPS	DGPS	GPS	DGPS
Неточность прогноза эфемерид и ухода БШВ	3,5	—	3,9	—
Возмущения орбиты и немоделируемые уходы ШВ	2,7	2,7	2,7	2,7
Задержка сигнала в ионосфере	2,3	—	9,0	—
Задержка сигнала в тропосфере	2,0	2,0	2,0	2,0
Шумы приемника	1,5	1,5	5,0	5,0
Многолучевость распространения	1,2	1,2	1,2	1,2
Ограничения, вводимые мерами избирательного доступа для гражданских потребителей	—	—	30,0	—
Прочие источники	1,0	1,0	1,0	1,0
Эквивалентная СКП измерения дальности:				
без фильтрации	5,8	4,0	32,2	6,2
с фильтрацией	4,4	1,3	31,7	2,0
СКП определения места:				
без фильтрации	17	12	97	18
с фильтрацией	14	4	95	6

Примечание. ГФ принят равным 3.

доступа) исключаются, в то время как случайные составляющие определяют уровень остаточной (после дифференциальной коррекции) погрешности. Именно последняя в ДР определяет эквивалентную погрешность измерения дальности, которая далее через геометрический фактор пересчитывается в погрешность определения координат потребителя. Отметим, что фильтрация случайных погрешностей способна снизить их влияние примерно втрое. Приведенные оценки показывают, что применение фильтрации заметно улучшает точностные характеристики ДР по сравнению со стандартным: для работы с кодом Р погрешность с 14 м снижается до 4 м, а для кода С/А имеет место еще более разительный эффект уменьшения погрешности — с 95 до 6 м. Последняя оценка демонстрирует особую эффективность ДР в условиях нештатного функционирования системы, когда резко возрастают сильнокоррелированные погрешности.

Приведенные оценки относятся к случаям благоприятной геометрии, когда ГФ не более 3. Если же окажется, что в сеансе не участвуют НИСЗ с высокими углами места, то погрешность определения высотной координаты потребителя мо-

Рис. 20.6. Диаграмма, поясняющая зависимость остаточной погрешности измерений от удаления потребителя от ККС



жет возрасти вдвое. В такой ситуации использование ДР с применением псевдоспутников в качестве ККС может ее снизить.

По мере отработки систем «Глонасс» и «Навстар» точность прогнозирования эфемерид и временных поправок будет возрастать, что приведет к повышению относительного вклада погрешностей из-за распространения радиоволн и шумовых погрешностей АП. Следует при этом иметь в виду, что погрешности из-за смещения ШВ при ДР могут быть полностью скомпенсированы. Компенсация эфемеридных, тропосферных и ионосферных погрешностей ухудшается с разнесением трасс распространения сигналов от НИСЗ соответственно к ККС и к потребителю. Происходит как бы геометрическая декорреляция эфемеридных погрешностей и пространственная декорреляция ионосферной погрешности.

Вопросы пространственно-временной корреляции погрешностей измерения псевдодальностей и снижения шумовой погрешности измерений являются предметом усиленных теоретических и экспериментальных исследований.

**Остаточная эфемеридная погрешность и ее зависимость от расстояния между потребителем и ККС.** Если в точке размещения ККС можно полностью скомпенсировать сильнокоррелированные погрешности измерений, то с удалением потребителя от ККС появляется нескомпенсированная (остаточная) погрешность, которая будет возрастать с увеличением расстояния между ККС и потребителем. Этот эффект можно наглядно проследить с помощью упрощенной диаграммы [158] влияния неточностей прогноза эфемерид и ухода БШВ (рис. 20.6).

Если бы эфемериды и ШВ были безошибочными, то при расположении спутника в некоторой истинной точке НИСЗ<sub>и</sub> в момент  $t$  расчетное его положение НИСЗ<sub>р</sub> в тот же момент совпало бы с истинным. В действительности же при наличии эфемеридной  $\delta$  и временной  $\Delta t$  погрешностей расчет на ККС и у потребителя момента и места излучения сигнала дает смещенную точку НИСЗ<sub>р</sub> и искаженный момент  $(t + \Delta t)$  излучения сигнала. Поэтому при обработке данных о псевдодальности появятся соответствующие погрешности, причем временные погрешности  $\Delta t$  для ККС и потребителя будут одинаковыми, а эфемеридные погрешности окажутся различными, так как проекция отрезка НИСЗ<sub>и</sub>—НИСЗ<sub>р</sub> (длиной  $\delta$ ) на направления радио-



трасс НИСЗ<sub>Р</sub>—ККС ( $\Delta r_{\text{КС}}$ ) и НИСЗ<sub>Р</sub>—потребитель ( $\Delta r_{\text{П}}$ ) будут неодинаковыми. С удалением потребителя от ККС, т. е. с ростом  $d$ , это различие в общем случае будет увеличиваться.

Для ККС в этом случае расчетное значение момента прихода сигнала

$$T_p = r'_{\text{КС}}/c + t + \Delta t \approx (r_{\text{КС}} + \Delta r_{\text{КС}})/c + t + \Delta t,$$

а истинное значение

$$T_{\text{и}} = r_{\text{КС}}/c + t,$$

так что погрешность в измерении задержки сигнала

$$\Delta T_{\text{КС}} \approx \Delta r_{\text{КС}}/c + \Delta t. \quad (20.6)$$

Для потребителя погрешность в измерении задержки сигнала будет иной:

$$\Delta T_{\text{П}} \approx \Delta r_{\text{П}}/c + \Delta t. \quad (20.7)$$

Соответствующие (20.6) и (20.7) погрешности при обработке данных о псевдодалности

$$\Delta \tilde{r}_{\text{КС}} \approx \Delta r_{\text{КС}} + c\Delta t, \quad \Delta r_{\text{П}} \approx \Delta r_{\text{П}} + c\Delta t. \quad (20.8)$$

Из (20.8) видно, что, во-первых погрешность из-за ухода спутниковой ШВ не зависит от расстояния  $d$  и будет полностью компенсироваться и, во-вторых, что остаточная погрешность определится разностью  $\Delta r_{\text{ост}} = \Delta r_{\text{КС}} - \Delta r_{\text{П}}$ .

Остаточную погрешность можно выразить через  $\delta$ ,  $d$  и  $r$ , если учесть, что  $\Delta r_{\text{КС}} = \delta \sin \alpha$ , а  $\Delta r_{\text{П}} = \delta \sin(\alpha - \varepsilon)$ . Тогда, имея в виду, что  $\varepsilon$  — малая величина ( $\varepsilon \leq d/r$ ), получаем  $\Delta r_{\text{ост}} = \delta \cos \alpha \varepsilon$ , откуда следует

$$\Delta r_{\text{ост}} \leq (\delta d/r) \cos \alpha. \quad (20.9)$$

Отметим, что остаточная погрешность, обусловленная неточностью прогноза эфемерид, существенно уменьшается, если эфемеридная погрешность направлена по радиолинии ( $\alpha = 90^\circ$ ). К ошибкам же вдоль орбиты система в ДР наиболее чувствительна. В противоположность этому стандартная система весьма чувствительна к погрешностям именно вдоль радиолинии и малочувствительна к погрешностям вдоль орбиты.

В наихудшем случае ( $\alpha = 0$ ), когда вектор эфемеридной погрешности направлен вдоль орбиты, верхняя граница оценки

$$\Delta r_{\text{ост}} \leq \delta d/r. \quad (20.10)$$

По соотношению (20.10) нетрудно подсчитать, что при эфемеридной погрешности  $\delta = 1$  км остаточная погрешность для удалений 100 и 500 км будет составлять соответственно 5 и 25 м, а при  $\delta = 100$  м остаточная погрешность на тех же удалениях составит 0,5 и 2,5 м.

Видно, что остаточная погрешность растет линейно с удалением потребителя от ККС\*. Следует при этом иметь в виду, что погрешности в измерении псевдодалности пересчитываются в погрешности определения координат через геометрический фактор. Последний обычно удерживается на уровне до 3. Поэтому в соответствии с (20.10) при  $\delta = 100$  м на удалении  $d = 500$  км остаточная погрешность определения координат может достигать 7,5 м.

\*Недавно предложена методика, исключающая такой рост.

Снижение эфемеридных погрешностей будет уменьшать остаточную погрешность, причем ограничением здесь является шумовая погрешность измерений, которая не должна маскировать выигрыш от применения ДМ.

**Остаточная ионосферная и тропосферная погрешности.** В стандартном режиме при работе по коду  $P$  ионосферная погрешность устраняется путем использования двухчастотного приема, а при работе по коду  $C/A$  — внесением поправок, рассчитываемых потребителем по некоторой модели ионосферы, задаваемой набором коэффициентов. Если в ДР использовать алгоритм коррекции с применением модели ионосферы, надо, чтобы модель одинаково точно описывала состояние ионосферы и для ККС, и для потребителя. На это нельзя рассчитывать, так как местные возмущения у потребителя не поддаются прогнозу с ККС, вследствие чего реальные условия прохождения радиоволн к ККС и к потребителю будут по-разному отличаться от модельных и компенсация не будет полной. Поэтому в ДР рекомендуется не проводить особую алгоритмическую компенсацию ионосферных погрешностей, а устранять их заодно с другими при внесении дифференциальных поправок. Если на ККС вводится поправка и КИ будет содержать лишь ее некомпенсированную часть, причем потребитель сам не может рассчитать поправку, то данные о ней должны отдельно сообщаться потребителю для ввода им такой же коррекции. Если же потребитель получит возможность пользоваться точной ионосферной моделью, то алгоритмическую коррекцию можно возложить на него самого. Тогда ионосферная поправка, вводимая на ККС, не будет содержаться в сообщаемой потребителю КИ. В случае ее неучета на ККС надо будет сообщать значение погрешности потребителю.

В ДР, когда КИ включает и ионосферную погрешность, а потребитель не проводит собственной коррекции ионосферной погрешности, остаточная погрешность у потребителя будет включать составляющую ионосферного происхождения. Последняя вызывается двумя факторами: различием углов возвышения НИСЗ относительно ККС и потребителя, что приводит к различной протяженности путей радиосигнала в ионизированной среде; наличием нерегулярных изменений в вертикальном распределении плотности ионизации, что создает различные условия на радиотрассах к ККС и к потребителю. По имеющимся оценкам, первый фактор дает вклад порядка 1 м, второй — около 0,5 м.

Тропосфера при угле возвышения НИСЗ менее  $5^\circ$  может внести в измерения псевдодалности погрешность до 30 м. Однако существуют модели тропосферы, способные учитывать такие погрешности с точностью до 1...3 м. При использовании ДР остаточная погрешность за счет тропосферы составит десятки доли метра. Имеет место и другая причина тропосферной остаточной погрешности — разность высот ККС и потребителя, проявляющаяся



при навигационных определениях на воздушных объектах. Однако она может компенсироваться самим потребителем, вводящим в используемую модель высоту полета. Считается, что остаточная погрешность за счет тропосферы будет менее 1 м, если углы возвышения НИСЗ будут больше  $5^\circ$ .

**Точностный выигрыш дифференциального режима.** Точностной выигрыш (ТВ) дифференциального режима удобно оценивать сопоставлением его точности с точностью стандартного режима. Мерой ТВ может явиться отношение погрешности местоопределения стандартного режима  $\sigma_{\text{ср}}$  к погрешности местоопределения дифференциального режима  $\sigma_{\text{др}}$ .

Выразительные характеристики ТВ были получены в результате аналитических исследований, проведенных для условий, когда систематические погрешности за счет рефракции в ионосфере и тропосфере составляют менее 0,5 от уровня эфемеридных погрешностей\*. Для этих условий ТВ определяется двумя основными факторами: отношением погрешностей измерения в АП радионавигационного параметра  $\sigma_{\text{и}}$  к эфемеридной погрешности  $\sigma_{\text{эф}}$  и временем устаревания корректирующей информации  $\Delta t$ . При этом в погрешность измерения РНП включаются случайные погрешности — инструментальная, хранителя времени, из-за многолучевого приема, остаточные рефракционные и все прочие, сопутствующие измерениям.

Типовой характер изменения ТВ в зависимости от упомянутых факторов показан на рис. 20.7. Здесь представлены графики ТВ ( $\sigma_{\text{ср}}/\sigma_{\text{др}}$ ) в функции отношения  $\sigma_{\text{и}}/\sigma_{\text{эф}}$  для различных значений времени устаревания  $\Delta t$  (0, 5, 10 и 15 мин).

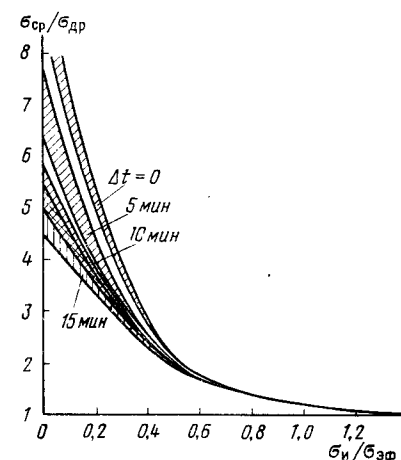


Рис. 20.7. Выигрыш дифференциального режима по сравнению со стандартным режимом

При этом для каждого значения  $\Delta t$  приведены две зависимости, верхняя из которых относится к АП в точке расположения контрольной станции, а нижняя — к АП на удалении 1000 км от нее.

Графики показывают, что ТВ будет наибольшим вблизи контрольной станции и при использовании свежей КИ. С удалением от контрольной станции и с устареванием КИ выигрыш будет падать. Однако наибольшее влияние на значе-

\* Исследования проведены канд. техн. наук В. А. Федоровичем.

ние ТВ оказывает отношение погрешности измерения  $\sigma_{\text{и}}$  к эфемеридной погрешности  $\sigma_{\text{эф}}$ . Видно, что высокая эффективность ДР достигается при значениях  $\sigma_{\text{и}}/\sigma_{\text{эф}} \leq 0,1$ , что диктует необходимость снижения  $\sigma_{\text{и}}$ . Наряду с этим четко просматривается и малоэффективность ДР ( $\text{ТВ}=1$ ) в условиях, когда  $\sigma_{\text{и}} > \sigma_{\text{эф}}$ . Отсутствие выигрыша в этом случае понятно и из физики явления: несмотря на устранение систематических погрешностей, точность местоопределения будет ограничиваться уровнем шумовых погрешностей измерений.

Если же в измерениях будут присутствовать более значимые систематические погрешности за счет рефракции сигнала, то это приведет к более высоким значениям оценок ТВ.

Одной из кардинальных мер снижения  $\sigma_{\text{и}}$  может явиться переход от измерения по огибающей сигнала к измерениям по фазе несущей частоты.

## 20.7. ИЗМЕРЕНИЯ РНП ПО ФАЗЕ НЕСУЩИХ КОЛЕБАНИЙ

Сетевые спутниковые РНС целесообразно применять для высокоточного абсолютного и относительного координирования объектов в интересах навигации и геодезии [165, 184, 193]. Поскольку точностные характеристики АП ССРНС «Глонасс» и «Навстар» при штатном режиме работы не позволяют получить требуемых для высокоточной навигации и геодезии определяемых параметров, то необходимо применить специальные способы обработки навигационных радиосигналов. Наиболее перспективны фазовые измерения на несущей частоте радиосигналов и дифференциальные методы обработки навигационной информации.

Эффективность дифференциальных методов навигационных определений возрастает при увеличении отношения систематических погрешностей к шумовым. При определении координат по ССРНС традиционными способами обычно измеряют задержки принимаемых модулирующих ПСП относительно местной ШВ. При таких измерениях эффект от снижения систематических погрешностей за счет дифференциальной обработки ограничивается уровнем шумовых погрешностей. Поэтому применение только дифференциальных методов не позволяет в желаемой степени улучшить точностные характеристики навигационной АП.

Если для измерения задержек использовать тонкую структуру сигналов — фазы несущих навигационных сигналов, то шумовые погрешности окажутся несоизмеримо малыми по сравнению с систематическими. Поэтому дифференциальные методы обработки в сочетании с фазовыми измерениями в принципе позволяют существенно повысить точность навигационных определений.

С другой стороны, применение фазовых измерений без дифференциальных методов обработки также нецелесообразно,

поскольку вклад квазисистематических составляющих в ошибку местоопределения существен.

Использование в качестве измеряемого параметра фазы несущей обеспечивает [165] определение псевдодальности с миллиметровой точностью, а кодовой задержки — с точностью порядка одного метра. Однако при фазовых измерениях возникает проблема устранения многозначности, так как псевдодальность в этом случае измеряется только с точностью до целого числа длин волн.

Возможны несколько способов получения дополнительной информации для устранения многозначности фазовых отсчетов:

использование избыточных поверхностей положения за счет дополнительных высокоточных измерений по коду  $P$  и измерений приращений дальности [165]. Аппаратура, использующая такой подход к разрешению многозначности, должна обеспечивать возможность измерений фазы несущей, высокоточных измерений псевдодальности по коду  $P$  и приращений псевдодальностей;

использование разности несущих частот  $f_1$  и  $f_2$  в режиме дополнительных измерений на разностной частоте  $\Delta f = f_1 - f_2$ , что позволит расширить зону однозначных отсчетов приблизительно в четыре раза. Аппаратура, использующая такой вариант устранения многозначности, должна обеспечивать возможность фазовых измерений и измерения псевдодальностей по коду  $P$  на двух несущих частотах ( $f_1, f_2$ );

использование информации от избыточных спутников, число которых в ССРНС при углах места не менее  $10^\circ$  колеблется от 1 до 5. Аппаратура должна обеспечивать возможность фазовых измерений и измерений псевдодальностей по коду  $P$  по всем видимым НИСЗ системы.

Метод разрешения многозначности с помощью информации об избыточных поверхностях положения описан, например, в [157, 171] и состоит в отыскании такого набора значений целых чисел длин волн, при котором среднеквадратическая погрешность местоопределения минимальна. Недостатком такого подхода является большая размерность задачи оценивания. Однако время обработки результатов на ЭВМ можно уменьшить, если использовать дополнительную разностную частоту  $\Delta f$  или специально излучаемую для таких целей частоту  $f_3$ ; при этом вычислительные затраты при трехмерном местоопределении уменьшатся в  $(f_1 f_3)^{-1}$  раз.

Следует отметить, что использовать дополнительные частоты —  $\Delta f$  или  $f_3$  — для расширения интервала однозначных определений можно только при когерентности этих излучений с излучением на частоте  $f_1$ , т. е. при их согласовании по фазе и частоте. Реализовать указанное требование непросто, особенно при частотном разделении излучений различных НИСЗ, как это имеет место в системе «Глонасс», если на всех НИСЗ системы

использовать идентичную передающую аппаратуру, перестраиваемую в диапазоне всех излучаемых частот.

Для реализации различных способов устранения многозначности (УМ) требуется различное аппаратное и математическое обеспечение. При отсутствии ограничений на канальность АП и доступности для потребителя высокоточных сигналов СРНС на двух частотах целесообразно устранить многозначность по каждой псевдодальности отдельно, используя два набора данных: измерения по кодам  $P$  и фазовые измерения на каждой из двух частот ( $f_1$  и  $f_2$ ).

Механизм исключения многозначности в этом случае состоит в следующем [193].

Рассмотрим приемник, расположенный на неподвижном объекте и измеряющий псевдодальности до НИСЗ по коду  $P$  на частотах  $f_j$ ,  $j=1, 2$ :

$$r_{j\text{изм}} = r + c(\Delta t_{\Pi} - \Delta t_c) + \Delta r_{\text{эф}} + \Delta r_{\text{и1}} + \Delta r_{\text{трj}} + \xi'_j \quad (20.11)$$

и фазы несущих  $f_j$  на те же моменты времени:

$$\varphi_{j\text{изм}} = c^{-1} f_j r + f_j(\Delta t_{\Pi} - \Delta t_c) + c^{-1} f_j \Delta r_{\text{эф}} + \Delta \varphi_{\text{и1}} + \Delta \varphi_{\text{трj}} - n_j + \varepsilon_j. \quad (20.12)$$

В формулах (20.11), (20.12) обозначено:  $r$  — геометрическое расстояние между П и НИСЗ на момент измерения;  $c$  — скорость света;  $\Delta t_{\Pi}$ ,  $c$  — уход часов П и НИСЗ соответственно;  $\Delta r_{\text{и1}}$ ,  $\Delta \varphi_{\text{и1}}$  — ионосферные групповая и фазовая задержки соответственно;  $\Delta r_{\text{тр}}$ ,  $\Delta \varphi_{\text{тр}}$  — тропосферные групповая и фазовая задержки соответственно;  $n_j$  — целое число периодов несущей  $f_j$ , соответствующее геометрической дальности  $r$ ;

$$n_j = \left\lfloor \frac{r}{\lambda_j} \right\rfloor = \left\lfloor \frac{r f_j}{c} \right\rfloor, \quad (20.13)$$

$\lfloor \cdot \rfloor$  — целая часть ( $\cdot$ );  $\lambda_j$  — длина волны частоты  $f_j$ ;  $\xi'_j$  — шумовые погрешности псевдодальномерных измерений;  $\varepsilon_j$  — шумовые погрешности фазовых измерений;  $\varphi$  — фазы, выраженные в долях фазового цикла,  $0 \leq \varphi \leq 1$ .

Воспользуемся известными приближенными соотношениями [46] между фазовыми и групповыми задержками, выраженными в одинаковых единицах измерения:

$$\Delta r_{\text{гр1}} = \Delta r_{\text{гр2}} = \Delta \varphi_{\text{тр1}} \lambda_1 = \Delta \varphi_{\text{тр2}} \lambda_2, \quad (20.14)$$

$$\Delta r_{\text{и1}} = \Delta r_{\text{и2}} f_2^2 / f_1^2 = - \Delta \varphi_{\text{и1}} \lambda_1 = - \Delta \varphi_{\text{и2}} \lambda_1 f_1^2 / f_2^2, \quad (20.15)$$

$$\Delta r_{\text{и1}} = k_1 N_{\Sigma} / f_1^2, \quad \Delta \varphi_{\text{и1}} = - k N_{\Sigma} / f_1, \quad (20.16)$$

где  $N_{\Sigma}$  — интегральная электронная концентрация вдоль луча  $r$ ;  $k$ ,  $k_1$  — коэффициенты пропорциональности, причем  $k_1 = kc$ .

Будем полагать, что для исключения тропосферных погрешностей использован один из известных высокоточных способов коррекции [63] и остаточная тропосферная погрешность фазы  $\Delta \varphi_{\text{тр0}}$ . Тогда уравнения (20.11), (20.12) для скорректированных измерений с учетом соотношений (20.13) — (20.16) и введения в уравнение (20.11) относительной переменной  $\varphi_{j\text{изм}}$  путем нормирования псевдодальностей к «длине волны» модулирующего колебания  $\lambda_P$ , соответствующего коду  $P$ :  $\varphi_{j\text{изм}} = \lambda_P^{-1} r_{j\text{изм}} = c^{-1} f_P r_{j\text{изм}}$ , где  $f_P = \tau_s^{-1}$ ,  $\tau_s$  — длительность элементарного символа кода, могут быть представлены в следующем виде:

$$\left. \begin{aligned} \psi_1 &= f_p(\rho + \tau) + \frac{f_p}{f_1^2} kN_\Sigma + \xi_1, \\ \psi_2 &= f_p(\rho + \tau) + \frac{f_p}{f_2^2} kN_\Sigma + \xi_2, \\ \varphi_1 &= f_1(\rho + \tau) - \frac{1}{f_1} kN_\Sigma - n_1 + \varepsilon_1, \\ \varphi_2 &= f_2(\rho + \tau) - \frac{1}{f_2} kN_\Sigma - n_2 + \varepsilon_2. \end{aligned} \right\} \quad (20.17)$$

В уравнениях (20.17) приняты следующие обозначения:  $\psi_i, \varphi_i$  — скорректированные результаты измерения, соответствующие величинам  $\psi_{изм}, \varphi_{изм}$ ;  $\rho = c^{-1} \cdot r$  — задержка сигнала, соответствующая геометрическому расстоянию между П и НИСЗ;  $\tau$  — суммарная остаточная погрешность, обусловленная расхождением временных шкал П и НИСЗ, погрешностями прогноза эфемерид и остаточной тропосферной погрешностью.

Уравнения наблюдения (20.17) можно представить в матричном виде при  $\xi_j = 0$  и  $\varepsilon_j = 0$ :

$$\begin{pmatrix} \psi_1 \\ \psi_2 \\ \varphi_1 \\ \varphi_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} f_p & f_p f_1^{-2} & 0 & 0 \\ f_p & f_p f_2^{-2} & 0 & 0 \\ f_1 & -f_1^{-1} & -1 & 0 \\ f_2 & -f_2^{-1} & 0 & -1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \rho + \tau \\ kN_\Sigma \\ n_1 \\ n_2 \end{pmatrix} \quad (20.18)$$

Система (20.18) содержит четыре уравнения и четыре неизвестные величины:  $\rho^* = \rho + \tau$ ,  $kN_\Sigma$ ,  $n_1$ ,  $n_2$ . Определяемые параметры  $n_1$  и  $n_2$  можно представить в виде

$$n_1 = -\varphi_1 + a_1 \psi_1 + b_1 \psi_2, \quad (20.19)$$

$$n_2 = -\varphi_2 + a_2 \psi_1 + b_2 \psi_2, \quad (20.20)$$

где

$$a_1 = \frac{f_1^2 + f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot \frac{f_1}{f_p}, \quad b_1 = -2 \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot \frac{f_2}{f_p},$$

$$a_2 = 2 \frac{f_1 f_2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot \frac{f_1}{f_p}, \quad b_2 = -\frac{f_1^2 + f_2^2}{f_1^2 - f_2^2} \cdot \frac{f_2}{f_p}.$$

Коэффициенты  $a_j, b_j$  для системы «Навстар» будут иметь одни и те же значения при УМ по всем НИСЗ системы, а для системы «Глонасс» они будут различными при УМ по различным НИСЗ.

Таким образом, при фазовых измерениях многозначность возможна в принципе устранить, используя алгоритмы (20.19) либо (20.20), если доступны измерения по высокоточному коду на двух частотах.

Наличие в измерениях шумов  $\xi_j$  и  $\varepsilon_j$  приводит к погрешностям  $\Delta n_j$  в определении величины  $n_j$ . Условие устранения

неоднозначности при наличии шумов может быть записано в следующем виде:

$$|\Delta n_j| < 0.5. \quad (20.21)$$

Вероятность  $P_{ум}$  выполнения условия (20.21) характеризует надежность УМ.

При фазовых измерениях по системе «Глонасс» в погрешность  $\Delta n_j$  дополнительно к шумовой войдет еще систематическая составляющая, обусловленная отсутствием привязки фазы дальномерного кода к фазе несущей, поэтому при одном и том же объеме обрабатываемых данных вероятность  $P_{ум}$  для системы «Глонасс» будет меньше. Для устранения этой дополнительной систематической погрешности следует включить начальное рассогласование фаз несущей и дальномерного кода в вектор оцениваемых параметров.

Получаемая таким способом точность местоопределения при полностью доступных высокоточных сигналах на двух частотах может составить единицы сантиметров. Для широкого класса потребителей доступен меньший объем информации. Однако и в этом случае использование совместной обработки фазовых измерений и псевдодальномерных по коду С/А в сочетании с оптимальным сглаживанием результатов позволит получить точность местоопределения вплоть до дециметров [164, 218, 219] для подвижных объектов и более высокую — для геодезических [205, 206].

## 20.8. РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ. РЕАЛИЗАЦИЯ ДПС

Интерес к использованию системы «Навстар» в ДР проявляют специалисты различных ведомств и служб. Для оценки практических возможностей методики в большом объеме проводились натурные испытания, результаты которых подтвердили эффективность ДР [168, 191].

Испытания на морских судах. В ноябре 1983 г. Гидрографической службой Канады совместно с фирмой Nortech (Норвегия) был проведен эксперимент в открытом море для определения точности и надежности DGPS на различных расстояниях от береговой ККС. Данная серия испытаний показала, что на удаленных до 300 км ДР может обеспечить точность порядка 5...10 м, существенно снижая систематические погрешности, при этом исключение ионосферной ошибки оказывается более эффективным, чем при двухчастотном способе работы.

Испытания на военных и гражданских вертолетах и самолетах. Серии испытаний были посвящены применению ДР при навигационном обеспечении авиационных объектов. В 1984 г. на полигоне Армии США Юма Управление объединенной программы GPS провело испытания ДМ с коррекцией псевдодальностей. Испытания проводились в интересах отработки системы бомбометания. В результате экспериментов было показано, что в ДР точность местоопределения вертолета составила 2...3 м, причем использование кодов Р и С/А дает вполне сравнимые точности. Наряду с этим выяснено, что период обновления дифференциальных поправок может достигать нескольких минут.

Параллельно с армейскими проводились испытания ДМ при обеспечении полетов гражданских вертолетов  $UH=1$ , что было вызвано необходимостью проведения ряда работ (полеты на малой высоте в горной и малоизученной местности, посадка на неподготовленные площадки, наведение на промысловые плавающие средства и т. п.), при которых требуемая точность местоопределения превосходит возможности, предоставляемые сигналом, модулированным кодом  $C/A$ .

Результаты испытаний показали, что скорость измерения поправки к координатам составляет несколько сантиметров в секунду (хотя, по другим данным она может достигать 1 м/с), что позволяет передавать поправки один раз в минуту. Применение ДР позволило снизить погрешность измерения высоты с 40 до 6,4 м, а также уменьшить влияние неблагоприятного геометрического фактора.

Основной результат испытаний состоит в том, что ДМ позволяет обеспечить заход на посадку по сигналу, модулированному кодом  $C/A$ , с точностями определений по горизонтальным координатам 1, 4 м и по высоте 6,4 м.

Эффективность ДМ можно проиллюстрировать экспериментальными зависимостями (рис. 20.8), которые наглядно демонстрируют резкое снижение погрешностей определения плановых и высотной координат в момент включения дифференциальной обработки.

Испытания на геодезических полигонах. Геодезической службой Канады в ходе исследования возможностей системы «Навстар» весной 1984 г. были проведены испытания в районе г. Оттава, где был создан калибровочный полигон с базами 2...220 км, все пункты которого были привязаны на местности по первому классу точности. Между пятью пунктами полигона было проложено 15 баз. Цель испытаний состояла в определении достижимой точности с помощью DGPS для геодезии и геодинамики.

Результаты эксперимента в виде отклонений окончечных точек базовых линий при их определениях по DGPS от значений, полученных наземным построением, показали, что применение ДР для геодезических работ при измерениях по фазе несущей, исключении или учете всех погрешностей и камеральной обработке методом тройной разности способно дать точность на уровне миллиметров.

Проведенные в декабре 1985 г. новые серии испытаний подтвердили точность геодезических измерений при использовании ДМ на уровне 5 мм.

Таким образом, ДР систем «Глонавс» и «Навстар» позволит гражданским потребителям, работающим по сигналу с кодом  $C/A$ , снять точностные ограничения и выйти на уровень точности, представляемый кодом  $P$ . Для потребителей, нуждающихся в точностях, выше обеспечиваемых возможностями стандартного режима работы по сигналу с кодом  $P$ , ДР позволяет повы-

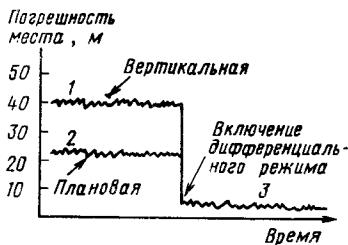


Рис. 20.8. Экспериментальные временные зависимости погрешности места по высоте (1) и в плане (2) в стандартном режиме; 3 — погрешность в ДР

сить уровень точности, в особенности при освоении фазовых измерений по несущей частоте. При этом режиме эффективно подавляются погрешности, возникающие при нештатной работе системы, что способствует повышению функциональной устойчивости бортовой аппаратуры потребителей.

Дифференциальный режим предоставляет дополнительные возможности контроля качества навигационного поля, создаваемого системой.

**Реализация ДПС.** Накопленный опыт теоретических и экспериментальных работ оказался достаточным для создания ДПС систем «Навстар» и «Глонавс». Наиболее успешным было внедрение дифференциального режима в практику кораблевождения. Вначале в США, а затем во Франции и в Скандинавии корректирующие поправки стали передавать через береговые радиомаяки [215, 227]. Координированная группа таких радиомаяков образовала европейскую ДПС системы «Навстар». Для системы «Глонавс» создается координированная цепочка ДПС, наземные средства которых размещаются по побережьям Черного, Балтийского, Баренцева морей, вдоль Северного морского пути, на крайнем северо-востоке, на дальневосточном побережье [211].

Проводятся работы по использованию авиационных приводных станций в интересах реализации дифференциального режима для обеспечения самолетовождения. Особые наземные контрольно-корректирующие станции позволят применять дифференциальный режим местоопределения при посадке самолетов на заранее не оборудованные посадочными средствами аэродромы.

## ГЛАВА 21

### ТОЧНОСТЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ В АКТИВНОМ И ОТНОСИТЕЛЬНОМ РЕЖИМАХ

#### 21.1. ТОЧНОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АКТИВНЫХ СРНС

При самоопределении координат потребителя (П) в активном режиме с высокой точностью рационально использовать дальномерный вариант построения системы. Известен, правда, проект угломерно-дальномерной системы фирмы «Вестингауз» [60, 152], где дальность до НИСЗ измеряется методом «запрос — ответ», а два угла относительно этого же НИСЗ — пассивным методом, но точностные свойства этой системы невысоки (ошибка определения координат около 2 км).

Если в качестве навигационного параметра (НП) в СРНС избрана дальность П — НИСЗ — П, измеряемая по запросу с П, то для определения поверхностных координат достаточно наблюдать два НИСЗ. Точностные свойства такой системы могут быть

охарактеризованы геометрическими факторами (ГФ), рассмотренными в § 18.2. Однако баланс ошибок, позволяющий количественно оценить элементы матрицы  $K_R$ , отличается от баланса ошибок, рассмотренного в гл. 19 применительно к пассивному режиму СРНС. В частности, в рассматриваемом случае не требуется синхронизации излучений НИСЗ. Зато появляется погрешность ретрансляции, обусловленная различием задержек сигналов в ретрансляторах различных НИСЗ, а также нестабильностью этих задержек. Нетрудно видеть, что погрешности эфемерид в рассматриваемом случае оказывают удвоенное влияние на погрешность определения координат по сравнению с пассивным режимом, так как кроме трассы распространения П—НИСЗ сигнал проходит и в обратном направлении. В табл. 21.1 приведены балансы погрешностей пассивной и активной дальномерных СРНС. Из нее следует, что равенство погрешностей измерений дальностей в сравниваемых системах достигается при прочих равных условиях, если  $\Delta_c = \Delta_p + \Delta_{рт}$ .

В ряде практических приложений, например при организации управления движением, возникает необходимость в спутниковых системах наблюдения, представляющих собой такую разновидность сетевых СРНС, для которых результат навигационных определений необходимо иметь в некотором наземном центре наблюдения (см. § 1.3). Если такая система строится на базе пассивной СРНС с последующей передачей результатов навигационных определений в центр наблюдения по связной радиолинии, то ее точностные свойства, как нетрудно видеть, практически полностью определяются свойствами пассивной системы. Точностные характеристики пассивных СРНС подробно рассмотрены в гл. 18 и 19. Остановимся на точностных свойствах систем наблюдения, основанных на активных СРНС.

В активном асинхронном варианте при определении поверхностных координат должны измеряться не менее трех квазидальностей по линиям П — один из трех НИСЗ — центр наблюде-

ния. В активном синхронном варианте с синхронизацией с НИСЗ измеряются разности дальностей по линиям НИСЗ—П—один из двух НИСЗ — центр наблюдения и НИСЗ — центр наблюдения для определения поверхностных координат. В активном синхронном варианте с синхронизацией с центра наблюдения измеряются разности дальностей по линиям центр наблюдения—НИСЗ—П—НИСЗ—центр наблюдения.

Балансы погрешностей в каждом из упомянутых трех вариантов построения активных систем наблюдения приведены в табл. 21.2.

Сравнивая табл. 21.1 и 21.2, легко заметить, что добавление каждой лишней трассы распространения радиоволн в активных системах ухудшает точность измерения дальности и усиливает влияние ошибок эфемерид на точность навигационных определений. С этой точки зрения, казалось бы, что из всех вариантов активных систем наблюдения предпочтение следует отдать асинхронному. Однако не следует забывать, что при этом методе, в отличие от синхронных, кроме определяемых координат неизвестным является расхождение шкал времени П и центра наблюдения. Точностные свойства асинхронного варианта, характеризуемые соответствующими ГФ, похожи на точностные свойства пассивных квазидальномерных СРНС. Очевидно, что при одной и той же сети благодаря уменьшению числа определяемых параметров в синхронных активных системах ГФ всегда лучше, чем в асинхронных (и пассивных), что снижает темпы проигрыши в точности, которые обуславливаются добавочными трассами распространения сигналов в синхронных системах.

Таблица 21.2

Балансы погрешностей при различных вариантах активных систем наблюдения

Источники погрешностей	Асинхронный вариант	Синхронный вариант с запросом	
		с НИСЗ	из центра наблюдения
Синхронизация	—	$\Delta_c$	—
Распространение радиоволн	$\Delta_p + \Delta_{рн}$	$2\Delta_p + \Delta_{рн}$	$2\Delta_p + 2\Delta_{рн}$
Ретрансляция	$\Delta_{ртс}$	$\Delta_{ртс} + \Delta_{ртп}$	$2\Delta_{ртс} + \Delta_{ртп}$
Обработка на приемном конце радиолинии	$\Delta_{он}$	$\Delta_{он}$	$\Delta_{он}$
Эфемериды	$\Delta_z + \Delta_{эн}$	$2\Delta_z + \Delta_{эн}$	$2\Delta_z + 2\Delta_{эн}$

Примечание. Индекс «н» относится к линии НИСЗ — центр наблюдения, индекс «п» — к потребителю,  $\Delta_{рн}$  — ошибка, связанная с распространением радиоволн по трассе НИСЗ — центр наблюдения, а  $\Delta_{ртп}$  — погрешность за счет нестабильности ретранслятора потребителя.

Таблица 21.1

Сравнение балансов погрешностей при пассивном и активном способах измерения дальностей

Источник погрешностей	Способ измерения	
	Пассивный	Активный с запросом с П
Синхронизация излучений НИСЗ	$\Delta_c$	—
Распространение радиоволн	$\Delta_p$	$2\Delta_p$
Ретрансляция сигналов	—	$\Delta_{рт}$
Обработка сигналов на приемном конце радиолинии	$\Delta_o$	$\Delta_o$
Эфемериды	$\Delta_z$	$2\Delta_z$

Таблица 21.3

Средние значения и СКО ГФ  $\Gamma_{\text{ги}}$  при активном и пассивном режимах навигационных определений

Режим	Показатель	Число видимых НИСЗ						
		2	3	4	5	6	7	8
Пассивный	$\Gamma_{\text{ги ср}}$	—	19,2	16,6	1,68	1,62	1,34	1,28
	$\sigma_{\Gamma}$	—	27,9	34,5	0,54	0,59	0,06	0,07
Активный	$\Gamma_{\text{ги ср}}$	56,1	2,8	2,0	1,25	1,12	1,04	1,00
	$\sigma_{\Gamma}$	63,1	1,1	1,7	0,61	0,10	0,05	0,02

Для иллюстрации сказанного вновь обратимся к рассмотренным в гл. 19 региональным системам при использовании их в синхронном активном режиме с запросом с центра наблюдения. Зона действия синхронной системы шире зоны действия асинхронной (или пассивной). В табл. 21.3 приведены средние значения ГФ  $\Gamma_{\text{ги}}$  в системе, построенной на базе эллиптических спутников, и их СКО при различном числе видимых НИСЗ. Здесь же для сравнения повторены аналогичные значения для пассивного (или асинхронного) варианта использования этой же сети НИСЗ, заимствованные из табл. 19.4.

Как видно из табл. 21.3, характер изменения среднего значения и СКО ГФ при изменении числа видимых НИСЗ одинаков в активном и пассивном режимах. Однако при малых числах видимых НИСЗ в активном режиме значения ГФ в 5...10 раз меньше, чем в пассивном режиме, так что при ограниченном числе НИСЗ в сети активный режим может обеспечить более высокую точность местоопределения, чем пассивный. Однако, если учесть, что падает и точность измерений НП (см. табл. 21.2), то точностные характеристики активного и пассивного режимов при малом числе видимых НИСЗ оказываются сравнимыми. При большом числе видимых НИСЗ ( $\geq 5$ ) точность местоопределения в пассивном режиме оказывается выше.

## 21.2. ТОЧНОСТНЫЕ СВОЙСТВА СЕТЕВЫХ СРНС В ОТНОСИТЕЛЬНОМ РЕЖИМЕ

Стремление к повышению точности местоопределения с помощью РНС привело к использованию этих систем в так называемом относительном, или дифференциальном, режиме (см. гл. 20). Особое внимание он привлек к себе в связи с созданием сверхдлинноволновой РНС «Омега» [171]. Этот режим состоит в определении взаимного расположения двух движущихся или неподвижных П с целью компенсации сильнокоррелированных составляющих ошибок навигационных определений. При

таком методе точность определения взаимного расположения П оказывается тем выше, чем ближе размещены эти объекты. Если в качестве одного объекта используется неподвижный контрольный пункт (КП), установленный в точке с известными координатами, то на определенном расстоянии от этого КП возможно более высокоточное, чем в обычном режиме, определение координат любого П, на который передаются результаты измерений на КП в том или ином виде. Благодаря своей повышенной точности относительный метод привлек к себе внимание и создателей сетевых СРНС [191].

Пусть навигационные определения проводятся двумя П в двух близких точках пространства по одному и тому же созвездию НИСЗ, причем ошибки нахождения НП записываются в виде

$$\Delta \mathbf{R}_1 = \Delta \mathbf{R}_{c1} + \Delta \mathbf{R}_0; \quad \Delta \mathbf{R}_2 = \Delta \mathbf{R}_{c2} + \Delta \mathbf{R}_0,$$

где  $\Delta \mathbf{R}_{c1}$ ,  $\Delta \mathbf{R}_{c2}$  — некомпенсируемые погрешности НП в пунктах 1 и 2,  $\Delta \mathbf{R}_0$  — зависимые составляющие погрешности НП в тех же пунктах.

Вычисляя относительную погрешность  $\delta q_{\text{ор}}$  навигационных определений на пункте 1, можно получить выражения для корреляционной матрицы  $\mathbf{K}_q$  ошибок навигационных определений:

$$\mathbf{K}_q = (\mathbf{C}_2^T \mathbf{K}_{R2}^{-1} \mathbf{C}_2)^{-1} + (\mathbf{C}_1^T \mathbf{K}_{R1}^{-1} \mathbf{C}_1)^{-1} + [(\mathbf{C}_2 - \mathbf{C}_1)^T \mathbf{K}_{R0}^{-1} (\mathbf{C}_2 - \mathbf{C}_1)]^{-1}. \quad (21.1)$$

В относительном режиме погрешность навигационных определений складывается из трех слагаемых, первые два из которых представляют собой погрешности определений на пунктах 1 и 2, обусловленные некомпенсируемыми погрешностями нахождения вектора НП, а третье — погрешность за счет неполной компенсации коррелированных погрешностей нахождения вектора НП, вызванных различным их преобразованием в ошибки навигационных определений вследствие различия матриц преобразования  $\mathbf{C}_1$  и  $\mathbf{C}_2$  в пунктах 1 и 2.

Представляет интерес рассмотреть ряд частных случаев использования относительного метода, вытекающих из равенства (21.1).

**Случай 1.** Пусть оба пункта 1 и 2 находятся столь близко один к другому, что практически справедливым оказывается равенство  $\mathbf{C}_1 = \mathbf{C}_2 = \mathbf{C}$ . При этом выражение (21.1) трансформируется в равенство:

$$\mathbf{K}_q = (\mathbf{C}^T \mathbf{K}_{R2}^{-1} \mathbf{C})^{-1} + (\mathbf{C}^T \mathbf{K}_{R1}^{-1} \mathbf{C})^{-1}. \quad (21.2)$$

Если при этом на каждом из пунктов результаты измерения равноточны и независимы, т. е.

$$\mathbf{K}_{Ri} = \sigma_i^2 \mathbf{I}, \quad (21.3)$$

где  $\sigma_i$  — среднеквадратическое значение погрешности нахождения составляющих вектора  $\mathbf{R}_i$ ,  $i=1; 2$  — номер пункта,  $\mathbf{I}$  — единичная матрица, то из (21.2) получим

$$\mathbf{K}_q = (\mathbf{C}^T \mathbf{C})^{-1} (\sigma_1^2 + \sigma_2^2). \quad (21.4)$$

Выражение (21.4) показывает, что точность относительного метода в рассматриваемом случае характеризуется матрицей  $(\mathbf{C}^T \mathbf{C})^{-1}$ , связь которой с ГФ уже устанавливалась в гл. 18.

Рассмотрим, в каком соотношении находятся в этом случае полный баланс ошибок (см. гл. 16) и баланс независимых ошибок  $\sigma_1$ , фигурирующих при анализе точностных свойств относительного метода. Погрешности измерений, возникающие вследствие неточностей синхронизации излучений, одинаковы на обоих пунктах и жестко коррелированы. При относительном методе эти ошибки могут быть компенсированы. Погрешности распространения радиоволн при совпадении пунктов 1 и 2 также компенсируются, если на обоих пунктах используются одинаковые модели ввода поправок на распространение радиоволн. Здесь уместно отметить, что исследованный в гл. 5 (см. также [138]) 2-частотный алгоритм коррекции ионосферных поправок превращает соответствующую коррелированную составляющую погрешности в случайную с некоторой эквивалентной дисперсией, которая может и превышать саму исходную погрешность. При относительном режиме это приводит к ухудшению точности, поэтому 2-частотную компенсацию погрешностей вследствие распространения радиоволн в этих случаях использовать нецелесообразно. Будем считать далее, что погрешности обработки на приемном конце в пунктах 1 и 2 не коррелированы. При этом предположении допускаемая неточность приводит к пессимистической оценке точностных свойств относительного метода. В соответствии с данными табл. 16.1 некомпенсируемая погрешность  $\sigma_1$  в 2...10 раз меньше, чем в обычном режиме навигационных определений. На самом деле выигрыш будет больше, так как в проведенном анализе не учитывались погрешности эфемерид, которые также компенсируются при принятых условиях.

Уравнение (21.4) показывает, что относительный метод эффективен, если  $\sigma_1^2 + \sigma_2^2 \leq \sigma_0^2$ , где  $\sigma_0^2$  — дисперсия коррелированной части ошибок нахождения вектора НП в пунктах 1 и 2.

**Случай 2.** Пусть теперь пункты 1 и 2 находятся на некотором удалении один от другого. Если при этом справедливо условие (21.3), то равенство (21.1) принимает вид

$$\mathbf{K}_q = (\mathbf{C}_1^T \mathbf{C}_1)^{-1} \sigma_1^2 + (\mathbf{C}_2^T \mathbf{C}_2)^{-1} \sigma_2^2 + (\Delta \mathbf{C}^T \Delta \mathbf{C})^{-1} \sigma_0^2. \quad (21.5)$$

Выражение (21.5) показывает, что в рассматриваемом случае первое и второе слагаемые практически аналогичны правой части

равенства (21.4). Отличие от случая 1 состоит в том, что разложение общей ошибки  $\Delta \mathbf{R}_i$  на составляющие  $\Delta \mathbf{R}_{c1}$  и  $\Delta \mathbf{R}_0$  само зависит от удаления пунктов 1 и 2 один от другого.

Можно показать, что в ССРНС независимые погрешности  $\sigma_1$  и  $\sigma_2$ , фигурирующие в (21.5), практически не меняются при различных взаимных расположениях НИСЗ и определяющихся в относительном режиме пунктов 1 и 2.

Установим теперь, как определить значение  $\Delta \mathbf{C}$  в формуле (21.5), определяющее вклад коррелированных погрешностей  $\Delta \mathbf{R}_0$  в погрешность навигационных определений в относительном режиме.

Учитывая, что пункты 1 и 2 находятся близко один к другому, нетрудно показать, что

$$\Delta \mathbf{C} \approx \frac{\partial \mathbf{C}}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial \mathbf{C}}{\partial y} \Delta y + \frac{\partial \mathbf{C}}{\partial z} \Delta z, \quad (21.6)$$

где  $\Delta x$ ,  $\Delta y$  и  $\Delta z$  — расстояния между пунктами 1 и 2 по соответствующим осям координат. Поскольку элементы матрицы  $\mathbf{C}$  — первые производные от навигационной функции по определяемым элементам матрицы  $\mathbf{q}$ , элементы матрицы  $\Delta \mathbf{C}$  — вторые производные от упомянутой функции.

Выражение (21.6) показывает, что вклад коррелированных ошибок обусловлен изменением ГФ. Это изменение, как видно из предыдущих глав, невелико, особенно при большом числе видимых НИСЗ. Поэтому влияние 3-го слагаемого выражения (21.5) малосущественно, если наблюдения в пунктах 1 и 2 проводятся по одному и тому же созвездию НИСЗ.

## ГЛАВА 22

### МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ

#### 22.1. АВТОМАТИЗАЦИЯ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ И ШТУРМАНСКИХ РАСЧЕТОВ

Требования точности и оперативности обсерваций, предъявляемые к СРНС, могут удовлетворяться только путем автоматизации процесса навигационных определений. Автоматизации подлежат все основные операции: поиск и обнаружение сигналов выбранного созвездия НИСЗ, слежение за сигналами и измерение РНП, прием и декодирование служебной информации, решение навигационных и дополнительных (сервисных) задач, контроль работоспособности аппаратуры, индикация и регистрация результатов решений.

Наметились два направления автоматизации бортовой аппаратуры потребителей (БАП). Первое из них связано с использованием в комплекте БАП специализированной, но единой ЭВМ. Второе — с применением рассредоточенных вычислителей.

Применение ЭВМ в БАП значительно расширяет возможности навигационного комплекса и позволяет решать ряд дополнительных штурманских (сервисных) задач, состав которых зависит от назначения аппаратуры. Так, для самолетной аппаратуры к числу таких задач в первую очередь относятся: хранение координат поворотных пунктов маршрута и промежуточных аэродромов, расчет и хранение параметров линии заданного пути, расчет главно- и частно-ортодромических координат, расчет времени полета до очередного поворотного пункта маршрута, расчет высоты полета и т. д.

Расширение круга задач, решаемых радионавигационной аппаратурой, в значительной мере облегчает работу штурмана, повышает эффективность использования навигационных средств и способствует их более широкому внедрению в практику. Более того, создание навигационных комплексов на базе ЭВМ открывает определенные перспективы для реализации автоматизированных систем управления движением объектов.

Тщательная отработка математического обеспечения (МО) позволила при ограниченных вычислительных возможностях микропроцессора обеспечить решение навигационной и сервисных задач. Одной из важных особенностей аппаратуры, способствующей ее высоконадежной работе, является автоматическая проверка работоспособности и поиск неисправностей.

Внедрение микропроцессоров и больших интегральных схем (БИС) наряду с совершенствованием математического обеспечения позволяет построить простую, надежную и дешевую аппаратуру.

## 22.2. МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Математическое обеспечение аппаратуры потребителей сетевой СРНС распадается на две части: первичную (ПО) и вторичную (ВТО) обработку информации. Первичная обработка решает задачи поиска и обнаружения сигналов, слежения за ними, измерения радионавигационных параметров, приема и декодирования служебной информации. Вторичная обработка предназначена для решения навигационно-временной задачи и на этой основе — для решения набора сервисных задач, а также для управления ПО, для управления вводом и выводом необходимой информации при реализации каждого из используемых режимов.

Навигационно-временная задача (НАВЗ) состоит в определении пространственных координат и составляющих вектора скорос-

ти потребителя, а также поправок к шкале времени и частоте, задаваемых его бортовым генератором. Навигационно-временная задача решается в результате обработки информации, подготовленной системой ПО: измеренных РНП (временная задержка сигнала и доплеровское смещение его частоты) и служебной информации (эфемериды НИСЗ, поправки к шкалам времени и частоты его бортового генератора).

Бортовая аппаратура потребителя решает НАВЗ в основном, рабочем режиме, кроме которого предусматривается ряд вспомогательных режимов, обеспечивающих подготовку к основному. Это — ввод альманаха (из таблиц или из сигналов НИСЗ), контроль работоспособности аппаратуры и калибровка радиотракта, ввод исходных данных для реализации сервисных задач и т. п.

Алгоритм ВТО представляет собой последовательный набор алгоритмов отдельных режимов, а также так называемый управляющий алгоритм организации этих режимов. Управляющий алгоритм в соответствии со своей функцией именуется также главным диспетчером.

По своей структуре алгоритм режима представляется совокупностью алгоритмов задач, а также управляющим алгоритмом режима (диспетчером режима). Алгоритмы отдельных задач в качестве самостоятельных единиц привлекаются к обеспечению различных режимов.

Каждая задача решается в результате выполнения совокупности процедур — логических и вычислительных; в пределах отдельной задачи процедуры могут образовывать блоки процедур. Каждая процедура реализуется тем или иным оператором.

Управляющие алгоритмы организуют последовательность вычислений и обмен информацией между аппаратной и программной частями устройства. Блочный принцип построения матобеспечения предоставляет широкие возможности для совершенствования алгоритмов в процессе их отладки, по результатам испытаний и эксплуатации путем замены или добавления отдельных процедур при соответствующем расширении логики управляющего алгоритма.

Управляющие алгоритмы — главный диспетчер и диспетчеры отдельных режимов — можно представлять в виде формально-математических операторов, что требует использования соответствующего языка. Однако для составления программ достаточно записывать их в виде структурных схем, сопровождаемых пояснительными текстами.

Алгоритм ПО или ВТО в том или ином режиме задается набором алгоритмов отдельных задач ПО или ВТО, последние реализуются соответствующим набором процедур. Набор процедур и их последовательность зависят не только от установленного режима, но и от подрежима. Дело в том, что при реализации



отдельных режимов возможны их варианты, связанные с тем, как ведется работа: на стоянке или в движении, по реальному сигналу или от имитатора сигналов, какой используется код сигнала ( $C/A$  или  $P$ ), как работает БАП (самостоятельно или с другими бортовыми навигационными приборами) и т. п. Эти варианты считаются подрежимами и различаются содержанием МО. Например, подрежимы, относящиеся к работе на стоянке и в движении, различаются между собой организацией осреднения координат.

Выбор подрежима ПО или ВТО зависит от целевой задачи, определяемой оператором БАП, условий работы аппаратуры, имеющейся априорной информации и особенностей информационно-вычислительного процесса, обусловленных текущим режимом аппаратуры.

Режим работы выбирает оператор с помощью пульта управления БАП, подрежим — с помощью признаков, хранимых в памяти и вводимых дополнительно при обращении оператора к пульту управления.

Наряду с организацией стандартных вариантов функционирования БАП, полностью определяемых заданными режимом и подрежимом, МО должно обеспечивать адаптацию к условиям использования аппаратуры. Такая адаптация должна проявляться во многих направлениях.

Прежде всего алгоритмическими средствами выбирается та группа радиовидимых НИСЗ, которая по принятому критерию окажется оптимальной. С изменением взаимоположения потребителя и используемых НИСЗ средства МО определяют необходимость в привлечении дополнительных спутников или в формировании рабочего созвездия заново. Математическое обеспечение оценивает качество априорной навигационной информации и в соответствии с этим назначает ту или иную схему поиска сигналов. В зависимости от текущей потребности в уточнении определенных составляющих оцениваемого вектора состояния принимается решение об использовании того или иного числа НИСЗ. Математическое обеспечение предусматривает адаптацию алгоритмов ВТО к маневрам (динамике) потребителя, к изменению поля помех и к иным изменениям условий применения аппаратуры.

### 22.3. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ ВТО

Наиболее наглядное представление о содержании МО дает рассмотрение набора основных задач ВТО информации. Говоря о задачах, будем иметь в виду те частные алгоритмы, имеющие самостоятельную формулировку, которые используются для организации различных режимов функционирования аппаратуры. Поэтому перечислим основные задачи, входящие в ту часть МО,

которая предназначается для решения навигационно-временной задачи и на этой основе — для решения сервисных задач.

Соберем предварительно воедино сообщенные ранее сведения о частных операциях, которые обеспечивают проведение единичного навигационного цикла, начинающегося подготовкой к измерениям и завершающегося выдачей результатов навигационных определений.

Сеть НИСЗ типа «Глонасс» или «Навстар» обеспечит непрерывную наблюдаемость (при 24-спутниковом комплекте) в любой приземной точке от 5 до 11 НИСЗ. Для решения пространственной навигационно-временной задачи по результатам измерений псевдодальностей и радиальных псевдоскоростей требуются минимум четыре спутника (см. гл. 1 и 14), которые выбираются по определенному правилу. Предполагается, что БАП позволяет проводить либо (см. гл. 1 и 9) одновременные измерения по четырем НИСЗ (многоканальный вариант), либо последовательные (одноканальный вариант). До измерений необходимо организовать поиск сигналов, для ускорения которого используются априорные данные о положении объекта и НИСЗ, захват сигналов и слежение за ними, а параллельно с измерениями — провести прием и декодирование служебной информации (см. гл. 7—9).

Для компенсации ионосферной и тропосферной рефракции следует использовать результаты измерения на двух частотах, а также соответствующие поправки (см. гл. 5 и 10). Результаты измерений надлежит также скорректировать в соответствии со значениями поправок к ШВ и к частоте генератора каждого НИСЗ, передаваемыми в кадре сигнала (см. гл. 10). Переданные в кадре значения альманаха позволяют рассчитать координаты спутников, что используется как при выборе рабочего созвездия, так и при формировании целеуказаний на поиск сигналов (см. гл. 10). Координаты и составляющие скорости НИСЗ на моменты снятия результатов измерений вычисляются по принятым в составе служебной информации эфемеридам (см. гл. 10) в результате краткосрочного прогноза движения НИСЗ. Для решения собственно навигационной задачи можно применять процедуры обработки как по полным выборкам, так и по выборкам нарастающего объема (см. гл. 14, 15). Для определения надежности навигационного сеанса следует оценить точность навигационных определений (см. гл. 16).

Перечисленные операции единичного навигационного сеанса могут реализоваться процедурой ВТО, представляющей собой следующий набор задач (рис. 22.1), включение которых регулируется управляющим алгоритмом.

Выбор рабочего созвездия преследует цель определения номеров тех спутников, с которыми целесообразна работа в течение

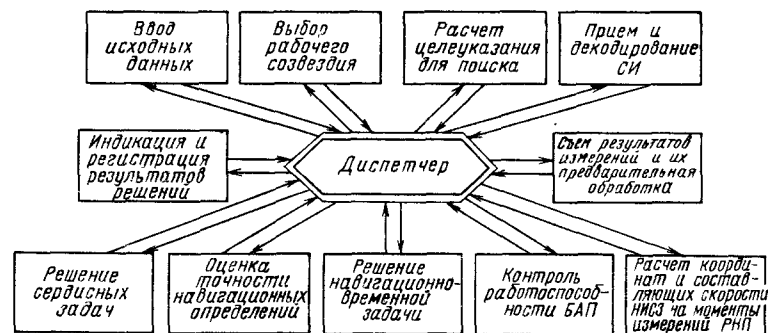


Рис. 22.1. Взаимодействие ДИСПЕТЧЕРА с блоками программного обеспечения

ближайшего интервала времени. В качестве исходных данных используется информация о всех спутниках из альманаха, а также о местоположении (априорном) потребителя и текущем времени. Альманах при этом может вводиться в память ЭВМ автоматически из внешнего запоминающего устройства или вручную оператором с пульта. Текущие параметры движения спутников находятся путем пересчета данных альманаха на текущий момент времени. В результате выбираются наивыгоднейшие четыре основных спутника и несколько запасных.

При прогнозе радионавигационного параметра вычисляются ожидаемые (прогнозируемые) значения РНП по имеющимся (априорным) координатам потребителя и по прогнозируемому положению навигационного спутника. Решение задачи подготавливает целеуказание (ЦУ) для поиска сигнала, причем в зависимости от точности ЦУ поиск может проводиться либо последовательно сначала по коду  $C/A$ , а затем по коду  $P$ , либо сразу по коду  $P$ .

При приеме и декодировании служебной информации обеспечивается помехоустойчивый прием, обработка и перемасштабирование служебной информации (СИ), а также дальнейшая передача ее в соответствующие массивы памяти ЭВМ. При приеме СИ можно сформировать альманах и выделить эфемериды (а также поправки, передаваемые в кадре) обрабатываемого спутника по любой компоненте радиосигнала. Использование кода  $C/A$  или  $P$  определяется содержанием признака, вводимого диспетчером ВТО.

Краткосрочный прогноз эфемерид предназначен для расчета предельно точных значений координат и составляющих вектора скорости соответствующего спутника на моменты измерений. Исходными для решения этой задачи являются данные о номере спутника и заданном моменте времени, а также извлеченные из

СИ координаты и составляющие скорости данного спутника (эфемериды) на ближайший узловой момент времени.

Формирование массива измерений проводится в темпе съема результатов измерений псевдодальности и радиальной псевдоскорости (или приращения дальности) с соответствующих цепей слежения за параметрами радиосигнала. При этом измеренные значения корректируются сообразно переданным в кадре сигнала частотным поправкам и поправкам к бортовой шкале времени спутника, а также исправляются на приобретенные в процессе распространения радиосигнала сдвиги информативных параметров.

Для решения навигационно-временной задачи используются исходные данные в виде измеренных радионавигационных параметров (уточненных с использованием поправок, извлекаемых из СИ, и алгоритмов учета ионосферной и тропосферной рефракций), результатов краткосрочного прогноза эфемерид, данных от автономной навигационной системы (АНС), а также соответствующих управляющих логических и временных признаков. По существу, НАВЗ может распадаться на несколько самостоятельных задач. Например, когда АП используется совместно с АНС, корректируя результаты счисления пути на основе данных от АНС, задача радионавигационных определений решается независимо от задачи счисления, но результаты радиоопределений используются затем в задаче коррекции счисления.

При решении сервисных задач вычисляется совокупность навигационных величин для визуальной индикации на дисплей по указанию оператора. Содержание визуальной информации определяется назначением АП и зависит от особенностей использования носителя. Исходными данными для решения сервисной задачи являются пространственные координаты, составляющие вектора скорости, фиксируемые в преимущественной системе координат, поправка к бортовой шкале времени, а также координаты поворотных пунктов маршрута (ППМ). В результате решения этой задачи выдаются различные (в зависимости от необходимости) данные: вертикальная составляющая скорости, путевая скорость, путевой угол, азимут на ППМ, расстояние до ППМ и время полета до него, боковое отклонение от заданной трассы полета и т. п.

Обращение к рис. 22.1 показывает, что диспетчер ВТО управляет также решением задачи оценки точности определений, которая помогает оператору оценивать качество навигационно-временного обеспечения. Наряду с этим диспетчер обеспечивает ввод исходных данных, индикацию регистрируемых данных, а также организует контроль за работоспособностью соответствующей части АП.

## 22.4. УПРАВЛЯЮЩИЙ АЛГОРИТМ

Управляющий алгоритм (диспетчер) обеспечивает совместное функционирование ПО и ВТО, включая в определенной последовательности те или иные задачи обработки, регулируя обмен информацией между ПО, ВТО и взаимодействующими системами и устанавливая сообразно сложившейся обстановке подрежимы работы.

Представление о функциях управляющего алгоритма дает его обобщенная схема на рис. 22.2.

Блок «Начальные установки» предназначен для организации начального пуска рабочего режима и включается однократно при установке АП в данный режим. Диспетчер обращается к этому блоку для установки нужных признаков и массивов информации, а также для проверки полноты ввода начальных данных, в том числе альманаха. Если в результате анализа готовности обнаружилась недостаточность исходных данных, дальнейшая программа не обрабатывается.

Следует обратить внимание на одну особенность временной организации решения различных задач. Те задачи, которые решаются оперативно в каждом навигационном цикле, отрабатываются сосредоточенно во времени и с наименьшей его затратой. В то же время ряд задач, результаты которых используются не в каждом навигационном цикле, могут решаться распределенно во времени, по частям, занимая в каждом навигационном цикле его небольшие свободные участки. Первые задачи условно относят к оперативным, вторые — к фоновым.

Если в результате проверки полноты ввода начальных данных обнаружилась готовность АП к работе, диспетчер включает решение задачи выбора рабочего созвездия (с пересчетом альманаха на данный момент времени). Поскольку в дальнейшем это решение может производиться одновременно с установившимся режимом навигационных определений, эта задача решается распределенно во времени, как фоновая. Решение завершается формированием массива данных о рабочих спутниках.

Следующий блок предназначен для проверки необходимости перезаписи эфемерид, поскольку комплекты эфемеридных данных рассчитываются на не-

которые узловые моменты времени и закладываются в кадр привязанными к этим моментам, так что содержание их сменяется при наступлении очередных узловых моментов. В ССРНС «Глонасс» эфемеридная информация оперативно обновляется каждые 30 мин. В моменты, кратные получасу, в кадре произойдет смена эфемерид и некоторой служебной информации. Значит, и в АП надлежит заменить ранее принятые эфемериды используемых спутников. В блоке «Проверка необходимости перезаписи эфемерид» анализируется текущее время, фиксируются моменты, кратные интервалу обновления, и устанавливаются признаки обновления эфемерид, в результате чего в процессе ПО из кадра каждого используемого спутника будут выделены новые эфемеридные массивы.

Блок «Выбор подрежима» анализирует состояние ПО и по результатам этого анализа устанавливает один из подрежимов: «Синхронизация», «Эфемериды», «Измерение». Первый используется в том случае, если не все включенные в рабочее созвездие спутники засинхронизированы. При этом проводится поиск и захват сигнала спутника, после чего он регистрируется как «засинхронизированный». Затем ПО переводится в подрежим «Эфемериды», если только не проводилась синхронизация временно потерянного спутника, эфемериды которого уже имеются.

На подрежим «Эфемериды» диспетчер выводит ПО в двух случаях: после синхронизации каждого нового спутника, привлекаемого к навигационной работе, и при наступлении очередного узлового момента смены эфемеридной информации. Во втором случае перезаписывается эфемеридная информация по всей группе используемых спутников. С завершением обновления эфемерид ПО, как правило, переводится в подрежим измерений. Если же за это время какой-то спутник оказался потерянным, для возобновления режима слежения за его сигналом диспетчер включает вновь подрежим синхронизации.

В подрежиме «Измерения» проводятся навигационные определения. Сначала анализируется число засинхронизированных спутников. При полном их наборе решается НАВЗ, при недостатке диспетчер возвращает подрежим «Синхронизация». В зависимости от класса и назначения АП переход к решению НАВЗ происходит при наличии трех или четырех засинхронизированных спутников.

Решение НАВЗ, как указывалось в § 22.3, может содержать только радионавигационные определения или (при использовании АНС) наряду с радионавигационными определениями также счисление и коррекцию координат.

Для одноканальной аппаратуры характерна последовательная циклическая обработка сигналов четырех спутников. В установившемся подрежиме «Измерения» следящие системы сохраняют сопровождение сигналов каждого из спутников. Однако в более продолжительных подрежимах, «Синхронизация» и «Эфемериды», возникает опасность потери слежения за сигналами. Для предотвращения срыва синхронизации в этих подрежимах может применяться процедура «Подслеживание», состоящая в том, что после окончания работы с каждым последующим спутником проводится подслеживание всех ранее синхронизированных сигналов.

Поскольку со временем у выбранного оптимального рабочего созвездия геометрический фактор начинает расти, возникает необходимость смены рабочего созвездия. Блок «Повторение выбора созвездия» анализирует качество рабочего созвездия и при необходимости повторяет решение задачи.

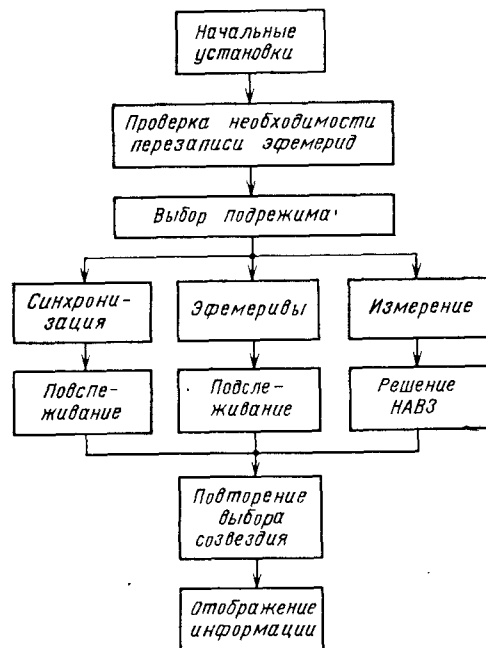


Рис. 22.2. Алгоритм, управляющий подрежимами

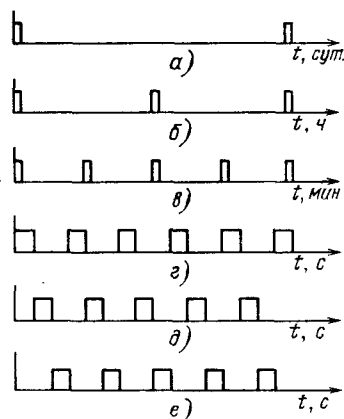
Блок «Отображение информации» обеспечивает выдачу на дисплей той информации, которая для установленного режима использования АП должна высвечиваться.

Приоритетность выполнения отдельных операций устанавливается адресными прерываниями, которые имеют несколько временных уровней.

## 22.5. ВРЕМЕННАЯ ДИАГРАММА АЛГОРИТМА

Структура МО БАП, представленная на рис. 22.1, включает типовой набор блоков, обеспечивающих процесс навигационных определений и решения сервисных задач. В принципе возможна такая схема вычислений, когда на каждом измерительном цикле включаются в работу все блоки алгоритмов. Однако далеко не все бортовые вычислители располагают требуемыми для этого возможностями, да и нет необходимости в задействовании всех блоков при каждом навигационном определении. Ввиду этого отдельные блоки МО вводятся диспетчером в действие с различной периодичностью, причем расчеты по алгоритмам этих блоков могут выполняться как последовательно во времени, так и параллельно. Функционирование алгоритма во времени задается его временной диаграммой.

На временной диаграмме указывается последовательность выполнения операций: ввода исходных данных; приема и обработки служебной информации различных категорий; выбора рабочего созвездия; набора измерений; расчета координат и скорости НИСЗ на моменты измерений; решения навигационно-временной задачи и сервисных задач; контроля работоспособности и оценки точности. Наряду с этим временная диаграмма распределяет блоки алгоритма и их части либо по параллельным ветвям вычислений, либо по одной последовательной ветви. На каждой ветви блоки алгоритма и их части размещаются так, чтобы реализовать требуемую периодичность расчетов при условии наибольшего уплотнения временной оси и соблюдения приоритета отдельных вычислений.



Представление о принципе формирования временной диаграммы дает рис. 22.3, где в стилизованном виде показаны частные временные диаграммы, отражающие требуемую периодичность обработки наиболее важных блоков алгоритма: альманаха (а), оперативных эфемерид (б), выбора рабочего созвездия (в),

Рис. 22.3. Частные временные диаграммы

обработки измерений (г), расчета координат и скоростей НИСЗ (д) и решения навигационно-временной задачи (е).

Переносом частных временных диаграмм на общую временную ось при учете технических характеристик вычислителя (число процессоров, разрядность, быстродействие, объем памяти), а также заданных приоритетов обработки блоков komponуют временную диаграмму алгоритма в целом.

Основной вариант временной диаграммы представляет собой программу жесткого типа. Однако диспетчер должен располагать возможностями гибкого оценивания содержания перерабатываемой информации и способностью адаптировать временную диаграмму к конкретным условиям навигационного сеанса.

## 22.6. ПРИНЦИПЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

Проектирование навигационной АП начинается с определения набора требований и построения функциональных спецификаций, вытекающих из требований пользователей. В требованиях указывается, что потребители хотят получить от аппаратуры. Системные спецификации определяют функции, которые может выполнить аппаратура. Они включают, в частности, описание форматов как на входе, так и на выходе, а также внешние условия, управляющие ее действиями. Таким образом, функциональные спецификации уточняют, насколько проектируемая аппаратура соответствует предъявляемым требованиям.

Следующим шагом является проектирование аппаратуры на основании функциональных спецификаций. Для аппаратуры, содержащей вычислитель, требуются как программные, так и аппаратные средства. Цикл проектирования аппаратуры, содержащей программное обеспечение и аппаратные средства, показан на рис. 22.4.

Разработку программного обеспечения целесообразно начинать на языке проектирования, который подобен естественному языку, и только затем — преобразовывать язык проектирования в язык программирования вычислителя.

Одним из основных факторов повышения надежности и снижения сложности программного обеспечения является применение методологии системного проектирования. Эта методология кроме применения языка проектирования предполагает использование методов нисходящего и модульного проектирования [172, 183]. Метод нисходящего проектирования состоит в разбиении программного обеспечения на функциональные модули, а модулей — на процедуры. Использование этого метода приводит к построению функционально-модульной структурной схемы программного обеспечения. Определение уровня модуля в структурной схеме подчиняется двум правилам: любая процедура может быть вызвана лишь процедурой, принадлежащей более высокому уровню, либо процедурой из того же самого модуля.

Разработка программного обеспечения с использованием модульной структуры облегчает написание программы, ее отладку, тестирование и модификацию. Основными недостатками модульного принципа являются дополнительные время расчетов и память вычислителя.

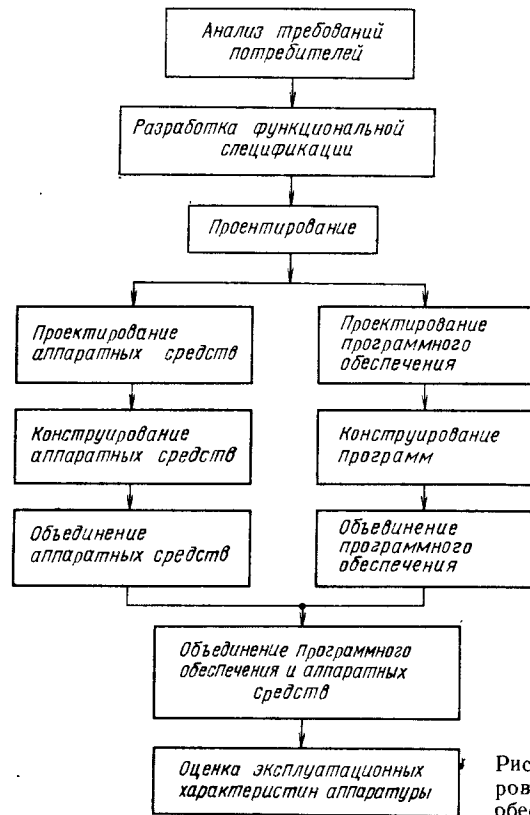


Рис. 22.4. Схема проектирования программного обеспечения

После отладки программное обеспечение тестируется и объединяется с аппаратной частью в единое целое, после чего оцениваются эксплуатационные характеристики аппаратуры.

Один из важных факторов проектирования аппаратуры — наличие четкой и полной документации. Состав документации для полного цикла проектирования может быть представлен в следующем виде:

- требования пользователей и функциональные спецификации;
- проектная документация системы;
- программная документация;
- план объединения;
- план отладки аппаратных средств;
- техническая документация.

## ГЛАВА 23

### ЗАДАЧИ И ОСОБЕННОСТИ КОМПЛЕКСНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ССРНС

#### 23.1. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ ПРИ КОМПЛЕКСНОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ

Для СРНС характерны сложная структура, информационные и управляющие связи между элементами разных уровней, пространственная разобщенность подсистем и потребителей (П) и т. п. (см. гл. 1). Общие методологические, технические и организационные аспекты проектирования и исследования подобных систем разрабатываются в рамках системотехнического научного направления. Применительно к конкретным системам задачи проектирования могут решаться так, как это сделано в [125, 146].

Не касаясь методологических вопросов, остановимся на основных специфических задачах, возникающих при проектировании СРНС. Их совокупность определяется прежде всего уровнем технических и эксплуатационных требований, предъявляемых к системе. Так, СРНС, наиболее полно отвечающая требованиям разнородных П, должна обеспечивать [117]: высокую точность определения места в единой (всемирной) системе координат (П, которым не нужна высокая точность, должны иметь возможность применения простой аппаратуры или упрощенных методов решения навигационной задачи); глобальность; непрерывность наблюдений при высокой оперативности; неограниченность числа обслуживаемых П (при использовании активного режима работы число П должно соответствовать заданному); уверенный прием навигационных сигналов в условиях естественных и искусственных помех.

Кроме того, бортовая аппаратура потребителя (БАП) должна иметь допустимые габариты и массу и отвечать требованиям условий эксплуатации.

Объем задач, глубина их проработки и решения зависят от степени использования существующих технических средств, научно-технического задела, опыта предшествующих разработок и т. п. Основные научно-технические задачи проектирования ССРНС, их связь между собой и основными характеристиками системы показаны на рис. 23.1. Рассмотрим кратко каждую из них.

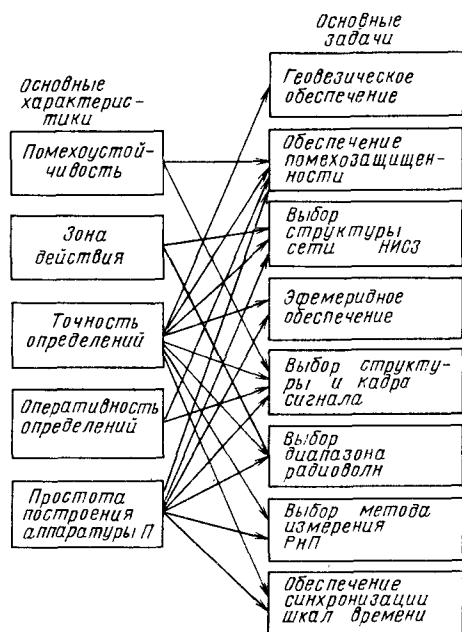


Рис. 23.1. Характеристики ССРНС, определяющие основные задачи проектирования

1. Обеспечение синхронизации временных шкал сети НИСЗ с необходимой точностью связано с созданием высокостабильных бортовых (БХВ) и наземных (НХВ) хранителей времени и использованием высокоточных средств траекторных измерений. Помимо этого требуется исследовать и учитывать множество других факторов, влияющих на уход временных шкал НИСЗ (температура, магнитное поле, радиация, релятивистские эффекты и пр.).

2. Выбор метода радионавигационных измерений определяется требуемой точностью измерения РНП, допустимой продолжительностью интервала измерений, характеристиками достижимой стабильности опорных генераторов частоты на НИСЗ и П, приемлемой сложностью алгоритмов решения навигационной задачи и другими факторами.

3. При выборе рабочих частот навигационных радиоканалов необходимо прежде всего руководствоваться требованиями регламента радиосвязи [106], предусматривающего выделение специальных диапазонов радиочастот для навигации. При этом должны учитываться уровень потерь электромагнитной энергии сигнала при распространении радиоволн, в том числе при прохождении границ раздела различных сред, и допустимые рефракционные погрешности при измерении РНП. При использовании двухчастотного способа устранения ионосферных погрешностей обе частоты должны находиться в одном диапазоне и обеспечивать требуемый уровень остаточной погрешности.

С другой стороны, выбранный диапазон должен обеспечить создание антенно-фидерных устройств на НИСЗ и П с необходимым коэффициентом усиления при приемлемых габаритных характеристиках. Необходимо учитывать также наличие элементной базы как для передающих устройств НИСЗ, так и для приемноизмерительных устройств на П.

4. Структура и содержание кадра (формата) навигационного сигнала, как наиболее консервативного параметра системы, должны выбираться особенно тщательно. Навигационный сигнал обеспечивает необходимую точность измерения РНП, структурную устойчивость при приеме в условиях естественных и искусственных помех, минимальное время измерения РНП как при приеме сигнала на объекте-потребителе, так и по времени накопления данных (эфемериды, альманахи и пр.) для решения навигационной задачи. Кадр сигнала должен содержать минимальный объем информации и в то же время иметь необходимый резерв для его совершенствования без доработок действующего парка аппаратуры П. Распределение информации в кадре должно быть удобным для обработки в ЭВМ БАП. Излучаемая мощность навигационного сигнала при выполнении условий нормального приема должна удовлетворять требованию минимального энергопотребления передающих устройств на НИСЗ.

5. Обеспечение П эфемеридной информацией о координатах и скоростях НИСЗ, прогнозируемых на момент измерений, является одной из специфических задач, решаемых при проектировании СРНС. Эта задача распадается на ряд других значительных по сложности и объему задач по созданию командно-измерительных систем необходимой точности, единой (всемирной) системы координат и привязке пунктов КИК к этой системе, разработке схем организации траекторных измерений и способов их обработки и т. д.

Для высокоточного долгосрочного прогнозирования координат НИСЗ важно знать геопотенциал и другие факторы, влияющие на движение НИСЗ. Время устаревания эфемеридной информации до предельно допустимых значений определяет длительность автономной работы НИСЗ без обновления начальных условий, а следовательно, загрузку наземных средств КИК сеансами связи с НИСЗ.

Вид представления эфемеридной информации в кадре сигнала определяет объем запоминающих устройств НИСЗ и, с другой стороны, объем вычислительных процедур на П.

6. Выбор и обоснование структуры сети НИСЗ производится исходя из заданной пространственной зоны обслуживания, мерности вектора состояния и обеспечения непрерывности навигационных определений при минимальном числе НИСЗ в системе. Высоту орбит НИСЗ выбирают такой, чтобы можно было измерять РНП с требуемой точностью и оперативностью. С другой стороны, высота орбиты должна быть минимальной для уменьшения энергетических затрат на выведение НИСЗ и потерь энергии радиоволн при распространении. Сеть НИСЗ должна обладать необходимой структурной устойчивостью, чтобы на весь период существования системы сохранялись территориально-временные характеристики обслуживания. При этом не исключается активная коррекция положения НИСЗ на орбите.

Структура сети должна также обеспечивать управление НИСЗ и траекторные измерения с участков территории земного шара, где расположены пункты командно-измерительного комплекса (КИК). Помимо указанных требований имеется еще ряд условий, связанных с использованием существующих носителей, космодромов и пр.

7. Помехозащищенность обеспечивается выбором структуры навигационного сигнала, необходимым энергетическим потенциалом в месте приема, пространственной селекцией сигналов, сведением к минимуму внутрисистемных помех (разделение излучений НИСЗ), использованием нелинейных подавителей помех в приемном тракте аппаратуры П и т. п.

8. Геодезическое обеспечение призвано, как уже говорилось, способствовать точному долгосрочному прогнозированию движения НИСЗ. Кроме того, необходимо обеспечить пересчет координат из геоцентрической системы в любую другую (геодезическую, географическую, ортодромическую и пр.) и обратно без существенных потерь точности. Для решения задачи геодезического обеспечения СРНС могут разрабатываться программы исследований с использованием космических геодезических комплексов и гравиметрических средств.

Помимо перечисленных основных задач при проектировании СРНС решается ряд крупных инженерно-технических задач по разработке, испытанию и изготовлению технических подсистем и комплексов. Прежде всего к ним относится создание НИСЗ как главного элемента СРНС, а также средств КИК с координатно-вычислительным центром (КВЦ), центра управления системой, системы быстродействующих наземных линий связи и т. п. Из анализа основных задач можно заключить, что они требуют, как правило, поиска компромиссных решений, а процесс проектирования СРНС имеет комплексный характер.

### 23.2. ЭТАПЫ СОЗДАНИЯ ССРНС

Процесс создания СРНС, как и любой технической системы, сугубо индивидуален и зависит от целей предпринимаемой разработки и условий, сопровождающих ее создание. Тем не менее ему свойственна общая, разделяемая по времени и существу последовательность производимых работ. Так, в процессе создания системы можно усмотреть следующие этапы [125, 146]: 1) формулирование и обоснование (согласование) технических и эксплуатационных требований (ТЭТ); 2) обоснование технических предложений; 3) разработка эскизного проекта; 4) разработка технического проекта; 5) выпуск рабочей документации и изготовление опытных образцов; 6) проведение натурных испытаний и сдача в эксплуатацию.

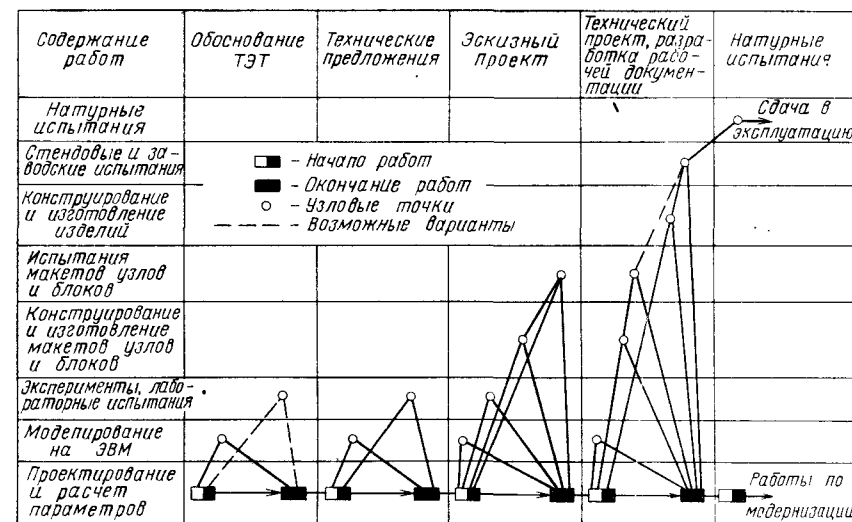


Рис. 23.2. Этапы и содержание работ по созданию СРНС

Указанные этапы могут частично совмещаться во времени или полностью объединяться (например, этапы 3 и 4, этапы 4 и 5).

Из рис. 23.2 видно, что процесс создания системы является итерационным, причем наиболее общий, комплексный характер имеют первые три этапа, а далее преобладают проектно-конструкторские работы.

Помимо такой естественной последовательности в процессе создания системы могут вводиться промежуточные этапы. Это может быть связано с поэтапным решением проблемных вопросов, например созданием высокостабильных генераторов [93, 131] или совершенствованием эфемеридного обеспечения, как это было в системе «Транзит» с введением устройства «Дискос» [129].

Можно указать на этапность в развертывании такой многоспутниковой системы, как «Навстар». Как известно, создание этой системы производится в три этапа. На каждом этапе развития системы решается определенный круг задач (отработка высокостабильных генераторов, всестороннее исследование построения аппаратуры разнородных П, совершенствование НИСЗ и т. д.). И только лишь на третьем, завершающем этапе система доводится до конечных характеристик [124].

Чрезвычайно высокие затраты на создание ССРНС определяют ответственность и важность ранних этапов проектирования. Именно на этапах обоснования ТЭТ, технических предложений и эскизного проекта должен быть определен облик системы, ее состав и структура, основные технические характеристики.



Принятие неправильных принципиальных решений в начале разработки может привести к большим материальным потерям.

Повышение ответственности ранних этапов разработки конкретно выражается в усилении роли математического и полунатурного моделирования. В процессе создания системы «Навстар» в интересах проектирования была предложена модель, которая учитывала движение НИСЗ, функционирование бортовых стандартов частоты и передающих устройств, влияние среды распространения радиоволн (в том числе ионосферы, тропосферы), работу приемоизмерительного устройства и устройства обработки информации. При этом моделировалось также движение П и экстремальные ситуации для каждого из указанных элементов модели. Естественно, что при таком подходе к проектированию обеспечивалась высокая гарантия получения требуемых технических и эксплуатационных характеристик.

В качестве примера полунатурного моделирования можно указать на проведение испытаний на полигоне в штате Юма [134]. Здесь в наземных условиях имитировалось рабочее созвездие НИСЗ с помощью радиопередатчиков, аналогичных передающим устройствам НИСЗ, со специальной системой синхронизации их излучений. Эксперименты проводились на образцах аппаратуры, установленных на скоростном и транспортном самолетах, вертолете, грузовике. Оценка характеристик проводилась при большом разнообразии реальных условий функционирования аппаратуры и движения П.

Таким образом, при общем сходстве в этапах создания ССРНС с другими системами содержание их отличается широким использованием математических методов моделирования работы отдельных устройств и функционирования системы в целом, полунатурных и натурных экспериментов, глубокой наземной отработкой узлов и аппаратуры НИСЗ.

### 23.3. ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТОВ СРНС РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

К середине 70-х гг. стало известно о более 30 проектах СРНС, предложенных фирмами различных стран. Одной особенностью проектов является стремление обеспечить постоянное навигационное обслуживание отдельных районов или всей поверхности Земли при дискретности местоопределений, зависящей только от времени обработки информации в БАП. Другая особенность — возложение на СРНС дополнительных задач, решение которых тесно связано с необходимостью определения координат. Несмотря на то, что большинство проектов не нашли практического применения из-за технической сложности, экономической нецелесообразности и пр., в совокупности они наиболее полно раскрывают возможности спутниковой навигации и их рассмотрение представляет интерес.

Проект «Таймешн», предназначенный для ВМФ США, предусматривал создать четырехкратное покрытие с помощью системы из 21...27 НИСЗ, равномерно размещенных в трех орбитальных плоскостях сдвинутых по долготе на  $120^\circ$ . Высота орбит  $(14...18) \cdot 10^3$  км, наклонение  $55^\circ$ , период обращения 8 ч. Дальномерные сигналы НИСЗ, излучаемые на двух когерентно связанных несущих частотах, содержат код принадлежности данному НИСЗ, синхросигнал данной орбиты и служебную информацию. В любой момент из любого места Земли обеспечивается одновременная видимость не менее четырех НИСЗ. Это позволяет П в пассивном режиме практически мгновенно определять пространственные координаты и поправку к БШВ. Кроме того, с помощью доплеровских измерений можно определять составляющие вектора скорости П.

Целью проекта 621В было создание системы обеспечения непрерывного высокоточного местоопределения неограниченному числу П в любой точке Земли. Двадцать спутников должны были располагаться в четырех созвездиях, по пять НИСЗ в каждом. Система содержит центральный геостационарный НИСЗ (на высоте 36 100 км) и четыре НИСЗ, обращающиеся на синхронных эллиптических орбитах с апогеем  $41 \cdot 10^3$  км над Северным полушарием и перигеем  $24 \cdot 10^3$  км — над Южным. Созвездия постоянно находятся в зоне видимостей П данного района. Глобальное покрытие достигалось за счет равномерного распределения по экватору четырех созвездий. Сигналы, излучаемые НИСЗ, модулируются по фазе двоичным кодом, содержащим номер НИСЗ, дальномерный сигнал (псевдослучайная последовательность), метки времени, эфемеридную информацию и пр. Сигналы НИСЗ синхронизируются через центральный спутник от наземной станции. Одновременные измерения дальности до четырех НИСЗ, находящихся в поле зрения, позволяли бы определить три координаты места и поправку к шкале времени П. Измерение доплеровской частоты давало возможность определения составляющих вектора скорости П.

Однако в такой системе обеспечить доплеровские измерения трудно. Кроме того, принцип регионального размещения созвездий требует расположения средств КИК по всему земному шару, так как измерительные и информационные радиолинии НИСЗ—НИСЗ не достигли требуемой надежности. Это заставило пока отказаться от применения высоких НИСЗ с суточным периодом обращения.

Проекты «Таймешн» и 621В прекратили свое существование после слияния в единый новый проект «Навстар».

Возрастающая интенсивность движения и повышение скоростей морских и воздушных П привели к возникновению ряда проектов спутниковых систем, решающих совместно задачи навигации и управления движением: «Марсат», «Аэросат», «Плейс», «Эстро-Дэбс», «Диоскуры» и др. В большинстве из них предусматривается использование дальномерных методов радионавигационных определений, основанных на различных способах измерения расстояния П—НИСЗ или П—НИСЗ—НИСЗ.

В качестве примера рассмотрим проект УВД ААТМ (см. § 6.4). В рамках этого проекта имеется два сходных варианта построения.

Первый вариант содержит три созвездия НИСЗ для перекрытия территории США и Атлантического и Тихого океанов. Каждое созвездие состоит



из шести синхронных НИСЗ, используемых для службы наблюдения (навигации и контроля движения) и для маршрутной связи наземных станций с самолетами. Данные о местоположении и опознавательном сигнале самолетов для службы наблюдения получаются через систему НИСЗ. Каждый самолет передает свой дальномерный код один раз в секунду, который ретранслируется через четыре НИСЗ на соответствующий центр навигации и управления. Последний вычисляет местоположение (три координаты и точное время) каждого самолета на основе разности времен прихода сигналов от НИСЗ.

Второй вариант содержит восемь НИСЗ на наклонных эллиптических орбитах, два стационарных связанных ИСЗ и два дополнительных стационарных ИСЗ над каждым океаном. Каждый из восьми основных НИСЗ оборудован передатчиком и ретрансляторами системы наблюдения. Связные спутники обеспечивают всестороннюю связь над территорией США, а дополнительные — контроль, цифровую и речевую связь над океанами. В этом варианте рассматривается применение многофункциональной формы сигнала, позволяющей совмещать аппаратуру наблюдения, навигации и связи. Каждый из самолетов периодически излучает свой опознавательный сигнал, который через НИСЗ поступает в НЦН, где по задержкам ретранслированного сигнала (от четырех разных НИСЗ) определяется местоположение самолета.

Кроме рассмотренных известен ряд проектов по перспективным направлениям использования принципов спутниковой навигации, основанных на высокоточном определении местоположения и знании единого точного времени: системы предупреждения столкновений самолетов, опознавания («свой — чужой»), глобального метеобеспечения (определение координат воздушных шаров-зондов, действующих морских буев) и т. д.

В последнее время появились сведения о параметрах отечественной ССРНС «Глонасс» [187, 190, 214]. При определенной идентичности требований, предъявляемых к системам «Навстар» и «Глонасс», сопоставительный анализ их параметров иллюстрирует общность и различие в принятии разработчиками конкретных инженерных решений. Основные параметры указанных систем приведены в табл. 23.1.

В 1985 г. программа создания ССРНС «Навстар» вступила в завершающий этап развития, который предусматривает создание эксплуатационной системы. В 1991 г. функционировало 16 НИСЗ. По мере разработки и испытаний, а также накопления реальных данных о возможностях использования ее для гражданских потребителей выявились недостатки, обусловленные заложенными проектными решениями, направленными прежде всего на обеспечение ее использования в военных целях.

С учетом реальных гражданских потребителей рядом организаций проведено обоснование проектов спутниковых систем, предназначенных как для навигационного обеспечения, так и для передачи с их помощью различных видов информации. К числу этих систем относятся проекты «Навсат», «Гранас», «Геостар», «Мобилсат», «Скайлинк» и др. [194].

Таблица 23.1

Сравнение параметров систем «Глонасс» и «Навстар»

Наименование параметра	Значение параметра		Примечание
	«Навстар»	«Глонасс»	
Орбиты НИСЗ:			
высота, км	20180	19100	
наклонение, град	55	64,8	
тип	Круговая	Круговая	
период обращения, ч	12	11,4	
Структура сети:			
число НИСЗ	18—24	24	«Глонасс» включает три резервных НИСЗ
число плоскостей орбит	6	3	
число НИСЗ в плоскости орбиты	3—4	8	
Рабочие частоты:			
$f_1$ , МГц	1575,4	1602,5... ...1615,5	Для «Глонасс» указана полоса частот сигналов 24 НИСЗ
$f_2$ , МГц	1227,6	1240	На наличие второй частоты в системе «Глонасс» указывают [175, 214]
Разделение навигационных сигналов НИСЗ			
Метод измерения РНП	Кодовое Беззапросное измерение псевдодальности и радиальной псевдоскорости	Частотное Беззапросное измерение псевдодальности и радиальной псевдоскорости	
Навигационный кадр:			
скорость передачи, бит/с	50	50	
длительность типового элемента кадра (строки), с	6	2	
время передачи полного навигационного сообщения, с	750	150	
объем полного навигационного сообщения, бит $10^3$	37,5	7,5	
Синхронизация излучения навигационных сигналов	Высокостабильный БСЧ	Высокостабильный БСЧ	

Проект «Навсат», предложенный европейским космическим агентством ESA, предусматривает возможность пассивных навигационных измерений на борту П по рабочему созвездию, включающему не менее четырех НИСЗ. В связи с этим сеть включает 24 спутника на трех круговых орбитах с периодом обращения 12 ч и с наклонением  $55^\circ$  (такая структура планировалась первоначально для использования в СРНС «Навстар»). В проекте гражданской системы «Навсат» предлагается использовать более простой навигационный сигнал,

обеспечивающий снижение стоимости БАП. Навигационный сигнал каждого НИСЗ формируется на наземном центре, в зоне действия которого он находится, и ретранслируется им в течение временного окна, закрепленного за данным НИСЗ. Иначе говоря, в системе «Навсат» используется временное разделение сигналов различных НИСЗ. Характер разделения и излучения сигналов существенно упрощает БАП за счет ее одночастотного исполнения и использования одного канала для последовательной обработки сигналов НИСЗ. Кроме того, аппаратура НИСЗ упрощается за счет выполнения лишь функции ретранслятора сигналов и снижения средней мощности, потребляемой от бортовой сети за счет импульсной работы передатчика. Основные операции по формированию этого сигнала возлагаются на наземный центр управления. Это приводит также к существенному упрощению аппаратуры НИСЗ, оставляя за ней лишь функции ретрансляции навигационных сигналов.

При указанной концепции взаимодействия НИСЗ и наземного комплекса последний включает сеть распределенных по поверхности Земли региональных центров, объединенных линиями связи (в том числе и через НИСЗ) в структуру кольцевого типа и управляемых с помощью главного центра (ГЦ), который может быть совмещен с одним из региональных центров (РЦ). Оборудование РЦ и ГЦ обеспечивает определение эфемерид НИСЗ, взаимную временную синхронизацию РЦ, формирование и передачу на НИСЗ навигационного сигнала, контроль технического состояния НИСЗ и сети в целом, управления бортовой аппаратурой НИСЗ и т. д.

Рассматривается также вариант системы «Навсат», состоящей из 6 геостационарных НИСЗ и 12 НИСЗ на шести двенадцатичасовых высокоэллиптических орбитах (высота апогея 39114 км, перигея — 1250 км). Неполная сеть, сочетающая геостационарные и высокоэллиптические НИСЗ, обеспечивает региональную навигацию при поэтапном ее развертывании.

Проект «Гранас» (ФРГ) основывается на принципе пассивного определения местоположения П, аналогичного принятому в системах «Навстар» и «Навсат». Система включает 20 НИСЗ на пяти круговых двенадцатичасовых орбитах и предназначена как для навигационных определений, так и для передачи данных оперативных служб по экстренному вызову, по оповещению о местонахождении объектов и т. д. В системе предлагается временное разделение сигналов НИСЗ и сокращенный объем навигационного сообщения. Сокращение достигается за счет использования вместо прогнозируемых эфемерид координат спутников, вычисленных по измеренным дальностям от НИСЗ до не менее чем трех наземных станций. Наземный комплекс состоит из 16 автоматически функционирующих приемопередающих станций. Измерение дальности от спутника до станций при известных их координатах позволяет осуществить непрерывную синхронизацию БШВ и, как следствие, использовать более простой

стандарт частоты на НИСЗ. Одну из 16 наземных станций предлагается использовать как главную для выполнения слежения, формирования системного времени, телеметрии и управления, оснатив ее соответствующим оборудованием.

Излучаемые НИСЗ навигационные сигналы ретранслируются наземными станциями (НС), при этом на сигналы накладывается информация, позволяющая идентифицировать НС. На борту НИСЗ по измеренным таким образом дальностям до НС определяются собственные координаты, с учетом их значений корректируются ШВ. Полученные данные передаются в составе навигационного сообщения.

Аппаратура П обеспечивает прием навигационных сигналов, измерение псевдодальностей до четырех НИСЗ, выделение навигационного сообщения и по полученным данным — определение своего местоположения. Рациональный выбор навигационного сигнала и навигационного сообщения обеспечивает возможность создания простой и дешевой БАП, которая позволит определять местоположение с погрешностью в несколько десятков метров и принимать сигналы, передаваемые оперативными службами различных систем, в том числе поиска и спасения терпящих бедствие.

Система «Геостар», предложенная как региональная для США, предназначена для высокоточных определений местоположения объектов и двустороннего обмена короткими сообщениями как между ними, так и с центрами их управления.

Система объединяет три стационарных НИСЗ и центральную наземную станцию (ЦНС). Для обеспечения глобальности системы в ее состав должны входить шесть стационарных НИСЗ, несколько дополнительных НИСЗ для обслуживания полярных районов и три НС. Центральная НС через один из НИСЗ посылает запросный сигнал, который принимается БАП, находящейся в режиме ожидания. На принятый запрос БАП передает ответный сигнал, в который входит сигнал опознавания и сообщение, включающее данные о высоте при наличии высотомера. Этот сигнал ретранслируется через два или три НИСЗ на ЦНС. По временным задержкам принятых сигналов относительно запросного ЦНС измеряет дальности до потребителя и с использованием данных о высоте определяет положение объекта. Данные о положении потребителя и предназначенные ему сообщения передаются ЦНС через НИСЗ. Все основные вычислительные работы в системе выполняет ЭВМ ЦНС, что позволяет значительно упростить аппаратуру НИСЗ и особенно БАП.

Проекты «Мобилсат» и «Скайлинк» представляют собой региональные системы, сходные по принципу построения и функционирования с системой «Геостар».

# **СИНТЕЗ СТРУКТУРЫ СЕТИ НИСЗ ИЗ УСЛОВИЙ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАДАННОЙ КРАТНОСТИ ПОКРЫТИЯ**

## **24.1. ЭТАПЫ ВЫБОРА СТРУКТУРЫ СЕТИ НИСЗ**

При проектировании ССРНС, как было показано в гл. 23, требуется оценивать ее качества по многим критериям. Поэтому рациональное решение этой задачи требует поэтапного подхода. Далее будут подробно рассмотрены два этапа проектирования — уточнение структуры сети по критериям, вытекающим из ее навигационного использования: кратности покрытия и точности местопределения.

Совокупность важнейших навигационных требований к ССРНС можно свести к двум: сфера обслуживания должна совпадать с шаровым слоем, охватывающим поверхность земного шара до заданной высоты; любой потребитель (П) в сфере обслуживания должен иметь возможность мгновенно определить с погрешностями, не превосходящими заданные, место, скорость и время.

Для пассивного способа измерений отсюда следует необходимое условие — в области обслуживания в каждой точке в любой момент должно быть видно не менее четырех НИСЗ. Естественным критерием при этом может служить требование минимума общего числа НИСЗ в системе. Поэтому на 1-м этапе целесообразно выбрать сеть НИСЗ в соответствии с обеспечением требования 4-кратности покрытия. На 2-м этапе структуру сети НИСЗ надо выбирать по критерию точности оценок определяемых параметров при дополнительном ограничении в виде условия соблюдения заданной минимальной кратности покрытия в сфере обслуживания ССРНС.

Класс допустимых пространственных конфигураций сети НИСЗ, являющийся исходным для выбора по указанным навигационным критериям, должен быть синтезирован на основе критериев и ограничений, вытекающих из технико-экономических и эксплуатационных аспектов создания и использования ССРНС.

В соответствии с этим в качестве исходного класса допустимых конфигураций сети НИСЗ принимается система на  $m$  круговых орбитах по  $n$  НИСЗ на каждой. Кроме того, считается, что орбиты имеют одинаковый наклон к плоскости земного экватора и равномерно разнесены по восходящим узлам. Последние свойства могут быть обоснованы по критерию относительной стабильности конфигурации сети в течение заданного интервала времени. Наконец, диапазон допустимых высот орбит должен содержать минимально возможную высоту. Оптимальный выбор высоты орбит должен быть произведен по критерию точности ее определения средствами командно-измерительного комплекса.

## **24.2. ЗОНА РАДИОВИДИМОСТИ, ПОЛОСА ПОКРЫТИЯ И ОБЛАСТЬ ПЕРЕКРЫТИЯ**

Для описания области радиовидимости НИСЗ удобно воспользоваться ортодромической системой координат. За большой круг ортодромии следует выбрать проекцию орбиты на неподвижную сферу радиуса, равного радиусу земного шара. Если принять за начало отсчета подспутниковую точку, то положение П будет определяться смещением  $\lambda$  вдоль ортодромии, боковым отклонением  $\alpha$  и высотой  $H$  над неподвижной сферой.

Во введенной системе координат условие радиовидимости НИСЗ запишется как

$$\cos \lambda \cos \alpha \geq \cos \theta, \quad (24.1)$$

где  $\theta$  — сферический угол зоны радиовидимости, который определяется конструктивными, геометрическими либо функциональными ограничениями, а именно: шириной диаграммы направленности антенны НИСЗ, ограничением радиовидимости вследствие затенения Землей, минимально допустимым возвышением  $h_{\min}$  НИСЗ над горизонтом определяющегося объекта.

Оценки кратности покрытия зонами радиовидимости НИСЗ используют понятие полосы покрытия и области перекрытия различной кратности. Рассмотрим подробнее структуру навигационного поля, создаваемого цепочкой НИСЗ, размещенных на одной орбите.

Прежде всего рассмотрим влияние сферического радиуса  $\theta$  зоны радиовидимости на расположение областей перекрытия различной кратности. На рис. 24.1 показана качественная картина изменения кратности перекрытий в полосе, порождаемой навигационным полем цепочки НИСЗ. Наиболее общим случаем, представляющим практический интерес, является рассмотрение полосы, реализующей в отдельных областях максимум четырехкратное перекрытие.

Введем некоторые определения, позволяющие описать свойства полосы. Назовем узлом полосы точки пересечения границ областей радиовидимости НИСЗ, принадлежащих цепочке. Положение узлов полосы, очевидно, определяется числом НИСЗ и сферическим радиусом  $\theta$  области радиовидимости. Для приведенной выше полосы возможны такие случаи образования узлов: пересечение зон радиовидимости НИСЗ, разделенных двумя, одной зонами,

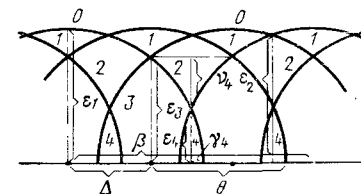


Рис. 24.1. Распределение областей различной кратности перекрытия зон радиовидимости одной цепочки ( $n=9$ ,  $T=12$  ч)

и пересечение соседних зон. Определим образующиеся при этом узлы соответственно как узлы третьего, второго и первого порядков. Отметим очевидный из рис. 24.1 факт: ортодромические долготы узлов нечетного порядка суть среднее арифметическое долгот соседних НИСЗ, ортодромическая долгота узлов четного порядка совпадает с долготой соответствующего НИСЗ цепочки.

Получающийся в пересечении зон радиовидимости сферический двугульник характеризуется такими параметрами, как полувысота  $\varepsilon$  и полуширина  $\gamma$ . Эти параметры связаны с параметром сферического радиуса  $\theta$  и углом между двумя рассматриваемыми НИСЗ  $\beta$  так:

$$\cos \varepsilon = (\cos \theta) / (\cos \beta / 2); \quad \gamma = \theta - \beta / 2. \quad (24.2)$$

Пусть  $\Delta$  — угол между двумя соседними НИСЗ, тогда упомянутые случаи соответствуют таким вариантам изменения угла  $\beta$ :

$$\beta = i\Delta, \quad i = 1, 2, 3. \quad (24.3)$$

Введем далее понятие полосы  $K$ -кратного покрытия. Для краткости назовем ее  $K$ -полосой. Это сферическая полоса, полуширина которой равна  $\varepsilon_k$  при  $\beta = (k-1)\Delta$ . Другими словами, ширина этой полосы равна длине сферического двугульника  $2\varepsilon_k$ , ограничивающего область, в которой максимальная кратность покрытия равна  $K$ . Очевидно, минимальная кратность покрытия в  $K$ -полосе равна  $K-1$ . Поэтому для более полной характеристики следует ввести также понятие дефекта  $K$ -полосы. Определим его как область  $K$ -полосы, в которой кратность перекрытия равна  $K-1$ . Затем введем понятие локальной оси дефекта, понимая под ней одну из нескольких осей симметрии. При этом характеристику дефекта полосы выразим в угловой мере глубины ее дефекта:  $v_k = \varepsilon_k - \varepsilon_{k+1}$ ;  $\varepsilon_1 = \theta$ .

Это, очевидно, разность ортодромических широт узлов  $(k-1)$ -й и  $K$ -й кратности. При  $\varepsilon_{k+1} = 0$  будет  $v_k = \varepsilon_k$  и  $K$  полоса вырождается: верхний и нижний узлы  $(K-1)$ -й кратности совпадают. Одновременно  $\gamma_{k+1} = 0$ . Дальнейшее вырождение полосы возникнет, например, при соответствующем уменьшении  $\theta$ , что приведет к ее разрыву:  $\gamma_{k+1} < 0$ . При этом ширина области дефекта на экваторе полосы равна соответственно  $|\gamma_{k+1}|$ .

#### 24.3. ДОСТАТОЧНЫЕ УСЛОВИЯ ОПТИМАЛЬНОСТИ СЕТИ НИСЗ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕЙ ЗАДАННУЮ МИНИМАЛЬНУЮ КРАТНОСТЬ ПОКРЫТИЯ

Использование введенных понятий полосы покрытия и области перекрытия цепочки позволяет сформулировать достаточные условия оптимальности сети НИСЗ при минимальной кратности покрытия, равной заданной. Критерием оптимальности здесь служит минимум числа НИСЗ в сети.

Приведем вначале эвристические соображения решения задачи синтеза, а затем их обоснуем. Обеспечение минимального числа НИСЗ в цепочке приводит к необходимости увеличения ширины ее полосы. Однако на сфере обслуживания при  $h_{\min} > 0$  и сколь угодно большой высоте НИСЗ остаются не покрытыми этой полосой два сферических сегмента. Выбор второй полосы позволяет при подходящей ее ширине обеспечить их покрытие. Но при этом обязательно образуются области, перекрываемые полосами дважды. Если плоскости цепочек ортогональны, то площадь этих областей будет, очевидно, минимальна. Добавление третьей цепочки приведет к образованию еще двух пар областей, перекрываемых двумя полосами. Ортогональность плоскости третьей цепочки плоскостям первых двух минимизирует и их площадь. Тогда, за исключением некоторых сферических областей в окрестностях узлов сети, покрываемых, как было указано, двумя полосами, остальная поверхность сферы будет покрываться всеми тремя полосами. Одновременно области перекрытия двух полос будут наименьшими, в то время как площадь, покрываемая всеми тремя полосами, будет максимальна. Приведенные соображения нуждаются в уточнении.

Прежде всего следует подчеркнуть справедливость соображений в пользу построения сети на трех ортогональных орбитах лишь при использовании полос минимальной ширины.

Если же допустить, что используются более широкие полосы, то число НИСЗ можно уменьшить, сократив число цепочек.

Заметим, что, поскольку ширина полосы однозначно определяет высоту НИСЗ, требование, чтобы в классе оптимальных сохранились конфигурации, обладающие минимально возможной шириной полосы, равносильно требованию включения в этот класс конфигураций НИСЗ с минимально возможными высотами орбит. Кроме того, приведенные общие соображения о синтезе конфигурации показывают, что при установлении достаточных условий оптимальности следует рассматривать случай четной минимальной кратности:  $K_{\min} = 2, 4, 6, \dots$

Конкретизируем вывод достаточных условий оптимальности класса конфигураций сети для наиболее важных в практическом отношении случаев  $K_{\min} = 4, 6$ . Образует полосы не менее чем 2-кратного перекрытия. Очевидно, это будут  $k$ -полосы, получающиеся при  $k=3$ . Тогда, используя рассуждения, приведшие к представлению оптимальной конфигурации в виде трех ортогональных цепочек, получим, что в сферических сегментах окрестностей узлов этой сети будет гарантировано не менее чем 4-кратное перекрытие. В остальной области сферы обслуживания будет в таком случае не менее чем 6-кратное перекрытие.

Из способа доказательства непосредственно следует, что ширина полосы не менее чем 2-кратного покрытия должна равняться  $\pi/2$ . Полосы меньшей ширины уже не гарантируют заданной минимальной кратности перекрытия на всей поверхности

сферы обслуживания. В окрестностях середин дуг больших кругов, соединяющих узлы сети (назовем их сегментами междоузлий), появятся точки, в которых наименьшая гарантированная кратность покрытия будет меньше, чем в окрестностях сегментов с центрами в узлах сети. Слово «гарантированная» подчеркивает независимость минимальной кратности покрытия от взаимного фазирования цепочек НИСЗ. Поэтому, вообще говоря, в указанных сегментах междоузлий минимальная кратность НИСЗ может быть меньше допустимой и существенно зависит от взаимного фазирования цепочек.

В соответствии с изложенным достаточным условием минимума 4-кратного покрытия ( $K_{\min} = 4$ ) является равенство  $\varepsilon_3 = \pi/4$ . Подобным образом для  $K_{\min} = 6$   $\varepsilon_4 = \pi/4$ . Отсюда, используя (24.2), получаем следующие выражения для минимально возможного сферического радиуса  $\theta$  зоны радиовидимости НИСЗ в зависимости от числа их в цепочке  $n$ :

$$\cos \theta = \begin{cases} 2^{-1/2} \cos(2\pi/n) & \text{при } K_{\min} = 4, \\ 2^{-1/2} \cos(3\pi/n) & \text{при } K_{\min} = 6. \end{cases} \quad (24.4)$$

Положим, например,  $n=7$  при  $K_{\min} = 4$ . Тогда имеем  $\theta = 63^\circ$ . При условии наблюдения, характеризующемся неравенством  $h_{\min} \geq 10^\circ$ , истинное значение сферического радиуса  $\theta_{\text{ист}} \approx 73^\circ$  соответствует использованию НИСЗ с минимальным периодом обращения  $T \approx 8$  ч. Синтезированная таким образом система была предложена в проекте «Таймейшн» фирмы TRW [117].

Следовательно, чтобы обеспечить гарантированную, не зависящую от взаимного фазирования цепочек заданную наименьшую кратность перекрытия сферы обслуживания зонами радиовидимости НИСЗ  $K_{\min}$  сетью из  $N = m \times n$  НИСЗ с наименьшим числом  $m$  цепочек при наименьшей (для заданного числа  $n$  НИСЗ в каждой из них) ширине полосы перекрытия достаточна сеть из трех взаимно ортогональных круговых орбит. Наименьший сферический радиус зоны радиовидимости каждого НИСЗ определяется выражениями (24.4) и (24.5).

Поэтому можно заключить, что решение задачи синтеза оптимальной сети, обеспечивающей гарантированный минимум  $K$ -кратного покрытия в классе конфигураций, содержащем те из них, которые используют наименьшее из практически возможных значений высоты орбит, неоднозначно. Определяемый при этом класс будет зависеть от числа НИСЗ в цепочке. Одновременное увеличение  $n$  позволит при равных условиях наблюдения уменьшить сферический радиус зоны радиовидимости, а значит, снизить высоту орбиты НИСЗ. При этом наименьшее возможное значение сферического радиуса при  $n \gg 1$  равно  $\theta_{\min} = \pi/4$ .

Заметим, что синтезирование сети, обеспечивающей оговоренные условия, можно выполнить в некотором допустимом интервале высот  $H_{\min} \dots H_{\max}$ . Семейство конфигураций будет различаться высотой орбит НИСЗ (соответственно числом  $n$ ). Для орбит, высоты которых меньше  $H_{\min}$  и больше  $H_{\max}$ , 3-орбитального характера построения конфигурации уже не будет. Для более низких НИСЗ потребуется большее число орбит и, учитывая сравнительную малость параметра  $\theta$ , значительно большее число НИСЗ. При использовании более высоких спутников число орбитальных плоскостей можно сократить до двух и соответственно уменьшить число НИСЗ. Однако при этом появятся трудности в точном определении орбиты. Таким образом, оптимальным классом орбит будет все же класс орбит средневисоких НИСЗ.

Полученные достаточные условия ужесточены и, как показывают более детальное рассмотрение, могут быть несколько ослаблены. Рассмотрим поэтому далее необходимые условия оптимальности при сохранении прежней постановки задачи, обратив внимание на фазирование цепочек НИСЗ.

#### 24.4. НЕОБХОДИМЫЕ УСЛОВИЯ ОПТИМАЛЬНОСТИ СЕТИ НИСЗ

Рассмотрим наложение полос покрытий от двух одинаковых ортогональных цепочек. О качестве такой композиции будем судить по наложению соответствующих дефектов полос. Так, движение двух  $k$ -полос будет сопровождаться равномерным перемещением дефектов или, что эквивалентно, осей дефектов (см. § 24.2). Пересечение осей дефектов образует центр композиции дефектов  $k$ -полос. Для наглядности допустим возможным плоскостное изображение сферических полос цепочек НИСЗ в некоторой окрестности узла сети. Погрешность подобной аппроксимации тем меньше, чем меньшим будет радиус сферического сегмента рассматриваемой окрестности. Различное взаимное фазирование цепочек отразится на траектории центра композиции дефектов.

При движении полос (рис. 24.2) дефекты  $K$ -полос заматают полосы шириной  $v_k$ . Если траектория центра композиции дефектов пересечет общую часть их полос, то это явится реализацией случая наложения дефектов. Поэтому для того, чтобы в сегменте как можно большего радиуса в окрестности узла сети НИСЗ исключить усиление дефектов, необходимо так сфазировать цепочки, чтобы траектория центра композиции дефектов была максимально удалена от начала координат — узла сети. Тогда максимальный радиус упомянутого сегмента будет равен расстоянию этой прямой до начала координат. Действительно, если, например, выбрать такое фазирование, при котором прямая проходит через начало координат, то при вырождении полос, например из-за увеличения  $h_{\min}$ , время прохождения «дырки» будет расти и при максимальном вырождении станет максимальным.

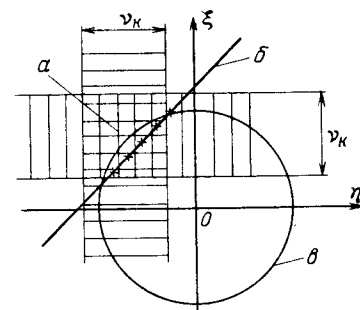


Рис. 24.2. Диаграмма, иллюстрирующая композицию дефектов:  $a$  — область наложения дефектов;  $b$  — траектория движения центра композиции дефектов;  $\theta$  — сегмент наблюдаемости

Итак, смысл оптимального фазирования состоит в достижении наибольшего значения минимальной кратности покрытия в некоторой, определенным образом заданной области. Как было показано, условие оптимального фазирования двух ортогональных одинаковых цепочек НИСЗ эквивалентно требованию максимально возможного расстояния траектории центра композиции дефектов от узла сети.

Рассмотрим задачу оптимального фазирования всей сети в целом. При этом для окрестности каждого из шести узлов сети нужно построить траекторию центра композиции дефектов (см. рис. 24.2). Однако только три из них, например отвечающие верхним узлам сети, будут различны. В нижних узлах, очевидно, через половину периода обращения будут повторены те же самые изображения.

Пусть фаза первого НИСЗ  $i$ -й цепочки в начальный момент времени  $\delta_i$  ( $i=1, 2, 3$ ). Тогда через время, требуемое для прохождения от восходящего до первого по ходу движения узла сети, фазы первых НИСЗ относительно первых узлов сети будут такими же, как в начальный момент относительно восходящих узлов. При этом фазы НИСЗ из других цепочек в этих же узлах будут отличаться от фаз в начальный момент относительно восходящих узлов на одно и то же значение  $\delta_0$ , равное дробной части числа  $\pi/2\Delta$ .

Общий случай фазирования представлен на рис. 24.3. В силу сказанного траектории центров композиции дефектов должны быть максимально удалены от узлов сети. При этом они должны, очевидно, совпадать. Отрезки, отсекаемые от горизонтальных осей этими прямыми, соответственно равны  $\delta_3 + \delta_0$ ,  $-\delta_2 + \delta_0$  и  $\delta_2 - \delta_3 + \delta_0$ . Приравнивание их приводит к несовместной системе, поскольку в окрестности узла проходит не одна прямая, а две. Вторая, изображенная сплошной линией на третьей картинке, получается, когда для одного и того же НИСЗ из третьей орбиты берется предыдущий, в данном случае НИСЗ из второй цепочки. Поэтому отсекаемый этой прямой отрезок будет равен  $\delta_2 - \delta_3 +$

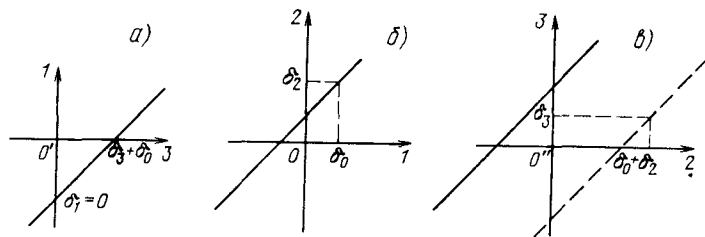
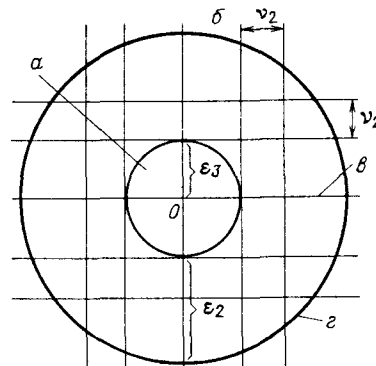


Рис. 24.3. Диаграммы, поясняющие выбор оптимального фазирования трех цепочек ( $\delta_1=0$ ):

а — узел (1, 3); б — узел (1, 2); в — узел (2, 3)

Рис. 24.4. Диаграмма, поясняющая условия определения максимального сегмента минимальной кратности покрытия  $K_{\min}=4$ : а — максимальный сегмент; б — плоскость 1-й цепочки; в — плоскость 2-й цепочки; г — предельная граница области видимости 3-й цепочки



$+\delta_0 - \Delta$ . Приравнивая отрезки, отсекаемые этими прямыми, получаем совместную систему  $\delta_3 + \delta_0 = -\delta_2 + \delta_0 = \delta_2 - \delta_3 + \delta_0 - \Delta$ , решением которой будут соотношения  $\delta_1=0$ ,  $\delta_2=\Delta/3$ ,  $\delta_3=-\Delta/3$ , определяющие оптимальное фазирование НИСЗ.

Исследуем условие, обеспечивающее заданную минимальную кратность покрытия  $K_{\min}$ . Начнем с  $K_{\min}=4$ . Примем за максимальный сферический сегмент узла, обладающий минимальной кратностью покрытия  $K_{\min}=4$ , сегмент, вписанный в сферический 4-угольник, который образуется пересечением двух  $K-3$ -полос таким образом, что он одновременно касается  $K-2$ -полосы 3-й цепочки. Конечно, такое перекрытие может быть обеспечено только при определенных соотношениях параметров сети.

Обобщенная картина характера перекрытия некоторой окрестности из узлов сети на рис. 24.4 иллюстрирует условия существования максимально возможного сферического сегмента, в котором минимальная кратность перекрытия  $K_{\min}=4$ . Полоса 3-й цепочки имеет, по определению, очевидно, на границе сегмента  $n$  точек нулевой кратности покрытия — узлы 1-го порядка. Полосы 2-кратного покрытия не могут быть сделаны уже, в противном случае в упомянутый максимальный сегмент 4-кратного перекрытия попадет узел 3-полосы 3-го порядка (см. рис. 24.4). Это понизит минимальную кратность до 3. Вне сегмента кратность перекрытия полос будет увеличиваться за счет перекрытий полосой 3-й цепочки и не может стать меньше 4. С другой стороны, при сужении 3-й полосы и неоптимальном фазировании минимальная кратность может понизиться до 3.

Принятый способ сопряжения всех трех полос следует признать критическим. Полосы не могут быть сделаны уже без уменьшения заданной минимальной кратности покрытия, а неоптимальное фазирование для определенных таким образом значений критической ширины полос также приводит к уменьшению значения  $K_{\min}$ . Последний случай произойдет, очевидно, при совпадении какого-либо узла 3-го порядка первых двух полос с узлом 2-го порядка 3-й полосы.

Сделаем важное для дальнейшего замечание. При оптимальном фазировании вне сегмента наименьшей кратности кратность

покрытия будет практически больше минимальной. Поэтому минимальная кратность в основном будет иметь место только в этом сегменте. Следовательно, оптимальное сопряжение полос требует выполнения равенства  $\varepsilon_2 + \varepsilon_3 = \pi/2$ . Отсюда определяем наименьшее возможное значение угла  $\theta$ , выбирая  $\varepsilon_2$  и  $\varepsilon_3$  согласно (24.2):

$$\cos\theta = (\cos^{-2}\Delta/2 + \cos^{-2}\Delta)^{-1/2}. \quad (24.6)$$

Фиксируя определенное значение  $n$ , находим наименьшее значение радиуса зоны радиовидимости.

Назовем синтезируемую таким образом сеть, использующую полосы минимально возможной ширины, экстремальной. Итак, условие экстремальной сети сформулировано в виде выражения (24.6). При этом имеется в виду, что  $\Delta = 2\pi/n$ .

Рассмотрим некоторые частные случаи. Пусть  $n=7$ ,  $\Delta \approx 51^\circ$ . Тогда получим  $\theta \approx 59^\circ$ . Заметим, что в этом же случае для сети, определяемой из достаточных условий, ранее было получено значение  $\theta \approx 63^\circ$ . Видна степень ослабления необходимых условий по сравнению с достаточными. Положим далее  $n=8$ ,  $\Delta=45^\circ$ . Тогда из (24.6) получим  $\theta=56^\circ$ . Примем, наконец,  $n=9$  и  $\Delta=40^\circ$ . Тогда  $\theta=54^\circ$ . В обоих случаях также подтверждается уже отмеченное свойство: уменьшение минимально возможного сферического радиуса зоны радиовидимости НИСЗ при увеличении их числа в цепочке.

Обратимся теперь к случаю обеспечения минимальной кратности, равной нечетному числу. Рассмотрим проведем для  $K_{\min} = 5$ . Фазовая картина перекрытия двух полос в окрестности узла сети будет уже иной (рис. 24.5). Траектория центра композиции дефектов определяется однозначно. Модуль отрезка, отсекаемого этой прямой на координатных осях,  $\alpha = \Delta/3 - \delta_0$ , где  $\delta_0 = (\pi/2\Delta)$  — дробная часть числа.

При оптимальном фазировании цепочек вырождение полос 3-кратного перекрытия приводит к появлению области 4-кратного перекрытия. Впервые при монотонном уменьшении ширины полос эта область появится на траектории центра композиции дефектов в точке пересечения ее с биссектрисой второго координатного октанта. Отсюда выводим условие  $\epsilon_4 = \alpha/2$ , которое связывает параметры минимальной сети, обеспечивающей по меньшей мере

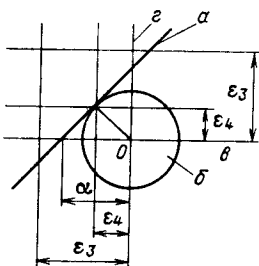


Рис. 24.5. Диаграмма, поясняющая определение максимального сегмента минимальной кратности покрытия  $K_{\min}=5$ :

а—траектория центра композиции дефектов; б—максимальный сегмент  $K_{\min}=5$ ; в—плоскость 1-й цепочки; г—плоскость 2-й цепочки

$K_{\min} = 5$ . Подставляя сюда выражения этих параметров, получаем

$$\Delta/3 - (\pi/2\Delta)_{\text{dr.4}} = 2 \arccos(\cos\theta/\cos 3\Delta/2). \quad (24.7)$$

Таким образом, экстремальная сеть, обладающая перекрытием кратности  $K_{\min} = 5$ , определяется условием, запись которого эквивалентна (24.7):

$$\cos \theta = \cos \frac{3\pi}{n} \cos \left[ \frac{\pi}{3n} - \frac{1}{2} \left( \frac{n}{4} \right)_{\text{др.ч}} \right].$$

Выполним расчеты по приведенной формуле для  $n=7; 8; 9$ . Пусть  $n=7 (\Delta = 51,4^\circ)$ , тогда  $\theta = 77^\circ$ . Приняв  $n=8 (\Delta = 45^\circ)$ , получим  $\theta = 68^\circ$ . Задав  $n=9 (\Delta = 40^\circ)$ , будем иметь  $\theta = 60^\circ$ .

#### 24.5. СВОЙСТВА ЭКСТРЕМАЛЬНОЙ СЕТИ НИСЗ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕЙ ЗАДАННУЮ МИНИМАЛЬНУЮ КРАТНОСТЬ ПОКРЫТИЯ

Полученные в § 24.3 и 24.4 результаты в виде достаточных и необходимых условий обеспечения заданной минимально необходимой кратности перекрытия позволяют решить задачу синтеза сети НИСЗ. Рассмотрим свойства синтезированной подобным образом сети, названной экстремальной.

Прежде всего отметим, что экстремальная сеть не допускает уменьшения угла  $\theta$ . Для заранее выбранного  $K_{\min}$ , начиная с некоторого минимального числа НИСЗ  $n_{\min}$  в цепочке, будет своя экстремальная сеть, отвечающая строго определенному радиусу  $\rho_c$  орбиты НИСЗ. При этом увеличением  $n$  можно добиться некоторого уменьшения  $\rho_c$  в пределах неравенства  $\rho_c \geq R_3 + H_{\min}$ .

Укажем далее, что для каждого определенного таким образом  $\rho_c$  экстремальная сеть будет минимальной в смысле числа используемых НИСЗ.

В экстремальной сети требуемый запас по углу  $\theta$  можно обеспечить, увеличив либо высоту НИСЗ, либо число  $n$  при той же высоте орбиты. В обоих случаях будет иметь место сеть с избыточностью. Последняя будет экстремальной для нового значения уменьшенного  $\theta$ , но уже не минимальной для заданного радиуса орбиты цепочки.

Обсудим некоторые практические аспекты использования полученного результата. Очевидно, что рассмотрен лишь один из подходов к задаче общего синтеза сети НИСЗ по нескольким наиболее важным критериям. Поэтому полученный результат содержит параметры, значения которых должны выбираться (или уточняться) лишь при учете остальных критериев.

Во-первых, это минимальная кратность  $K_{\min}$  покрытия. Она должна определяться также и из соображений приемлемой точности навигационных определений, и из условий обеспечения заданной надежности функционирования всей СРНС. Во-вторых,



это высота  $H_c$  орбиты НИСЗ. Она должна уточняться из условий наилучшего наблюдения орбиты средствами КИК при технических ограничениях стабильности используемых на НИСЗ стандартов частоты и из условий обеспечения приемлемой стабильности пространственной конфигурации системы. В-третьих, это число  $n$  НИСЗ в цепочке, которое окончательно выбирают исходя из обеспечения заданного значения  $K_{\min}$ , определенного запаса по углу  $\theta$  для удовлетворения П, у которых диаграммы направленности антенн наиболее узки, и, наконец, структурной устойчивости СРНС. Последнее требование означает нечувствительность, не критичность основных функциональных свойств СРНС к достаточно малым возмущениям некоторых орбитальных параметров отдельных НИСЗ сети.

Наиболее важно обеспечить требуемую точность навигационных определений. Поэтому вопросу оптимизации структуры сети НИСЗ по точностным критериям будет посвящена гл. 25.

#### 24.6. УСЛОВИЕ СТАБИЛЬНОСТИ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ КОНФИГУРАЦИИ СЕТИ НИСЗ

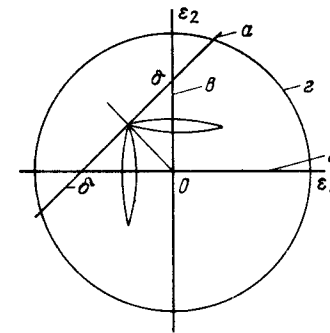
Эволюция движения спутников в процессе эксплуатации системы сопровождается возмущениями номинальной структуры сети НИСЗ. Возникает вопрос о критерии оценки допустимых возмущений в положении НИСЗ относительно его номинального значения. Один из простейших следует из требования обеспечения высокой точности обсерваций всюду в сфере обслуживания системы в течение всего времени ее эксплуатации, что связано с заданием границы максимальной погрешности обсервации. В гл. 25 будет приведена оценка точной верхней границы этой погрешности во всей рабочей зоне, будут выявлены случаи нарушения ограничений этой величины и показано, что критические случаи связаны с появлением областей 4-кратного покрытия.

Используем условие появления областей минимального 4-кратного перекрытия в качестве простейшего критерия для оценки допустимой расстройки структуры сети НИСЗ. Введенное ранее понятие полосы цепочки НИСЗ позволяет сформулировать простые геометрические условия для этого критерия.

Важной характеристикой полосы является сферический 2-угольник, образуемый пересечением границ областей радиовидимости пары НИСЗ, смежной с двумя соседними спутниками. Половина его высоты, обозначенная  $\varepsilon$  в соотношении (24.2), связана с половиной его ширины  $\gamma$  и геоцентрическим радиусом области радиовидимости  $\theta$ . Этот 2-угольник представляет собой область 4-кратного перекрытия полосы, а его вершины определяют одновременно границы области 2-кратного перекрытия.

Можно считать, что на длительных интервалах времени преобладающими возмущениями будут смещения НИСЗ от его но-

Рис. 24.6. Диаграмма, поясняющая условие вырождения номинальной сети минимальной кратности покрытия  $K_{\min}=5$ , приводящее к появлению области покрытия кратности  $K_{\min}=4$ : а—траектория центра композиции дефектов; б—плоскость 1-й цепочки; в—плоскость 2-й цепочки; г—сегмент  $\omega$  в 3-й цепочке



минального положения вдоль орбиты. В процессе эволюции НИСЗ полосы цепочек будут подвергаться локальным возмущениям двух типов: трансляциям и деформации. Первые будут приводить к нарушению оптимального фазирования НИСЗ из разных цепочек, а вторые — к изменению кратности покрытия. Локальная деформация полосы, приводящая к вырождению 2-угольника, эквивалентна появлению разделяющей полосы области 2-кратного покрытия.

Одновременное пересечение подобных областей из двух полос в одном из сферических сегментов радиуса  $\omega$ , вписанных в 3-ю полосу, означает реализацию области 4-кратного покрытия. Ясно, что  $\omega = \pi/2 - \theta$ .

На рис. 24.6 показана траектория центра композиции дефектов двух полос в сферическом сегменте  $\omega$  3-й для номинальной системы (в изображении на плоскости). Из приведенного изображения следует, что значение  $\varepsilon$ , приводящее к появлению точки 4-кратного покрытия, будет наибольшим из возможных, когда одновременно для обеих полос  $\varepsilon = \delta/2$ . При этом критическое значение  $\varepsilon_{кр} = \delta/2$ . Для номинальной системы  $\delta = \Delta/3 = 45^\circ/3 = 15^\circ$ .

В табл. 24.1 показаны зависимости от  $h_{\min}$  параметров  $\varepsilon$ ,  $\gamma$  2-угольника полосы, рассчитанные по формулам (24.2) и (24.3), а также сферического радиуса видимости  $\theta$  для НИСЗ с периодом  $T=12$ .

Из таблицы следует, что в номинальной системе при  $h_{\min} \approx 7,5^\circ$  имеет место критический по критерию 4-кратного покрытия случай  $\varepsilon \approx 7,5^\circ = \delta/2$ . Необходимо также отметить и геометрически очевидное свойство почти скачкообразно изменять  $\varepsilon$  при малых значениях  $\gamma$ . Это говорит о сильной зависимости точност-

Таблица 24.1  
Параметры двуугольника  $\varepsilon$ ,  $\gamma$  в функции угла  $\theta(h_{\min})$

$h_{\min}^\circ$	$\theta^\circ$	$\gamma^\circ$	$\varepsilon^\circ$
5	71	3	30
6	70	2	25
7	69	1	17
7,5	68,5	0,5	12
8	68	0	0



ных характеристик (оцениваемых критерием минимума максимальной ошибки обсервации) от небольших возмущений в структуре сети НИСЗ, откуда следует необходимость создавать определенный запас перекрытий.

Получение явных выражений для указанного условия вырождения (в виде появления области 4-кратного покрытия) в категориях дрейфа каждого НИСЗ цепочки относительно его номинального положения требует специального исследования.

## ГЛАВА 25

### СИНТЕЗ СТРУКТУРЫ СЕТИ НИСЗ ПО КРИТЕРИЮ ТОЧНОСТИ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ

#### 25.1. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЙ СМЫСЛ ОПТИМИЗАЦИИ ПО КРИТЕРИЮ ТОЧНОСТИ

Предполагается, что на борту потребителя (П) производятся измерения дальностей и радиальных скоростей относительно наблюдаемых НИСЗ. Из геометрических соображений для функций дальности и радиальной скорости имеем

$$r = |\underline{\rho}_c - \underline{\rho}_n|, \quad \dot{r} = -r^{-1}(\underline{\rho}_c \dot{\underline{\rho}}_n) - r^{-1}(\dot{\underline{\rho}}_c \underline{\rho}_n), \quad (25.1)$$

где  $\underline{\rho}_c$  и  $\underline{\rho}_n$  — радиусы-векторы НИСЗ и П. Погрешность навигационных измерений свяжем с погрешностью оцениваемых параметров уравнениями в вариациях. Из (25.1) получаем  $\delta r = \dot{n}^\circ \cdot \Delta \underline{\rho}_n$ . Дифференцируя последнее тождественное равенство по времени, имеем  $\delta \dot{r} = \dot{n}^\circ \cdot \Delta \underline{\rho}_n + \dot{n}^\circ \cdot \Delta \underline{\rho}_n$ . Здесь  $\dot{n}^\circ$  — градиент дальномерных измерений;  $\Delta \underline{\rho}_n$ ,  $\Delta \dot{\underline{\rho}}_n$  — априорные ошибки в положении и скорости П. Можно показать, что

$$\dot{n}^\circ = -r^{-1}(\dot{\underline{\rho}}_c - \dot{\underline{\rho}}_n)^\top [(\dot{n}^\circ \dot{n}^\circ) - E], \quad (25.2)$$

где  $E$  — единичная матрица.

Для дальнейшего понадобится оценка модуля  $\dot{n}^\circ$ . Из (25.2) следует, что

$$|\dot{n}^\circ| \leq r^{-1}(|\dot{\underline{\rho}}_n| + |\dot{\underline{\rho}}_c|). \quad (25.3)$$

Необходимо отметить, что измерения навигационных параметров (НП) будут сопровождаться систематическими погрешностями — неизвестными аддитивными постоянными. Для дальномерных измерений это фазовый сдвиг  $\delta\psi$  сведенных генераторов НИСЗ и генератора на борту П; для радиально-скоростных измерений — разность частот  $\delta\dot{\psi}$  этих генераторов.

Итак, для оценки точности определяемых параметров имеем систему уравнений погрешностей измерений вида

$$\delta r_k = \dot{n}^\circ_k \cdot \Delta \underline{\rho}_n + \delta\psi, \quad (25.4)$$

$$\delta \dot{r}_k = \dot{n}^\circ_k \cdot \Delta \underline{\rho}_n + \dot{n}^\circ_k \cdot \Delta \dot{\underline{\rho}}_n + \delta\dot{\psi}, \quad (25.5)$$

где уточняемыми информационными параметрами служат  $\Delta \underline{\rho}_n$ ,  $\Delta \dot{\underline{\rho}}_n$  и два мешающих параметра  $\delta\psi$  и  $\delta\dot{\psi}$ . Положим, что комбинационные измерения выполняются одновременно по четырем НИСЗ и избыточность отсутствует. Кроме того, примем, что для упрощения алгоритма обработка измерений осуществляется в два этапа: вначале по дальномерным измерениям уточняется вектор положения, а затем по радиально-скоростным — вектор скорости. Отметим, что в таком случае уравнение (25.5) можно переписать так:

$$\delta \tilde{r} = \dot{n}^\circ_k \cdot \Delta \underline{\rho}_n + \delta\dot{\psi}. \quad (25.6)$$

Здесь  $\delta \tilde{r}$  кроме собственных погрешностей измерения относительной скорости содержит слагаемое  $\dot{n}^\circ \cdot \Delta \underline{\rho}_n$ , являющееся функцией погрешностей измерения дальностей. Для дальнейшего понадобится оценка порядка величины  $\dot{n}^\circ \cdot \Delta \underline{\rho}_n$ .

Положим, установлена оценка среднеквадратической ошибки модуля погрешности оценки  $\Delta \underline{\rho}_n$  через СКО измерения дальности

$$\sigma_\rho \leq m\sigma_r. \quad (25.7)$$

Тогда, используя (25.6), имеем  $|\dot{n}^\circ \cdot \Delta \underline{\rho}_n| \leq |\dot{n}^\circ| m\sigma_r$ . Но в силу (25.3)  $|\dot{n}^\circ| \leq r^{-1}(|\dot{\underline{\rho}}_n| + |\dot{\underline{\rho}}_c|)$ . Положим, например,  $|\dot{\underline{\rho}}_{n\max}| \simeq 8$  км/с,  $|\dot{\underline{\rho}}_c| \sim 4$  км/с ( $T_{\text{НИСЗ}} \simeq 12$  ч),  $r \simeq 20 \cdot 10^3$  км. Тогда  $|\dot{n}^\circ| \simeq 5 \cdot 10^{-4}$  с<sup>-1</sup>. Полагая  $m=5$  и  $\sigma_r \simeq 2$  м, имеем  $m|\dot{n}^\circ|\sigma_r \simeq 5 \cdot 10^{-3}$  м/с, что значительно меньше шумовой погрешности  $\sigma_r$ .

Полученная оценка обосновывает переход от уравнений (25.5) к уравнениям (25.6), но уже с чисто шумовой погрешностью измерений.

Сравнение уравнений (25.4) и (25.6) показывает, что точности определения координат  $\Delta \underline{\rho}_n$  и скорости  $\Delta \dot{\underline{\rho}}_n$  подвижного объекта (ПО) фактически оцениваются по одним и тем же уравнениям. Отсюда следует важный вывод о геометрическом подобии корреляционных эллипсоидов погрешностей оценок положения и скорости, получаемых при обработке дальномерных и радиально-скоростных измерений. Для дальнейшего рассмотрения необходимо уточнить некоторые особенности точностных свойств навигационных определений.

Из гл. 16 известно, что точность навигационной засечки характеризуется эллипсоидом рассеивания:  $\Delta \mathbf{q}^\top \mathbf{K}_q^{-1} \Delta \mathbf{q} = 1$ , где  $\Delta \mathbf{q}$  — вектор-столбец оцениваемых параметров;  $\mathbf{K}_q$  — их корреляционная матрица. Матрица  $\mathbf{K}_q$  для схемы коррелированных нормальных ошибок измерений просто выражается через матрицу  $\mathbf{A}$  (см. § 3.2) коэффициентов системы нормальных уравнений:

$K_q = A^{-1} = (C^T K_{\varepsilon}^{-1} C)^{-1}$ . Здесь  $C$  — матрица коэффициентов условных уравнений, строками которой являются градиенты обрабатываемых измерений;  $K_{\varepsilon}$  — корреляционная матрица погрешностей измерений. Для оценки полуосей корреляционного эллипсоида следует, очевидно, привести к каноническому виду матрицу  $K_q^{-1} = C^T K_{\varepsilon}^{-1} C$ . Тогда полуоси эллипсоида определяются как корни квадратные из обратных значений корней характеристического уравнения, отвечающего матрице  $K_q^{-1}$ :

$$|C^T K_{\varepsilon}^{-1} C - \lambda E| = 0. \quad (25.8)$$

В § 3.2 и в гл. 16—21 в качестве меры точности навигационных определений использовался корень квадратный из следа корреляционной матрицы. Последний просто выражается через коэффициенты характеристического уравнения (25.8), которые следует вычислить.

Задачу навигационного уточнения координат  $\Delta \rho_n$ , либо скоростей  $\Delta \rho_n$  удобно представить в виде обработки результатов трех эквивалентных обобщенных измерений, соответствующих засечке по квазидальномерным или квазидоплеровским измерениям. Для получения такого представления следует ввести обобщенные градиенты  $G_i^T$ , соответствующие этим обобщенным результатам измерений:  $G_i = G_i g_i^o$ ,  $|g_i^o| = 1$ . Можно показать, что обратная корреляционная матрица  $K_q^{-1}$  будет выражаться через обобщенные градиенты в виде суммы диад:  $K_q^{-1} = \sum \mu_i g_i g_i^{oT}$ , где  $\mu_i = G_i^2$ . Это позволяет просто методом Леверье выразить коэффициенты характеристического уравнения через следы степеней  $S_r = \text{Sp}(K_q^{-1})$  обратной корреляционной матрицы.

Для 3-параметрической засечки коэффициенты характеристического уравнения  $\lambda^3 + a_1 \lambda^2 + a_2 \lambda + a_3 = 0$  определяются так:

$$\begin{aligned} a_1 &= -\sum_i \mu_i, \\ a_2 &= \mu_1 \mu_2 \sin^2 \theta_{1,2} + \mu_1 \mu_3 \sin^2 \theta_{1,3} + \mu_2 \mu_3 \sin^2 \theta_{2,3}, \\ a_3 &= \mu_1 \mu_2 \mu_3 (\cos^2 \theta_{2,3} + \cos^2 \theta_{1,3} + \cos^2 \theta_{1,2} - 1 - \\ &\quad - 2 \cos \theta_{1,2} \cos \theta_{1,3} \cos \theta_{2,3}), \text{ где } \cos \theta_{ij} = g_i^o g_j^o. \end{aligned}$$

Тогда след корреляционной матрицы

$$\text{Sp} K_q = a_2 / a_3. \quad (25.9)$$

Коэффициенты  $a_2$  и  $a_3$  имеют простой геометрический смысл:  $a_2$  — сумма квадратов площадей соответствующих граней параллелепипеда, образованного обобщенными градиентами;  $a_3$  — квадрат его объема. Тем самым задача оптимизации по критерию точности свелась к такому размещению обобщенных градиентов, которое соответствует минимуму величины (25.9).

## 25.2. ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОГО ПО КРИТЕРИЮ ТОЧНОСТИ СОЗВЕЗДИЯ НИСЗ

Рассмотрим способ получения обобщенных градиентов. Для исключения из обработки мешающего параметра  $\delta \varphi$  образуем разностно-дальномерные градиенты:

$$g_i = n_i^o - n_0^o, \quad (25.10)$$

где  $n_0^o$  — чисто дальномерный градиент одного из квазидальномерных результатов измерений по одному из НИСЗ, принимаемому за ведущий;  $n_i^o$  — дальномерные градиенты измерений по остальным ведомым НИСЗ. Обозначим через  $\xi_0$ ,  $\xi_i$  соответствующие погрешности измерений квазидальномерностей, полагаемые гауссовскими некоррелированными случайными величинами. Эти погрешности будут складываться из погрешностей измерений квазидальномерностей и фазирования генераторов НИСЗ. Корреляционная матрица погрешностей разностных измерений имеет вид

$$K_{\varepsilon} = \sigma_r^2 \begin{bmatrix} 2 & 1 & 1 \\ 1 & 2 & 1 \\ 1 & 1 & 2 \end{bmatrix}, \text{ где } \sigma_r^2 = \xi_0^2 = \xi_i^2.$$

Приводя  $K_{\varepsilon}$  к каноническому виду, можно представить матрицу  $K_q^{-1}$  в виде суммы диад следующим образом:  $K_q^{-1} = \sum_i G_i G_i^T$ . Здесь  $G_i^T$  — введенные ранее формально обобщенные градиенты, определяемые теперь так:

$$\left. \begin{aligned} G_1^T &= (2\sigma)^{-1} 3^{-\frac{1}{2}} (g_1 + g_2 + g_3), \\ G_2^T &= \sigma^{-1} 2^{-\frac{1}{2}} (g_1 - g_2), \\ G_3^T &= \sigma^{-1} 6^{-\frac{1}{2}} (g_1 + g_2 - 2g_3). \end{aligned} \right\} \quad (25.11)$$

Разностно-дальномерные градиенты  $q_i$  даются выражениями (25.10).

На рис. 25.1 показаны два НИСЗ и два дальномерных градиента  $n_0^o$  и  $n_i^o$ , соответствующие производимым по ним измерениям. Модуль градиента разностно-дальномерного измерения  $|n_i^o - n_0^o| = 2 \sin \times (\theta/2)$ . Угол  $\theta$  между дальномерными градиентами определяется в зависимости от геоцентрического угла  $\lambda$  разнесения

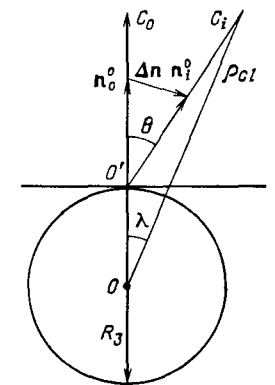


Рис. 25.1. Разностный градиент дальномерных измерений  $\Delta n = n_i - n_0$ ,  $n_0$ ,  $n_i$  — градиенты дальномерных измерений

НИСЗ и высоты  $H$  потребителя ( $\Pi$ ) над земной поверхностью из следующего уравнения:  $\operatorname{tg} \theta = \sin \lambda / (1 + h - \cos \lambda)$ ,  $h = H/R_3$ .

Выбор оптимального созвездия НИСЗ для  $\Pi$ , находящегося на высоте  $H$ , эквивалентен такому выбору обобщенных градиентов, при котором корень из следа корреляционной матрицы погрешностей засечки  $(\operatorname{Sp} \mathbf{K}_q)^{1/2}$  достигает своего минимально возможного значения. Было показано, что  $\operatorname{Sp} \mathbf{K}_q = a_2/a_3$ . При этом значения коэффициентов определяются через обобщенные градиенты  $\mathbf{G}_i$  так:

$$a_2 = (\mathbf{G}_1 \times \mathbf{G}_2)^2 + (\mathbf{G}_1 \times \mathbf{G}_3)^2 + (\mathbf{G}_2 \times \mathbf{G}_3)^2; \quad (25.12)$$

$$a_3 = [\mathbf{G}_1 (\mathbf{G}_2 \times \mathbf{G}_3)]^2.$$

Итак, след корреляционной матрицы вектора погрешностей определяется выражением (25.9) через коэффициенты характеристического уравнения, определяемые зависимостями (25.12). При использовании квазидальномерных измерений обобщенные градиенты  $\mathbf{G}_i$  суть линейные комбинации (25.11) разностно-дальномерных градиентов  $\mathbf{g}_i = \mathbf{n}_i^\circ - \mathbf{n}_0^\circ$  с коэффициентами, являющимися компонентами собственных векторов корреляционной матрицы  $\mathbf{K}_\Sigma$  погрешностей разностно-дальномерных измерений.

Данное утверждение раскрывает общую структуру оценки точности навигационного определения, произведенного квазиметодом. При этом результат оказывается выраженным в простой и наглядной форме через обобщенные градиенты. В практических случаях более удобно использовать разностные градиенты вместо обобщенных.

Можно показать, что при определенных условиях при выборе оптимального созвездия критерий минимума следа можно заменить эквивалентом наиболее простого критерия. В частности, можно считать, что оптимизация выбора созвездия по минимуму  $\operatorname{Sp} \mathbf{K}_q$  эквивалентна условию максимизации объема  $V = |\mathbf{G}_1(\mathbf{G}_2 \times \mathbf{G}_3)|$  призмы, построенной на обобщенных градиентах, или, что то же, объема  $v = |\mathbf{g}_1(\mathbf{g}_2 \times \mathbf{g}_3)|$  призмы, построенной на разностных градиентах  $\mathbf{g}_i$ .

Чтобы сделать результат очевидным, заметим, что для потенциально оптимального созвездия эллипсоид рассеивания должен быть осесимметричным ( $\sigma_3 = \sigma_{3\min}$ ). Обозначив через  $\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$  его полуоси, запишем критерий следа  $S$  и объема  $V$  так:

$$S = \sqrt{\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2}; \quad V = 1/\sigma_1 \sigma_2 \sigma_3.$$

Отсюда при  $\sigma_1 = \sigma_2 = \sigma$  и следует справедливость приведенного утверждения:

$$S^3 = \sigma^3 [2 + (\sigma_3/\sigma)^2]^{3/2}; \quad V^{-1} = \sigma^3 (\sigma_3/\sigma).$$

Полученные результаты позволяют сделать важное заключение. Если единственным ограничением расположения НИСЗ является условие наблюдения, т. е. НИСЗ должны находиться в пределах области радионаблюдения с объекта ( $h \geq h_{\min}$ ), то потенциально оптимальное созвездие будет выглядеть следующим образом: один НИСЗ — в зените  $\Pi$ , а три других равномерно распределены по границе конуса радиовидимости. Справедливость сказанного вытекает из того очевидного факта, что максимальный объем пирамиды, построенной на разностных градиентах, будет у правильной пирамиды, вписанной в сферический сегмент сферы радиовидимости  $\Pi$ .

Потенциальная точность созвездия определится следующим образом. Обобщенные градиенты  $\mathbf{G}_i$  оказываются в этом случае взаимно ортогональными, их модули соответственно:

$$G_1 = \sqrt{3}(1 - \cos \theta)/2\sigma_r, \quad G_2 = G_3 = \sqrt{3/2}\sigma_r^{-1} \sin \theta,$$

причем  $\mathbf{G}_1$  направлен по местной вертикали, а  $\mathbf{G}_2$  и  $\mathbf{G}_3$  лежат в плоскости горизонта.

В этом случае полуоси корреляционного эллипсоида определяются особенно просто — они обратны  $G_i$ :

$$\sigma_H = \frac{2}{\sqrt{3}}\sigma_r \frac{1}{1 - \cos \theta}; \quad \sigma_N = \sigma_E = \sqrt{2/3}\sigma_r \frac{1}{\sin \theta},$$

где  $\theta$  — зенитный угол периферического НИСЗ, выражаемый через аналогичный геоцентрический угол  $\lambda$ , радиус орбиты  $\rho_c$  и радиус Земли  $R_3$ :

$$\operatorname{tg} \theta = \sin \lambda / (\cos \lambda - R_3/\rho_c).$$

Полученный результат характеризует, очевидно, потенциальную точность навигационного определения.

Сравнение критериев выбора рабочего созвездия по минимуму следа корреляционной матрицы и максимуму определителя. Полной точностной характеристикой выбранного созвездия служит корреляционный эллипсоид. Поэтому естественно рассмотреть трехмерное пространство, координаты которого будут соответствовать полуосям эллипсоида рассеивания. Постоянное значение критериальной функции задает в этом пространстве поверхность, на которой будут эквивалентными различные созвездия, определяемые однозначно размерами полуосей соответствующих им эллипсоидов.

Пусть  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$  — нормированные значения полуосей корреляционного эллипсоида, тогда критерий следа корреляционной матрицы  $\sigma^{-2} \operatorname{Sp} \mathbf{K}_{\Delta R} = \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 = S^2$  будет изображаться в этом пространстве в виде сферы радиусом  $S$ . С другой стороны, критерий определителя матрицы системы нормальных уравнений или эквивалентный ему критерий модуля определителя системы условных уравнений можно представить в виде  $V^{-1} = \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3$ . Для сопоставления этих критериев необходимо установить связь значений отвечающих им критериальных функций из соображения, что оба критерия точно эквивалентны на биссектрисах координатных октантов.

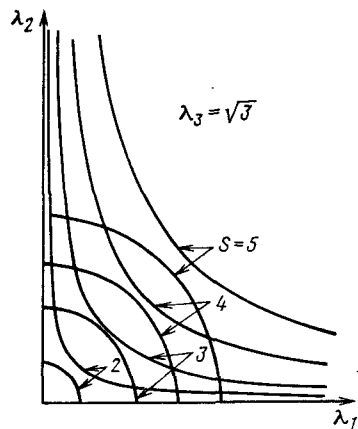


Рис. 25.2. Сравнение результатов применения критериев следа корреляционной матрицы и определителя для выбора рабочего созвездия

Расхождение их в других точках пространства эллипсоидов  $(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3)$  иллюстрируется рис. 25.2, где показаны сечения первых критериальных поверхностей, отвечающих различным значениям  $S_i$ , и сечения отвечающих этим же значениям вторых критериальных поверхностей  $V_i$  плоскостью  $\lambda_3 = \text{const}$ . Рассмотрение этих зависимостей говорит о том, что для сильно вытянутых корреляционных эллипсоидов  $(\lambda_1 \gg \lambda_2, \lambda_2 \gg \lambda_1)$  критерий определителя может давать результаты, заметно отличающиеся от результатов по

критерию  $S$ . Следовательно, такой выбор приведет к заметному проигрышу в точности. Поэтому приближенная эквивалентность рассмотренных критериев имеет место при условии исключения сильно вытянутых корреляционных эллипсоидов, т. е. при выборе только хороших созвездий, что обычно и имеет место на практике.

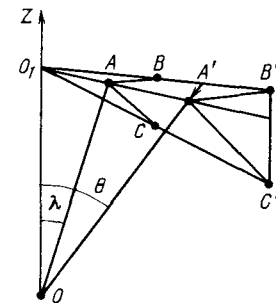
### 25.3. ПРИБЛИЖЕННЫЙ УЧЕТ ПАРАЛЛАКСА МИНИМАЛЬНОГО СОЗВЕЗДИЯ

В общем случае выражения для градиентов результатов навигационных измерений сложно зависят от параметров, определяющих взаимное положение наблюдателя и НИСЗ. Поэтому строгий и исчерпывающий анализ точностных характеристик наблюдения доступен лишь при использовании численных методов. Однако можно получить простые приближенные зависимости, позволяющие качественно оценить точности наблюдения в зависимости от наиболее существенных параметров. Рассмотрим такую возможность, обратившись к простейшему способу аппроксимации градиентов результатов дальномерных измерений. Этот способ обладает тем удобным свойством, что наиболее точен тогда, когда наблюдаются наибольшие погрешности наблюдения. Подобное асимптотическое свойство предлагаемой аппроксимации позволяет использовать ее для оценки наиболее неблагоприятных случаев реализации точностных характеристик. Упрощение же, о котором говорится, касается приближенного учета влияния параллакса, обусловленного нецентральной позицией наблюдателя, в результате чего конфигурация навигационного созвездия для  $\Pi$  и из центра Земли будет выглядеть по-разному.

Введем понятие картинной плоскости, понимая под ней касательную плоскость к единичной сфере в точке, отвечающей местной вертикали объекта (полюсу проекции). Очевидно, что при таком определении будет две картинные плоскости — геоцентрическая и топоцентрическая. Точная связь геоцентрического и топоцентрического зенитных углов, показанных на рис. 25.1, дается зависимостью  $\text{tg} \theta = \sin \lambda / (\cos \lambda - R_3 / \rho_c)$ .

Рис. 25.3. Отображение геоцентрической картинной плоскости на топоцентрическую картинную плоскость:

$OZ$  — местная вертикаль;  $ABC$  — геоцентрическая конфигурация;  $A'B'C'$  — топоцентрическая конфигурация



Отображение навигационной обстановки в стереографической проекции на обе эти полосы дает подобные картинки в достаточно малой окрестности полюса проекции. Соблюдение условия подобия этих картинок особенно важно для упрощенного описания навигационной обстановки, так как позволяет свести по крайней мере качественно анализ точности в некоторой окрестности рабочей области, использующей одну и ту же конфигурацию, к анализу одной конфигурации в геоцентрической картинной плоскости. Упомянутое условие подобия имеет, очевидно, вид

$$\theta \approx k\lambda. \quad (25.13)$$

Выясним более подробно, чему эквивалентно преобразование навигационной обстановки при переходе от геоцентрической точки зрения к топоцентрической при соблюдении условия (25.13).

Пусть на единичной геоцентрической сфере фиксирована точка, определяющая местную вертикаль, и некоторые три точки, достаточно к ней близкие. Строго говоря, речь идет об отображении некоторой окрестности полюса преобразования единичной геоцентрической сферы в единичную топоцентрическую сферу. Местная вертикаль играет роль полюса этого отображения. Заменяем малые окрестности отображенных сфер соответствующими картинными плоскостями. Далее для удобства сравнения изображения совместим обе картинные плоскости. Тогда нетрудно видеть, что  $\Delta ABC$  и  $\Delta A'B'C'$  (рис. 25.3) подобны. Коэффициент подобия  $k$  не зависит от положения и ориентации  $\Delta ABC$  относительно полюса преобразования. Поэтому  $\angle BAC = \angle B'A'C'$ , т. е. отображение конформное.

Изменение положения полюса  $O_1$  относительно  $\Delta ABC$  приводит к тому, что преобразованный  $\Delta A'B'C'$  перемещается — транслируется, сохраняясь равным самому себе. Последнее, очевидно, означает неизменность точностных оценок, полученных по результатам измерений, выполняемых в соответствующих вершинах этого треугольника.

Границы справедливости изложенных соображений обусловлены пределами допустимости упрощенной аппроксимации преобразования. Допустимость аппроксимации  $\sin \lambda \approx \lambda$  и  $\cos \lambda \approx 1$  очевидна для достаточно малых значений  $\lambda$ . Основное ограничение обусловлено пределом допустимости линеаризации  $\text{tg} \theta$ . Пусть  $\theta_{\text{пр}}$  — предельное значение. Тогда максимально допустимое смещение опорной точки от полюса будет  $\lambda_{\text{max}} \approx k^{-1} \theta_{\text{пр}}$ . Отображение конфигурации НИСЗ на единичную сферу наблюдателя имеет смысл созвездия. Если точки созвездия разнесены не на максимально возможные расстояния, то полюс можно варьировать в области, представляющей собой общую часть кругов с центрами в точках конфигурации и радиусами  $\lambda_{\text{max}}$ .

Итак, путем перехода от изображения конфигурации НИСЗ на геоцентрической сфере к трансформированной параллаксом конфигурации (созвездия) на единичной топоцентрической сфере определяется область возможных перемещений полюса как пересечение кругов радиуса  $\lambda_{\text{max}}$  с центрами в точках первообразной конфигурации.

В результате будет получена область, в которой сохраняется постоянство точностных характеристик, вытекающее из упрощенной теории.

#### 25.4. КАЧЕСТВЕННЫЙ АНАЛИЗ ЗОН ПОНИЖЕННОЙ ТОЧНОСТИ

Теперь используем полученное упрощенное представление градиентов для объяснения снижения точности навигационных определений. Случаи пониженной точности обсервации имеют место при, казалось бы, номинальной работе, когда с определяющегося объекта наблюдаются четыре НИСЗ, однако выбранные не лучшим образом. Анализ показывает, что опасными в этом смысле являются области минимальной кратности покрытия и что эти области могут иметь место для номинальной системы в определенных сферических сегментах окрестностей узлов сети НИСЗ.

Рассмотрим поэтому случай обсервации по четырем НИСЗ и установим причину появления больших погрешностей. Будем считать, что измерения проводятся по двум НИСЗ из одной цепочки и по двум — из другой.

Упрощенное преобразование позволяет тотчас пересчитать геоцентрическую конфигурацию НИСЗ в созвездие, определенное в топоцентрической системе координат. Изображение единичных векторов  $\bar{n}_i^0, \bar{n}_j^0$  — градиентов результатов дальномерных измерений в топоцентрической системе показано на рис. 25.4. Ось  $z$  направлена в точку пересечения больших кругов, соответствующих цепочкам НИСЗ. Пусть  $\varphi$  и  $\lambda$  — геоцентрические углы, характеризующие положения изображений НИСЗ каждой цепочки. Соответствующие им топоцентрические значения  $\tilde{\varphi} \approx k\varphi$  и  $\tilde{\lambda} \approx k\lambda$ .

Упрощенные выражения градиентов  $\bar{n}_i^0, \bar{n}_j^0$  в принятой системе координат позволяют рассчитать оценку нормированной погреш-

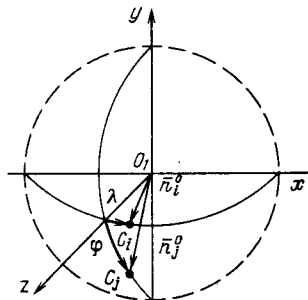


Рис. 25.4. Дальномерные градиенты в топоцентрической системе координат, связанной с узлом сети

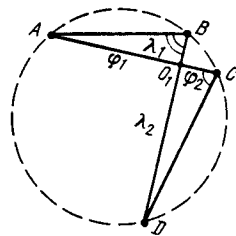


Рис. 25.5. Диаграмма, поясняющая геометрический смысл условия  $\varphi_1 \varphi_2 = \lambda_1 \lambda_2$ . Топоцентрическая картинная плоскость связана с углом сети точкой  $O_1$

ности обсервации  $\sigma^{-1}(\text{Sp } K_q)^{1/2}$ , выражаемую через объем и сумму квадратов площадей граней призмы, построенной на обобщенных градиентах. Искомый объем

$$V = G_1(G_2 \times G_3) = g_1(g_2 \times g_3)/2\sigma^3.$$

Подстановка сюда значений разностных градиентов дает  $g_1(g_2 \times g_3) \approx 0,5(\tilde{\lambda}_2 - \tilde{\lambda}_1)(\tilde{\varphi}_2 - \tilde{\varphi}_1)(\tilde{\varphi}_1 \tilde{\varphi}_2 - \tilde{\lambda}_1 \tilde{\lambda}_2)$ . Условие  $V=0$ , следующее из соотношения  $\varphi_1/\lambda_1 = \lambda_2/\varphi_2$ , означает, что изображения всех четырех НИСЗ лежат на одном круге топоцентрической сферы. Изображение, имеющее место в данном случае в картинной плоскости, иллюстрируется рис. 25.5.

Итак, полученный важный результат объясняет причины появления бесконечно больших погрешностей обсервации. Необходимым и достаточным условием появления больших погрешностей служит условие видимого расположения НИСЗ на одном круге, в сечении плоскостью единичной сферы наблюдателя.

Сумма квадратов граней призмы, построенной на обобщенных градиентах  $\Sigma^2 = (G_1 \times G_2)^2 + (G_1 \times G_3)^2 + (G_2 \times G_3)^2$ , после пренебрежения членами более высокого порядка малости представляется следующей приближенной зависимостью:

$$\Sigma^2 \simeq (2\sigma^4)^{-1} [\tilde{\varphi}_1^2(\tilde{\lambda}_2 - \tilde{\lambda}_1)^2 + \tilde{\varphi}_2^2(\tilde{\lambda}_2 - \tilde{\lambda}_1)^2 + \tilde{\lambda}_1^2(\tilde{\varphi}_2 - \tilde{\varphi}_1)^2 + \tilde{\lambda}_1(\tilde{\lambda}_2 - \tilde{\lambda}_1)(\tilde{\varphi}_2 - \tilde{\varphi}_1)^2 - \tilde{\varphi}_1 \tilde{\varphi}_2(\tilde{\lambda}_2 - \tilde{\lambda}_1)^2].$$

Оценка точности навигационной засечки, как указывалось, имеет следующий общий вид:  $\sigma^{-1}(\text{Sp } K_q)^{1/2} = \sigma^{-1} \Sigma/|V|$ . Вместо координат  $\tilde{\varphi}_i, \tilde{\lambda}_i$ , характеризующих угловое положение НИСЗ на единичной сфере наблюдателя, используем новые координаты:

$$\begin{aligned} \tilde{\varphi}_1 &= \xi - k\tilde{\Delta}_1/2, & \tilde{\varphi}_2 &= \xi + k\tilde{\Delta}_1/2, \\ \tilde{\lambda}_1 &= \eta - k\tilde{\Delta}_2/2, & \tilde{\lambda}_2 &= \eta + k\tilde{\Delta}_2/2, \end{aligned}$$

где  $\xi, \eta$  — координаты середины пар НИСЗ,  $\tilde{\Delta}_i$  — угловые расстояния между ними. Тогда  $|V| \simeq (4\sigma^3)^{-1} \tilde{\Delta}_1 \tilde{\Delta}_2 |\xi^2 - \eta^2 + \frac{\tilde{\Delta}_2^2 - \tilde{\Delta}_1^2}{4}|$ ,  $\Sigma \simeq (2\sigma^2)^{-1} (\tilde{\Delta}_2^2 \xi^2 + \tilde{\Delta}_1^2 \eta^2 + \frac{1}{2} \tilde{\Delta}_1 \tilde{\Delta}_2)$  и выражение для нормированной характеристики точности запишется так:

$$\sigma^{-1}(\text{Sp } K_q)^{1/2} \approx \frac{[0,5(\tilde{\Delta}_2^2 \xi^2 + \tilde{\Delta}_1^2 \eta^2 + 0,5\tilde{\Delta}_1 \tilde{\Delta}_2)]^{1/2}}{0,25\tilde{\Delta}_1 \tilde{\Delta}_2 |\xi^2 - \eta^2 + 0,25(\tilde{\Delta}_2^2 - \tilde{\Delta}_1^2)|^{1/2}}. \quad (25.14)$$

Ясно, что при наблюдении с борта П двух соседних НИСЗ, по одному из каждой цепочки,  $\Delta_1 = \Delta_2 = \Delta$ . Тогда из (25.14) следует

$$\sigma^{-1}(\text{Sp } \mathbf{K}_q)^{1/2} \simeq 2\sqrt{2} \tilde{\Delta}^{-1} \left( \xi^2 + \eta^2 + \frac{\tilde{\Delta}^2}{2} \right)^{1/2} / |\xi^2 - \eta^2|^{-1}. \quad (25.15)$$

Поскольку  $\xi, \eta$  — угловые координаты середин пар НИСЗ в топоцентрической системе координат, отсчитываемые от ближайшего узла сети, то они будут зависеть от времени и взаимного фазирования цепочек НИСЗ:

$$\xi = \tilde{\tau} \text{ и } \eta = \tilde{\tau} + \tilde{\delta}. \quad (25.16)$$

Здесь

$$\tilde{\tau} = k\tau, \quad \tilde{\delta} = k\delta \quad (25.17)$$

— трансформированные параллаксом значения углов  $\tau$  и  $\delta$ , определяемые временем  $\tau = n_{\text{ср}}(t - t_0)$  и разностью фаз НИСЗ из разных цепочек  $\delta = \Delta/3$  при оптимальном фазировании,  $t_0$  — момент прохождения серединой первой пары рассматриваемого узла сети,  $n_{\text{ср}}$  — среднее движение НИСЗ, угловая скорость его движения по орбите,  $k$  — коэффициент пропорциональности приближенного отображения, переводящего некоторую окрестность геоцентрической сферы в соответствующую ей окрестность топоцентрической сферы (25.13):  $k \simeq (\rho_c/R_3)/\rho_c/(R_3 - 1)$ , где  $\rho_c, R_3$  — радиусы орбиты и Земли. Подставляя (25.16) и (25.17) в (25.15), окончательно находим приближенную оценку точности навигационного определения по четырем НИСЗ:

$$\sigma^{-1}(\text{Sp } \mathbf{K}_q)^{1/2} \simeq 2\sqrt{2} \frac{(\tilde{\delta}^2 + \tilde{\Delta}^2/2 + 2\tilde{\delta}\tilde{\tau} + 2\tilde{\tau}^2)^{1/2}}{|\tilde{\delta}^2 + 2\tilde{\delta}\tilde{\tau}|}. \quad (25.18)$$

При заданном значении  $\tilde{\delta}$  эта функция будет зависеть от одной переменной — безразмерного времени  $\tau$ . Для уменьшения значения этой функции следует стремиться к максимально возможному  $\tilde{\delta}$ . Обеспечить это условие одновременно для всех узлов сети можно единственным путем, положив  $\delta = \Delta/3$ . Таким образом, конфигурация, оптимальная для обеспечения наилучшей кратности покрытия, будет одновременно и оптимальной для обеспечения наилучших точностных характеристик.

Способ повышения точности обсервации подсказывает уже общая формула (25.15). Для увеличения знаменателя, входящего в эту зависимость, необходимо, очевидно, потребовать, чтобы  $\Delta_1 \neq \Delta_2$ , т. е. чтобы угловой разнос каждой пары был различен. Это можно реализовать лишь тогда, когда из одной цепочки видно на один НИСЗ больше, чем из другой. Другими словами, для повышения точности наихудших определений требуется, чтобы наименьшее число видимых НИСЗ было не 4, а 5.

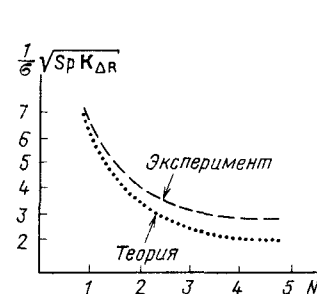


Рис. 25.6. Изменение точностных характеристик созвездия «2+2» при его эволюции

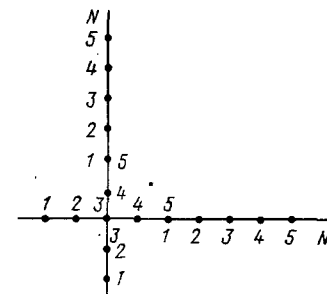


Рис. 25.7. Отображение эволюции созвездия НИСЗ типа «2+2»

Для оценки точностных характеристик созвездия «2+2» было проведено численное моделирование и результаты были сопоставлены с упрощенными аналитическими оценками. Рисунок 25.6 иллюстрирует условия пониженной точности обсервации ( $7 \leq \leq (1/\sigma)\sqrt{\text{Sp } \mathbf{K}_{\Delta R}}$ ). Там же приведена теоретическая зависимость оценки точности, выполненная по формуле (25.18).

Рисунок 25.7 поясняет эволюцию рассматриваемого здесь созвездия во времени. Фазы эволюции созвездия «2+2» отражены в последовательности перемещения отмеченных цифрами КА каждой пары, образующих это созвездие. Теоретическая зависимость качественно отражает результат наблюдаемого изменения точности в процессе эволюции созвездия.

#### 25.5. УТОЧНЕНИЕ СТРУКТУРЫ СЕТИ НИСЗ ПО МИНИМАКСНОМУ КРИТЕРИЮ ТОЧНОСТИ

Полученный ранее результат имеет принципиальное значение и может быть использован для обоснования структуры сети НИСЗ.

Исходным для решения задачи синтеза служит класс допустимых конфигураций сети, характеризующийся определенными желательными свойствами, такими как простота реализации системы, удобство эксплуатации, приемлемая структурная устойчивость, высокая точность баллистического обеспечения и т. д.

При использовании НИСЗ на средневисотных орбитах критерий минимальности общего числа цепочек НИСЗ при минимальной ширине полосы покрытия приводит, как было показано, к построению системы из взаимно перпендикулярных круговых орбит. Полученный результат представляет сравнительно узкий класс допустимых конфигураций, в котором следует выделить оптимальную конфигурацию уже по точностному критерию.

Уточнению подлежат число НИСЗ на каждой орбите и правило оптимального фазирования цепочек НИСЗ из разных орбит.

В качестве критерия целесообразно использовать минимум максимальной погрешности навигационного определения по системе во всей рабочей области. Обоснованием подобного критерия может служить требование высокоточного определения в произвольный момент времени в любой точке околоземного пространства. Упомянутый критерий позволит значительно упростить подход к задаче синтеза, ограничить ее изучением лишь случаев, приводящих к пониженной точности обсервации, и свести к улучшению наиболее неблагоприятных созвездий. Результатом будет обеспечение приемлемой верхней границы погрешностей обсервации во всей рабочей области системы.

Наиболее неблагоприятные созвездия в упомянутом классе допустимых конфигураций наблюдаются в некоторых окрестностях узлов сети НИСЗ в отдельные моменты времени, когда число видимых НИСЗ равно минимально необходимому для решения навигационной задачи их числу (созвездие «2+2»). Этот случай уже был рассмотрен. Была выяснена причина появления больших погрешностей обсервации — близкое к компланарному расположение четырех НИСЗ в определенные моменты времени.

Установленная приближенная зависимость позволяет просто исследовать области пониженной точности. В частности, с ее помощью были установлены большие зоны пониженной точности в системе типа «Таймешн» ( $N=3 \times 7$ ;  $T=8$  ч;  $h_{\min}=10^\circ$ ).

Зоны пониженной точности, небольшие по размерам ( $\sim 2,5^\circ \times 2,5^\circ$ ), могут появляться в отдельные моменты времени в системе типа «Навстар» ( $N=3 \times 8$ ;  $T=12$  ч;  $h_{\min}=10^\circ$ ). Отмеченный недостаток можно устранить уменьшением  $h_{\min}$  до  $7,5^\circ$  или расширением полосы покрытия цепочки за счет увеличения числа НИСЗ в цепочке либо высоты орбиты. Это позволит исключить реализацию в номинальной системе созвездий типа «2+2».

В системе  $N=3 \times 9$ ;  $T=12$  ч;  $h_{\min}=10^\circ$  повсеместно видны три НИСЗ по крайней мере из одной плоскости. Наиболее неблагоприятным будет минимальное созвездие из трех НИСЗ, наблюдаемых из одной плоскости, и из двух, наблюдаемых из другой (рис. 25.8). Оценка точности определения по созвездию такого типа требует более подробного рассмотрения.

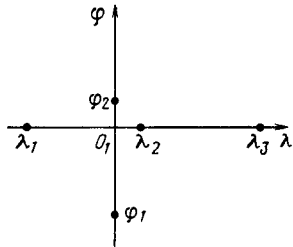


Рис. 25.8. Отображение созвездия «3+2» в топоцентрической картинной плоскости, связанной с узлом сети

В том же приближении, что и ранее, объем призмы, построенной на разностных градиентах,  $v = |\mathbf{g}_1(\mathbf{g}_2 \times \mathbf{g}_3)| \simeq 0,5 |\tilde{\varphi}_1(\tilde{\lambda}_2 - \tilde{\lambda}_1) \times (\tilde{\lambda}_3 - \tilde{\lambda}_1)(\tilde{\lambda}_3 - \tilde{\lambda}_2)|$ . Используя обозначения  $\tilde{\lambda}_i - \tilde{\lambda}_k = \tilde{\Delta}$ ,  $(2\tilde{\Delta})$ , имеем

$$V \simeq |\tilde{\varphi}_1| \tilde{\Delta}^3 / 2\sigma^3. \quad (25.19)$$

Приближенная оценка суммы квадратов граней призмы, построенной на обобщенных градиентах для этого случая, такова:

$$\Sigma^2 \simeq (2\sigma^4)^{-1} [\tilde{\varphi}_1^2 (\tilde{\lambda}_2 - \tilde{\lambda}_1)^2 + \tilde{\varphi}_1^2 (\tilde{\lambda}_3 - \tilde{\lambda}_1) - \tilde{\varphi}_1^2 (\tilde{\lambda}_2 - \tilde{\lambda}_1)(\tilde{\lambda}_3 - \tilde{\lambda}_1) + \tilde{\Delta}^6] \simeq \Delta^2 (3\tilde{\varphi}_1^2 + \tilde{\Delta}^4) / 2\sigma^4. \quad (25.20)$$

Из (25.19) и (25.20) следует приближенное выражение нормированной оценки погрешности обсервации:

$$\sigma^{-1} (\text{Sp } \mathbf{K}_p)^{1/2} = \sigma^{-1} \frac{\Sigma}{|V|} \simeq \sqrt{2} \frac{1}{\tilde{\varphi}_1 \tilde{\Delta}} \sqrt{\tilde{\Delta}^2 + 3 \left( \frac{\tilde{\varphi}_1}{\tilde{\Delta}} \right)^2}. \quad (25.21)$$

Рассчитаем порядок этой величины. Пусть  $\Delta = 40^\circ$ . Для НИСЗ, имеющих период  $T=12$  ч, коэффициент деформации за счет параллакса  $k \simeq 1,31$ . Поэтому  $\tilde{\Delta} \simeq k\Delta = 0,92$ . Положим  $\tilde{\varphi}_1 = \tilde{\Delta}/2$  равным наименьшему из возможных значений, которое оно может принять:  $\tilde{\varphi}_1 = 0,46$ . Тогда из (25.20) получаем

$$\sigma^{-1} (\text{Sp } \mathbf{K}_p)^{1/2} \simeq 4,2. \quad (25.22)$$

Приведенная оценка устанавливает порядок максимальной нормированной погрешности обсервации, соответствующей самому неблагоприятному навигационному созвездию НИСЗ. В большинстве же случаев следует ожидать точность, в 2 раза лучшую.

Итак, для обеспечения точности навигационных определений повсеместно во всей сфере обслуживания системы в соответствии с условием (25.21) необходимо и достаточно использовать экстремальную сеть НИСЗ с минимальной кратностью покрытия  $\mathbf{K}_{\min} = 5$ . Синтезированная таким образом по чисто навигационным соображениям общая структура сети НИСЗ сохраняет свободу выбора двух других параметров — высоты  $H$  орбиты и числа  $n$  НИСЗ в цепочке. Для окончательного выбора обоснованных значений этих параметров необходимы специальные исследования, связанные с рассмотрением эволюции структуры системы в течение срока ее существования, обеспечения надежности функционирования, а также выполнения условий высокоточного определения орбит и их прогнозирования.

Аналогичные приведенным численные исследования были выполнены и для другого созвездия, состоящего из трех НИСЗ на одной орбите и одного наиболее удаленного от плоскости этой орбиты НИСЗ из другой, т. е. созвездия типа «3+1». На

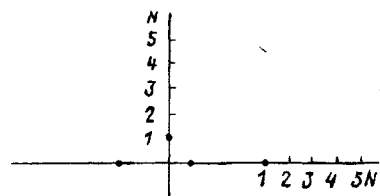


Рис. 25.9. Отображение эволюции созвездия НИСЗ типа «3+1»

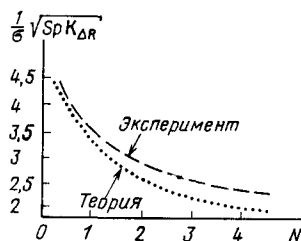


Рис. 25.10. Изменение точностных характеристик созвездия «3+1» при его эволюции

рис. 25.9 показана эволюция такого созвездия. Представлена начальная его конфигурация. Цифрами показаны последовательные позиции, занимаемые при движении КА. Рисунок 25.10 отражает происходящие при этом изменения точности обсервации. Теоретическая зависимость точности обсервации, описываемая формулой (25.21), от геометрических параметров созвездия позволяет объяснить и оценить изменение точностных характеристик рабочего созвездия.

#### 25.6. СРАВНЕНИЕ ССРНС «ГЛОНАСС» И «НАВСТАР»

Изложенный минимаксный подход к баллистическому проектированию ССРНС обеспечивает гарантированный минимум максимальной погрешности навигационных определений во всей области использования ССРНС в течение всего времени ее функционирования. Критерий минимальности общего числа орбит приводит, как было показано, к трехорбитальной схеме баллистического построения принятой в ССРНС «Глонасс».

Проектирование баллистической структуры ССРНС по критерию минимума общего числа НИСЗ при соблюдении требования минимума их числа на одной орбите, определяемого условием группового выведения, приводит к другой баллистической конфигурации — ССРНС «Навстар». Приведем без вывода ее геометрические характеристики. Число орбит 6. Орбиты НИСЗ круговые, с периодом  $T=12$  ч. Угол иаклона к плоскости экватора  $i=55^\circ$ . На каждой орбите равномерно распределены по три КА. Разнос восходящих узлов орбит равномерный,  $\Delta\Omega=60^\circ$ . Относительная фазировка НИСЗ в каждой плоскости такова, что в момент прохождения НИСЗ в каждой из плоскостей через экватор в соседней к востоку плоскости ближайший НИСЗ опережает последний к северу на  $40^\circ$ .

При анализе точностных характеристик ССРНС широко используется математическое моделирование расчета интегральных характеристик распределения точности, определяющих вероятность того, что погрешность обсервации не превышает некоторого заданного значения при случайном расположении потребителя и случайном времени проведения навигационного сеанса.

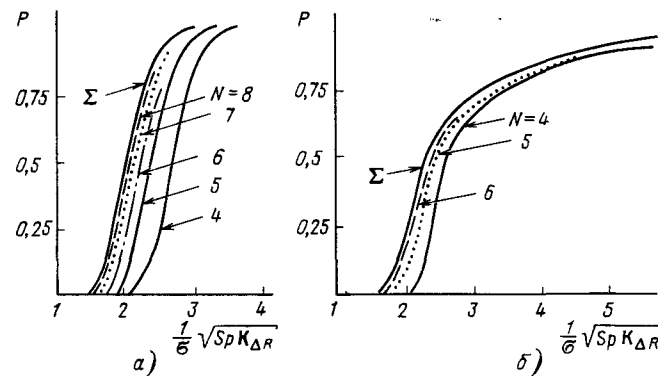


Рис. 25.11. Интегральные распределения вероятностей погрешностей навигационного определения по системе «Глонасс» (а) и «Навстар» (б) в зависимости от числа  $N$  НИСЗ в используемом созвездии

На рис. 25.11 приведены такие зависимости, рассчитанные<sup>1</sup> в предположении равновероятного нахождения П в любой точке поверхности земного шара при равномерном распределении навигационных сеансов в пределах суток по оптимальному в смысле определения точности созвездию, состоящему из  $N$  НИСЗ ( $N \geq 4$ ). Наименьший угол места НИСЗ в обоих случаях был принят равным  $h_{\min} = 5^\circ$ .

В табл. 25.1 приведены средние значения полного геометрического фактора  $G\Phi = \sigma^{-1} \sqrt{SpK_{\Delta R, i}}$ , нормы погрешностей оценки четырехмерного пространственно-временного определения и его отдельных компонент;  $G\Phi_n$  — плановых коор-

Таблица 25.1

Сравнение систем «Глонасс» и «Навстар» по вероятностным и точностным характеристикам созвездий

Тип ССРНС	Характеристика	Состав созвездия ( $N$ )					
		4	5	6	7	8	9
«Глонасс» (24 НИСЗ)	$P$	1	1	1	0,91	0,85	0,58
	$G\Phi_n$	1,41	1,26	1,15	1,03	0,95	0,89
	$G\Phi_b$	2,0	1,75	1,70	1,61	1,60	1,55
	$G\Phi_i$	1,13	1,03	1,03	0,95	0,93	0,91
	$G\Phi$	2,67	2,42	2,26	2,12	2,07	1,99
«Навстар» (18 НИСЗ)	$P$	0,95	0,94	0,83	0,38	0,05	—
	$G\Phi_n$	1,57	1,32	1,16	0,99	0,84	—
	$G\Phi_b$	2,80	2,48	2,40	1,60	1,40	—
	$G\Phi_i$	1,59	1,44	1,36	0,83	0,67	—
	$G\Phi$	3,39	2,96	2,81	2,04	1,76	—

<sup>1</sup> Расчеты выполнены канд. техн. наук В. С. Авдеевым.



динат  $\Delta R_n$ ,  $\Gamma\Phi_n$  — высоты  $\Delta R_n$  и  $\Gamma\Phi_n$  — времени  $t$  при работе по оптимальному созвездию, состоящему из  $N$  НИСЗ для квазидальномерного метода измерения. Усреднение проводилось для наземного потребителя по всей поверхности земного шара с шагом  $\Delta\varphi = \Delta\lambda = 10^\circ$  в пределах суток с дискретом  $\Delta T = 10^m$ . Величина  $P$  — вероятность появления рабочего созвездия из  $N$  НИСЗ. Из приведенных результатов моделирования видно, что при  $P \leq 0,5$  точностные характеристики обеих систем почти идентичны. Различия проявляются при пониженной точности в системе «Навстар», что имеет место даже и при избыточных ( $N=5$ ) созвездиях.

С увеличением числа НИСЗ в созвездии значение нормы погрешности уменьшается. Поэтому с точки зрения повышения точности следовало бы использовать все видимые НИСЗ, однако, как показывают расчеты, этот выигрыш совершенно незначителен по сравнению с требуемыми для этого затратами вычислительных ресурсов (времени и памяти).

Выполненное моделирование позволяет уточнить также пределы изменения нормы погрешностей для баллистических конфигураций ССРНС «Навстар» и «Глонасс».

## ГЛАВА 26

### ОСНОВЫ КОМПЛЕКСНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СРНС С ДРУГИМИ РАДИОНАВИГАЦИОННЫМИ И АВТОНОМНЫМИ НАВИГАЦИОННЫМИ СРЕДСТВАМИ

#### 26.1. ОБЩИЕ ПРЕДПОСЫЛКИ И ВОЗМОЖНОСТИ СОВМЕСТНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СПУТНИКОВЫХ РНС И ДРУГИХ НАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ

Комплексирование — совместное применение различных по виду и способу формирования физических полей для выработки с помощью разнородных датчиков новой по качеству навигационной информации. Комплексирование может обеспечить:

- повышение точностных характеристик комплексированной аппаратуры по сравнению с точностными характеристиками ее составляющих;

- повышение помехоустойчивости и надежности работы комплексированной аппаратуры;

- непрерывность определения координат при нарушениях однородности или непрерывности навигационных полей;

- улучшение динамических характеристик измерителей;

- сокращение времени выхода аппаратуры в рабочий режим.

В распоряжении сегодняшнего потребителя навигационной информации наряду с СРНС имеется значительное количество навигационных средств.

В эксплуатации находятся НРНС дальнего действия — импульсно-фазовые и фазовые РНС «Декка», «Лоран-С» и «Чайка», «Омега»; развиваются наземные системы типа «Геолок» с широкополосным навигационным сигналом. Подвижные потребители широко используют инерциальные навигационные системы платформенного и бесплатформенного типа, гиро- и магнитные компасы, датчики воздушной скорости, датчики пройденного пути, лаги, барометрические и радиотехнические высотометры, доплеровские измерители скорости и другие средства.

Как НРНС, так и упомянутые навигационные средства могут использоваться в комплексе с СРНС.

Первое направление комплексирования связано с устранением с помощью СРНС систематических погрешностей НРНС и начальной привязки инерциальных и автономных средств. Применительно к НРНС речь идет о дифференциальном режиме, позволяющем уменьшить систематические погрешности, главным образом зависящие от условий распространения радиоволн и в некоторых случаях — от погрешности взаимной синхронизации наземных станций.

В зоне действия НРНС в точке с известными координатами размещается опорный пункт дифференциальной подсистемы (ОПДПС). Этот пункт принимает сигналы НРНС, измеряет радионавигационные параметры, сравнивает их с эталонными значениями, вычисляет поправки и по линии связи передает их в рабочую зону подсистемы потребителям для учета в приемниках. Погрешность определения координат ОПДПС является одной из основных при оценке точности дифференциального режима.

Поэтому целесообразно для привязки ОПДПС по координатам применить высокоточную СРНС.

Потребители, снабженные бортовой аппаратурой СРНС и НРНС, могут реализовать квазидифференциальный (иначе именуемый автодифференциальный) режим работы, заключающийся в том, что в некоторой точке определяются координаты потребителя по высокоточной СРНС, а по НРНС одновременно измеряются навигационные параметры и вычисляются поправки в этой точке на условия распространения радиоволн для НРНС. Далее потребитель может пользоваться этими поправками на некотором удалении от места обсервации в течение некоторого времени, пока поправки не состарятся. Координаты потребителя, измеренные СРНС, могут также быть исходными для работы НРНС в дальномерном режиме. Примером может служить совместное использование СРНС «Навстар» (или дифференциальной СРНС «Навстар», см. гл. 20) с НРНС «Геолок» [180]. Система «Геолок» состоит из нескольких (двух и более) станций, излучающих в диапазоне частот 1,6...2,3 МГц шумоподобные навигационные сигналы, представляющие собой фазоманипулированные псевдо-

случайные последовательности. Сигналы формируются из колебаний, создаваемых опорными генераторами с относительной нестабильностью  $10^{-13}$  за сутки. Такими же опорными генераторами снабжены потребители системы. Станции системы могут работать без взаимной привязки колебаний. Потребитель системы в точке с известными координатами измеряет начальные фазы сигналов, излучаемых каждой станцией, относительно шкалы своего опорного генератора, запоминает их и далее в движении использует результаты измерения дальностей для вычисления собственных координат. Координаты начальной точки определяются по СРНС «Навстар» (или по дифференциальной СРНС «Навстар»).

Координаты потребителя, измеренные СРНС, можно использовать также для привязки и корректировки в пути инерциальных и автономных навигационных средств.

Второе направление комплексирования связано с созданием комбинированных систем, в которых спутники и наземные станции образуют единую сеть опорных радионавигационных точек. Такие комбинированные системы позволяют расширить рабочие зоны существующих наземных систем и оптимизировать их геометрию. Точностные характеристики одного из возможных вариантов подобного совместного использования двух наземных станций и одного стационарного НИСЗ анализируются в § 26.2.

Третьим направлением комплексирования является совместная обработка результатов навигационных измерений, выполненных датчиками СРНС и другой навигационной системы. Датчики работают независимо и не влияют друг на друга. Комплексирование осуществляется на уровне вторичной обработки информации.

Один из возможных вариантов построения такой аппаратуры состоит в объединении данных о скорости П, измеряемой по сигналам НРНС, и данных о месте, получаемых по СРНС. Это направление комплексной обработки отражено в § 26.3 на примере навигационных определений судна по данным низкоорбитной СРНС «Транзит» и НРНС «Омега».

Четвертое направление комплексирования — создание измерителей радионавигационных параметров, использующих информацию от других радионавигационных средств в процессе первичной ее обработки. Имеется в виду, в частности, введение в контур системы слежения за задержкой сигнала (см. гл. 8) данных об относительной скорости П — НИСЗ, формируемых на основании данных об эфемеридах НИСЗ, координатах и векторе скорости потребителя, полученных от инерциальной (ИНС) или от другой навигационной системы, что позволяет сузить полосу пропускания измерительной системы и увеличить ее помехозащищенность. Этот способ был упомянут в § 8.6 и рассматривается в § 26.4.

Перечисленные направления комплексирования основаны на совместной обработке навигационной информации, полученной от комплексируемых систем, и поэтому их следует отнести к категории информационных.

Существует еще одно направление комплексирования — функционально-техническое. Подразумевается создание аппаратуры, в которой одни и те же антенны, радиоканалы, устройства обработки сигналов, средства отображения используются в интересах разных радиотехнических систем. Примером такого комплексирования является проект создания системы ICNIA (Integrated Communication Navigation Identification Avionics), которая на борту самолета объединяет системы связи, спутниковой и наземной навигации и опознавания [196]. Трудности создания ее определяются в основном конструкторско-технологическими вопросами, рассмотрение которых представляет собой отдельную проблему.

## 26.2. КОМБИНИРОВАННАЯ РАЗНОСТНО-ДАЛЬНОМЕРНАЯ РНС, СОСТОЯЩАЯ ИЗ НАЗЕМНЫХ СТАНЦИЙ И СТАЦИОНАРНОГО НИСЗ

Для построения комбинированной навигационной системы, в которой наземные станции и НИСЗ образуют единую сеть опорных РНТ, можно использовать НИСЗ с любым периодом обращения. Однако наибольший интерес представляют стационарные НИСЗ, включение которых в состав системы позволит для определения координат места П по результатам измерения РНП рассчитывать на применение и в комбинированной системе так же, как и в наземной, навигационных карт с заранее нанесенными линиями положения.

Пусть П, геоцентрическая высота которого известна, измеряет две разности расстояний до трех РНТ, две из которых — наземные станции А, В, а третья — НИСЗ S. Трасса сигнала от наземной станции до приподнятого над Землей П следует криволинейно вдоль земной поверхности до точки, из которой виден П (точка сопряжения), а затем по прямой. Трасса распространения сигнала от НИСЗ до П представляет собой прямую линию. Вектор местоположения П при сделанных выше предположениях определяется из следующих соотношений:

$$\begin{aligned}\Delta r_{A'B'} &= R_3 \alpha_{A'A} + |q - A| - R_3 \alpha_{B'B} - |q - B|, \\ \Delta r_{SB'} &= |q - S| - R_3 \alpha_{B'B} - |q - B|, \quad \rho_0 = |q|,\end{aligned}\quad (26.1)$$

где  $R_3$  — радиус Земли; А, В — векторы положения точек сопряжения станций А', В';  $\alpha_{A'A}$ ,  $\alpha_{B'B}$  — центральные углы между точками сопряжения А, В и соответствующими станциями А', В'; S — вектор положения НИСЗ.

Точность определения координат места в такой системе зависит от погрешностей измерения РНП  $\delta\Delta r_{AB}$ ,  $\delta\Delta r_{SB}$ , от погрешностей априорного знания положения опорных РНТ  $\delta\mathbf{A}$ ,  $\delta\mathbf{B}$ ,  $\delta\mathbf{S}$  и геоцентрической высоты  $\delta\rho_0$  и от расположения П относительно наземных станций и НИСЗ. Решение линеаризованной системы уравнений (26.1) для составляющих погрешности места в проекциях на оси топоцентрической системы координат имеет вид

$$\delta\mathbf{q} = \mathbf{C}^{-1} \delta\mathbf{R} + \mathbf{C}^{-1} \mathbf{A} \delta\mathbf{\theta}, \quad (26.2)$$

где  $\delta\mathbf{q} = [\delta q_\lambda \delta q_\varphi \delta q_\rho]^T$ ,  $\delta\mathbf{R}^T = [\delta\Delta r_{AB} \delta\Delta r_{SB} \delta\rho_0]$ ,  $\delta\mathbf{\theta}^T = [\delta\mathbf{A}^T \delta\mathbf{B}^T \delta\mathbf{S}^T]$ ,

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{AB} \\ \mathbf{C}_{SB} \\ \mathbf{C}_{\rho 0} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial \Delta r_{AB}}{\partial q_\lambda} & \frac{\partial \Delta r_{AB}}{\partial q_\varphi} & \frac{\partial \Delta r_{AB}}{\partial q_\rho} \\ \frac{\partial \Delta r_{SB}}{\partial q_\lambda} & \frac{\partial \Delta r_{SB}}{\partial q_\varphi} & \frac{\partial \Delta r_{SB}}{\partial q_\rho} \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}_{AB} \mathbf{A}_A & \mathbf{C}_{AB} \mathbf{A}_B & 0 \\ 0 & \mathbf{C}_{SB} \mathbf{A}_B & \mathbf{C}_{SB} \mathbf{A}_S \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$\mathbf{A}_i$  ( $i = A, B, S$ ) — операторы преобразования погрешностей априорного знания координат РНТ в топоцентрическую систему координат.

Если векторы  $\delta\mathbf{R}$  и  $\delta\mathbf{\theta}$  — случайные величины, распределенные по многомерному закону с нулевыми математическими ожиданиями и матрицами моментов второго порядка  $\mathbf{W}$  и  $\mathbf{K}_\theta$ , то точность системы полностью характеризуется корреляционной матрицей

$$\mathbf{K}_q = \mathbf{C}^{-1} \mathbf{W} (\mathbf{C}^{-1})^T + \mathbf{C}^{-1} \mathbf{A} \mathbf{K}_\theta \mathbf{A}^T (\mathbf{C}^{-1})^T. \quad (26.3)$$

Уравнение (26.3) дано в общей форме записи, пригодной для оценки точности разностно-дальномерного метода навигационных определений при наличии трех наземных станций, трех спутников и их комбинаций. При этом  $\mathbf{A}$ ,  $\mathbf{B}$ ,  $\mathbf{S}$  в наземном варианте — векторы положения точек сопряжения, в спутниковом — векторы положения НИСЗ.

Оценим влияние погрешностей знания координат НИСЗ, которые характеризуются среднеквадратическими погрешностями по высоте  $\sigma_z$ , вдоль орбиты  $\sigma_l$  и перпендикулярно плоскости орбиты  $\sigma_\tau$ , на точность определения координат места П:

$$\sigma_m = \sqrt{\sigma_\varphi^2 + \sigma_\lambda^2} \quad (26.4)$$

в комбинированной системе. Из (26.3) следует, что погрешность оценки координат места зависит от значения и направления вектора погрешности координат НИСЗ. Минимальная среднеквадратическая погрешность  $\sigma_{\min} \approx 0$  имеет место, если вектор погрешности знания координат НИСЗ  $\delta\mathbf{S}$  перпендикулярен вектору  $(\mathbf{q} - \mathbf{S})$ , при этом точность определения координат места практически не зависит от погрешности местоположения НИСЗ. Следует отметить, что этот вывод основан на выражении (26.3), которое представляет собой линеаризованную зависимость и справедливо при достаточно малых погрешностях знания координат НИСЗ  $\sigma_s \ll |\mathbf{q} - \mathbf{S}|$ . Максимальная погрешность определения места П может быть получена из (26.3), если положить  $\delta\mathbf{S}/|\delta\mathbf{S}| = \pm(\mathbf{q} - \mathbf{S})/|\mathbf{q} - \mathbf{S}|$ . При этом  $\sigma_{\max} = \Gamma_{\max} \sigma_s$ , где  $\Gamma_{\max}$  — эквивалентный геометрический фактор, характеризующий максимальное влияние погрешностей знания координат НИСЗ на точность определения места П. Линии равных значений  $\Gamma_{\max}$  для комбинированной системы, состоящей из двух сверхдлинноволновых наземных станций  $A'$ ,  $B'$  и стационарного НИСЗ  $S$ , показаны на рис. 26.1. Здесь и в дальнейшем при построении рабочих зон системы предполагается, что сигналы наземных станций принимаются на удалениях от 1000 до 10 000 км. Сигналы НИСЗ принимаются в зоне, ограниченной линией прямой видимости при угле возвышения  $5^\circ$ .

Если погрешность знания координат НИСЗ совпадает с одним из направлений по высоте, вдоль орбиты или перпендикулярно плоскости орбиты, то выражение для среднеквадратической погрешности определения координат места запишем в виде  $\sigma_m = \Gamma_{zi} \sigma_i$ ,  $i = z, l, \tau$ .

Значение  $\Gamma_{z\tau}$  мало отличается от  $\Gamma_{\max}$ , так как в рабочей зоне системы  $|(\mathbf{q} - \mathbf{S})/|\mathbf{q} - \mathbf{S}| \cdot \delta\mathbf{S}_z/|\delta\mathbf{S}_z| \approx 1$ .

Таким образом, из трех составляющих, характеризующих точность знания координат НИСЗ, наибольшее влияние на точность определения координат места П оказывают погрешности НИСЗ по высоте.

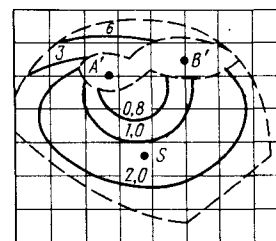


Рис. 26.1. Линии равных значений геометрического фактора ( $\Gamma_{\max}$ ) комбинированной РНС

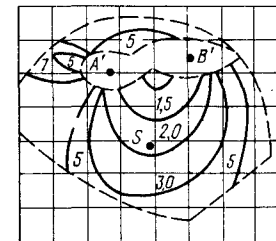


Рис. 26.2. Линии равных значений ГФ  $\Gamma_{\Delta r}$  комбинированной РНС

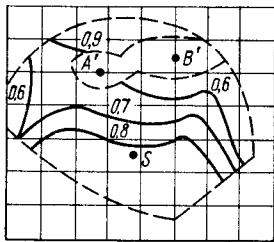


Рис. 26.3. Линии равных значений ГФ  $\Gamma_{\rho_0}$  комбинированной РНС

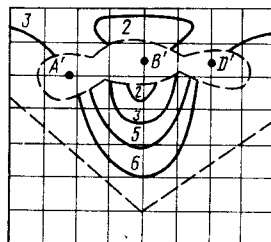


Рис. 26.4. Линии равных значений ГФ  $\Gamma_{\Delta r}$  наземной РНС

Для оценки влияния погрешностей измерения разности дальностей и погрешности знания геоцентрической высоты  $P$  на точность навигационных определений положим в выражении (26.3) соответственно  $\sigma_{\Delta r AB} = \sigma_{\Delta r SB} = \sigma_{\Delta r}$ ,  $\sigma_{\rho_0} = 0$  или  $\sigma_{\Delta r AB} = \sigma_{\Delta r SB} = 0$ , тогда формула (26.4) без учета погрешностей НИСЗ запишется в виде

$$\sigma_M = \Gamma_{\Delta r} \sigma_{\Delta r}, \quad \sigma_M = \Gamma_{\rho_0} \sigma_{\rho_0},$$

где  $\Gamma_{\Delta r}$  и  $\Gamma_{\rho_0}$  — ГФ, характеризующие влияние погрешностей измерения РНП и геоцентрической высоты потребителя на точность определения места (рис. 26.2, 26.3).

Для выявления выигрыша от комбинирования НРНТ с НИСЗ полезно сравнить полученные результаты со случаем, когда все три РНТ принадлежат НРНС. Например, сравним точностные характеристики наземной системы, состоящей из трех станций  $A'$ ,  $B'$ ,  $D'$ , и комбинированной из двух станций  $A'$ ,  $B'$  и стационарного НИСЗ  $S$ . Точность наземной системы практически зависит только от погрешностей измерения РНП. Линии равных значений ГФ наземной системы представлены на рис. 26.4. Анализ точностных характеристик систем по рис. 26.1 — 26.4 позволяет сделать вывод, что при хорошем эфемеридном обеспечении использование орбитальной станции позволяет приземным потребителям улучшить точность навигационных определений на основном направлении системы приблизительно в два раза и расширить площадь рабочей зоны в два-три раза.

Приведенные результаты свидетельствуют, что один из вариантов увеличения точности и расширения рабочих областей НРНС может быть включение стационарных НИСЗ в состав системы наземных станций.

## 26.3. КОМПЛЕКСНОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ СРНС И ФАЗОВОЙ СДВ РНС

Особого внимания заслуживает создание аппаратуры для комплексной обработки данных низкоорбитальной СРНС типа «Транзит» (NNSS) и наземной фазовой РНС «Омега» — глобальной гиперболической системы, работающей в диапазоне сверхдлинных волн (СДВ). Основным недостатком наземной системы является относительно низкая точность навигационных определений, обусловленная погрешностями за счет распространения радиоволн. Такие погрешности имеют сравнительно большую постоянную составляющую и незначительные кратковременные вариации.

Один из самых простых способов совместного использования этих РНС состоит в независимой обработке результатов измерений по каждой из систем и периодической коррекции фазового отсчета путем ввода поправок на распространение радиоволн по результатам навигационных определений более точной РНС — спутниковой. В интервалах времени, когда невозможно проводить определения по СРНС, задача решается по результатам измерений от наземной фазовой РНС, скорректированным на значение найденных поправок. Наивысшая точность определения координат  $P$  соответствует точностным характеристикам СРНС, однако из-за изменений условий распространения радиоволн точность навигационных определений будет со временем падать.

Более перспективным направлением совместного использования наземных и спутниковых РНС является построение аппаратуры, в которой обработка результатов измерений производится комплексно. Рассмотрим более подробно один из вариантов решения навигационной задачи с использованием фильтра Калмана, в котором объединяется информация о скорости корабля, полученная по наземной СДВ РНС, и информация о месте, определяемом по СРНС [145].

Обработка результатов измерений реализуется на основании известных уравнений (см. § 15.1):

$$\hat{q}_i = \Phi_{i-1} \hat{q}_{i-1}^* + K_{q0i} (C_i K_{q0i} C_i^T + W_i)^{-1} \Phi_{i-1}^T + V_{i-1},$$

$$K_i = K_{q0i} C_i (C_i K_{q0i} C_i^T + W_i)^{-1},$$

$$q_i^* = \hat{q}_i + K_i (R_{ni} - R_{0i}),$$

$$K_{qi} = (I - K_i C_i) K_{q0i} (I - K_i C_i)^T + K_i W_i K_i^T.$$

Применительно к рассматриваемой задаче в вектор определяемых параметров включены координаты  $\lambda, \varphi$ , составляющие скорости по долготе и широте  $v_\lambda, v_\varphi$  и разность частот генераторов НИСЗ и  $P\delta f$ :

$$q_i^T = [\lambda_i, \varphi_i, \delta f_i, v_{\lambda i}, v_{\varphi i}].$$

На вход фильтра поступают измеренные значения доплеровского сдвига частоты  $\Delta F_{ni}$  от СРНС и составляющие скорости  $v_{\lambda ni}$ ,  $v_{\varphi ni}$ , определяемые по данным СДВ и РНС. Матрица наблюдения  $C_i$  и корреляционная матрица погрешностей измерений  $W_i$  имеют вид

$$C_i = \begin{bmatrix} \frac{\partial \Delta F_i}{\partial \lambda} & \frac{\partial \Delta F_i}{\partial \varphi} & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}_{\varphi=\varphi_i},$$

$$W_i = \begin{bmatrix} \sigma_{\Delta F_i}^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{v_{\lambda i}}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{v_{\varphi i}}^2 \end{bmatrix}.$$

Предполагается, что скорость  $v$  и курс  $\psi$  корабля во время обсервации по СРНС постоянны, а возмущения по этим параметрам представляются в виде белого шума с нулевыми математическими ожиданиями и дисперсиями  $\sigma_v^2$ ,  $\sigma_\psi^2$ . В этом случае

$$\Phi_{i-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \Delta t & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & \Delta t \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$$V_{i-1} = \begin{bmatrix} v_{11} & v_{12} & v_{13} & v_{14} & v_{15} \\ v_{21} & v_{22} & v_{23} & v_{24} & v_{25} \\ v_{31} & v_{32} & v_{33} & v_{34} & v_{35} \\ v_{41} & v_{42} & v_{43} & v_{44} & v_{45} \\ v_{51} & v_{52} & v_{53} & v_{54} & v_{55} \end{bmatrix},$$

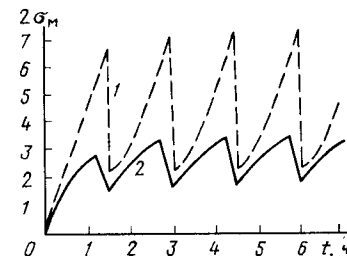
где

$$\begin{aligned} v_{11} &= v_{44} \Delta t^2, & v_{12} &= v_{21} = v_{45} \Delta t^2, & v_{14} &= v_{41} = v_{44} \Delta t, \\ v_{15} &= v_{24} = v_{42} = v_{51} = v_{45} \Delta t, & v_{22} &= v_{55} \Delta t^2, & v_{25} &= v_{52} = v_{55} \Delta t, \\ v_{44} &= (\sigma_v^2 \sin^2 \psi + v^2 \cos^2 \psi \sigma_\psi^2) a_\lambda^2, \\ v_{45} &= (\sigma_v^2 - v^2 \sigma_\psi^2) \sin \psi \cos \psi a_\lambda a_\varphi, \\ v_{55} &= (\sigma_v^2 \cos^2 \psi + v^2 \sin^2 \psi \sigma_\psi^2) a_\varphi^2, \end{aligned}$$

$a_\varphi$ ,  $a_\lambda$  — константы, полученные в результате преобразования расстояний в координаты долготы и широты;  $\Delta t$  — время выборки измерений по системе «Транзит».

Точностные характеристики приведенного метода комплексной обработки измерений исследовались путем моделирования процессов навигационных определений [145]. На рис. 26.5 для реальных

рис. 26.5. Временные зависимости погрешностей определения координат места корабля по результатам моделирования при обработке данных системы «Транзит» стандартным методом (1) и данных систем «Омега» и «Транзит» с использованием фильтра Калмана (2)



характеристик приемных устройств представлены зависимости во времени погрешностей определения координат места корабля ( $2\sigma_m$ ) при стандартном методе вычислений, принятом в системе «Транзит», и при обработке результатов измерений рассматриваемым способом. Результаты моделирования показали, что применение фильтра Калмана для совместной обработки измерений позволяет повысить точность навигационных определений по сравнению с обычным методом определения координат места в системе «Транзит» на 20...50 %.

В конце 70-х годов фирма Магнавох разработала комплексную судовую радионавигационную аппаратуру MX-1105 (рис. 26.6) [149], которая является комбинацией известных приборов MX-1102, работающего по навигационной системе «Транзит», и MX-1104, работающего по сигналам системы «Омега». Для решения навигационной задачи используются данные о скорости и курсе корабля, которые, как и данные радиотехнических систем, через устройства связи поступают на основной вычислитель (Z-80). Программы обработки измерений и выдачи результатов расположены в запоминающем устройстве.

Испытания аппаратуры в реальных условиях показали, что точность определения координат места может быть повышена на 60 % по сравнению с точностью навигационных определений по системе «Транзит».

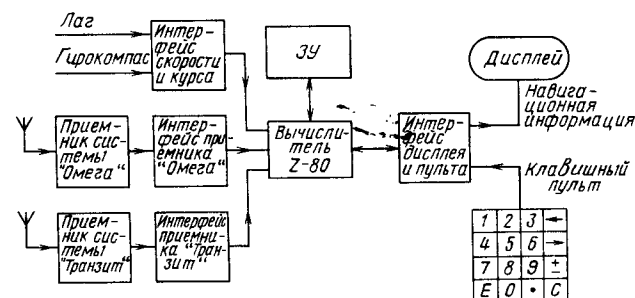


Рис. 26.6. Структурная схема аппаратуры MX-1105

В навигационном комплексе MNS-2000, серийно выпускаемом с 1983 г. [179], предусмотрена совместная обработка данных НРНС «Лоран-С», «Декка», «Омега» и СРНС «Транзит».

Выбор радионавигационных систем осуществляется автоматически с помощью ЭВМ или вручную. В ЭВМ установлен следующий приоритет использования сигналов радионавигационных систем:

НРНС «Декка» выбирается в качестве основной при нахождении судна в оптимальной рабочей зоне;

НРНС «Лоран-С» используется тогда, когда ожидаемая точность выше, чем точность РНС «Декка»;

СРНС «Транзит» и НРНС «Омега» выбираются там, где точность выше, чем точность РНС «Лоран-С»;

информация от НРНС «Омега» используется для обсерваций в промежутках между определениями с помощью СНС «Транзит».

В комплексе на перспективу заложена возможность работы с датчиком ССРНС «Навстар».

#### 26.4. КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ АППАРАТУРЫ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ НА УРОВНЕ ПЕРВИЧНОЙ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ

Типичным примером комплексирования на уровне первичной обработки информации является введение в контур слежения за задержкой сигнала информации об относительной скорости П—НИСЗ (см. § 8.6).

Относительная скорость вычисляется бортовой ЭВМ на основании эфемеридной информации и данных о координатах П и его скорости от инерциальной навигационной системы. На рис. 26.7 представлена функциональная схема введения скорости в систему слежения. Здесь  $X$  и  $X^*$  — измеряемая и измеренная задержки сигнала соответственно,  $SX$  — скорость изменения задержки,  $K$  — относительная погрешность измерения скорости,  $\tau$  — постоянная времени измерительной цепи, обуславливающая задержку выдачи скорости. Погрешность измерения задержки сигнала в схеме  $\varepsilon = a$ , где  $a = S^2X$  — ускорение изменения задержки.

Если скорость вводится точно ( $\tau = 0$ ,  $K = 0$ ), то погрешность измерения задержки отсутствует, но и при неточном введении скорости ( $\tau \rightarrow 0$  и  $K \ll 1$ ) погрешность измерения может быть уменьшена. Таким образом, для снижения погрешности измерения, обусловленной влиянием флуктуационных помех, можно су-

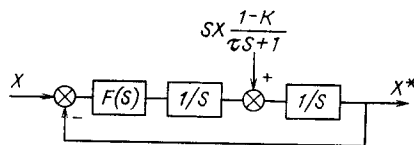


Рис. 26.7. Функциональная схема введения скорости в систему слежения

зить полосу пропускания следящего измерителя, а затем введением данных от автономных средств за счет этого сужения компенсировать увеличение динамической ошибки.

В § 8.6 приводились зависимости ширины полосы системы слежения за несущей (ССН) и системы слежения за задержкой (ССЗ) от относительной погрешности инерциальной навигационной системы (ИНС) при фиксированных значениях динамических погрешностей измерения (рис. 8.11). Из графиков следует, что при изменении  $K$  от 1 (комплексирование отсутствует) до 0,001 ширина полосы пропускания ССН может быть уменьшена от 20 до 2 Гц, а полоса ССЗ от 1 до 0,03 Гц. Значение  $K = 0,001$  соответствует точности современных инерциальных датчиков без специальной калибровки, имеющих уход порядка 1,6 км/ч.

Сравнительный анализ методов комплексирования на уровнях вторичной и первичной обработки информации позволил сделать вывод о том, что на уровне первичной обработки информации комплексирование обеспечивает большую точность и устойчивость к срыву слежения в условиях сильных помех и высокой динамики движения объекта, а на уровне вторичной обработки информации — лучшие результаты в условиях изменяющихся во времени погрешностей ИНС и хранителя времени.

## ГЛАВА 27

### КРИТЕРИИ ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ НАВИГАЦИОННОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СРНС

#### 27.1. ЭФФЕКТИВНОСТЬ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ.

Сложная система представляет собой иерархическую (много-ступенчатую) структуру, состоящую из многих взаимодействующих элементов, объединяемых в подсистемы различных уровней.

Основные отличительные признаки сложных систем следующие [40]: большое число взаимодействующих составных элементов, сложность функции, выполняемой системой ради достижения заданной цели, возможность разбиения системы на подсистемы различных иерархических уровней, централизованное (или иерархическое) управление, разветвленная информационная сеть и интенсивные потоки информации, взаимодействие с внешней средой и функционирование в условиях воздействия возмущающих факторов.

Отнесение того или другого объекта к категории сложных или простых весьма условно и определяется не только его построением, но и теми задачами, которые ставятся перед исследованием; объект целесообразно рассматривать как сложную систему, если

при его изучении существенное место отводится комплексным общесистемным вопросам.

Исследование общесистемных вопросов невозможно без углубления в конкретные особенности работы отдельных устройств. Однако с общесистемной точки зрения представляют наибольший интерес те свойства частей, которые определяют их взаимную зависимость или непосредственно влияют на свойства системы в целом.

При современных исследованиях эффективности выделяют три основных ее аспекта: потребительский (функциональный), технический и экономический.

При потребительском аспекте эффективность системы рассматривается как совокупность ее целевых свойств, отражающих степень соответствия системы своему назначению по характеру и полноте выполнения возложенных на нее задач. В результате исследования функциональной эффективности может быть выявлена целесообразность применения системы для решения определенного круга задач.

Технический аспект исследования эффективности связан с оценкой технико-эксплуатационных свойств системы, воплощающих качество ее функционирования в заданных интервале времени и диапазоне условий окружающей среды. С помощью исследования технико-эксплуатационной эффективности можно определить, на каком уровне качества система способна выполнить возложенные на нее задачи.

Экономический аспект исследования эффективности предполагает оценку потребительской стоимости, реализуемой в процессе функционирования системы. Он связан с исчислением прибыли, получаемой в результате применения системы, с оценкой рентабельности системы.

Таким образом, эффективность сложной системы есть обобщенная характеристика совокупности ее функциональных, технико-эксплуатационных и экономических свойств, отображающая полноту и качество выполнения поставленных перед системой задач в заданных условиях ее применения, а также затраты, связанные с реализацией системой возложенных на нее функций. Данное определение подходит для любой сложной технической системы, однако в каждом конкретном случае необходимо выбирать свои показатели эффективности, способные количественно отобразить те свойства, которые присущи именно рассматриваемой системе.

Совокупность возможных показателей качества обширна. Представление о показателях, применяемых для оценки эффективности сложных радиотехнических систем (РТС), дает классификационная схема на рис. 27.1. Расчет показателей эффективности для сложных систем представляет собой весьма непростую задачу, которая требует привлечения специальных математичес-

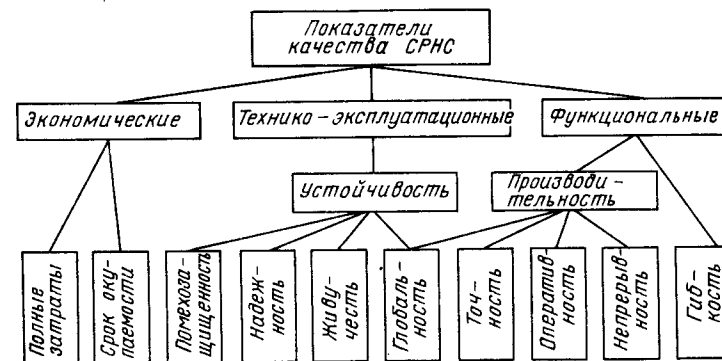


Рис. 27.1. Классификация показателей качества СРНС

ких методов и, как правило, решается с помощью быстродействующих ЭВМ.

Эффективность выступает в ранге некоторой синтетической оценки качества системы. Если отдельные показатели качества обозначить через  $K_i$  ( $i=1, \dots, s$ ), то обобщенный показатель эффективности  $\mathcal{E}$  можно сконструировать в виде некоторой функции

$$\mathcal{E} = \mathcal{E}(K_1, K_2, \dots, K_s). \quad (27.1)$$

Существует несколько методов построения функции (27.1). Все они представляют обобщенный показатель эффективности в виде совокупности отдельных показателей качества и различаются способом образования этой совокупности.

Метод главных компонент основан на удержании только тех показателей, которые признаны главнейшими, и отбрасывании остальных. Метод задания весовых коэффициентов заключается в придании включаемым в совокупность компонентам различных весов. Метод ранжировки предполагает такое включение компонентов, при котором составляющие, имеющие более низкий ранг, оказываются уже неспособными подавить компоненты более высокого ранга. Заметим, что при построении функции  $\mathcal{E}$  некоторые показатели качества могут входить неявно.

Следует иметь в виду, что и выбор главных компонент, и их взвешивание, и ранжировка пока что не имеют строгого обоснования, а представляются результатом того или иного произвольного выбора, в лучшем случае — результатом достаточно представительных экспертных оценок. Это, естественно, налагает на используемые обобщенные показатели эффективности субъективистский отпечаток.

Группа показателей, выбранных для оценки эффективности некоторой сложной РТС, позволяет, по существу, оценить также и

конкретные качественные характеристики этой системы: надежность, помехоустойчивость, живучесть и т. п. Все эти показатели могут определяться достаточно строго на основе анализа чувствительности обобщенного показателя эффективности к действию фактора, определяющего тот или иной показатель.

Например, эксплуатационную надежность системы  $H_z$  можно оценивать по количественному изменению эффективности в условиях действия эксплуатационных факторов  $\mathcal{E}_\Phi$  по сравнению с ее значением в идеальных (в смысле надежности) условиях  $\mathcal{E}_n$  и выражать в виде отношения

$$H_z = \mathcal{E}_\Phi / \mathcal{E}_n. \quad (27.2)$$

При таком анализе полагаются известными характеристики, описывающие интенсивность отказов элементов сложной системы: среднее число отказов за определенный интервал времени, закон распределения промежутков времени между последовательными отказами и т. д. Эти характеристики определяются экспериментально или другими методами оценки надежности простых систем.

Аналогично можно ввести показатели, характеризующие и другие свойства сложных систем.

Помехоустойчивость  $\Pi$  определяется по характеру снижения эффективности системы в условиях действия помех  $\mathcal{E}_n$  по сравнению с идеальным случаем работы в отсутствие помех  $\mathcal{E}_n$ :

$$\Pi = \mathcal{E}_n / \mathcal{E}_n. \quad (27.3)$$

Живучесть  $\mathcal{J}$  системы определяется снижением эффективности в условиях воздействия физических факторов  $\mathcal{E}_{пр}$  по сравнению с идеальным случаем отсутствия такого воздействия  $\mathcal{E}_n$ :

$$\mathcal{J} = \mathcal{E}_{пр} / \mathcal{E}_n. \quad (27.4)$$

Таким образом, обобщенный критерий эффективности представляется набором функционалов, являющихся показателями глобальности, помехозащищенности, живучести и т. п., вычисленными для заданных условий функционирования. С этой точки зрения система только тогда обладает требуемыми свойствами, когда упомянутые показатели находятся в заданных пределах. В действительности условия функционирования сложной системы не остаются постоянными, они осложняются действием возмущений различной природы. Существенно знать, сохраняют ли при наличии возмущений показатели качества системы свои значения, а если нет, то каковы возможные их отклонения.

Под устойчивостью функционирования сложной системы понимается ее способность сохранять требуемые свойства в условиях воздействия возмущений. Чтобы придать понятию устойчивости

более точный смысл, необходимо конкретно выделить показатели, сохранения значения которых мы добиваемся, установить класс допустимых возмущений и способы их измерения, а также уточнить суть самого понятия сохранения требуемых свойств.

## 27.2. ОСОБЕННОСТИ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ СПУТНИКОВЫХ РНС

Спутниковые РНС предназначены для обеспечения навигационной информацией соответствующих П, находящихся в различных районах земной поверхности и околоземного пространства.

Условия функционирования этих систем характеризуются влиянием среды и различных возмущающих воздействий. По характеру влияния на процесс навигационных определений различают: условия навигационного применения (структура системы, свойства сигналов и т. п.), физические условия работы аппаратуры (метеоусловия, характеристики радиационных поясов Земли, свойства каналов связи, характеристики поля естественных помех и т. п.), условия эксплуатации (комплекс мероприятий, направленных на поддержание условий нормального функционирования системы).

Применительно к оценке эффективности перечисленные условия целесообразно разделить на две группы. В первую включаются условия, которые в процессе создания и функционирования системы можно в ограниченных пределах выбирать или менять. Это — условия применения и часть физических условий (выбор сигналов, метод передачи, метод измерения и т. п.), а также часть условий эксплуатации (режимы работы бортовой аппаратуры, методы контроля работоспособности и т. п.). Ко второй группе относятся условия, на которые в процессе функционирования воздействовать нельзя (например, характеристики естественных радиационных поясов Земли). Такое деление условий позволяет дифференцированно оценивать их влияние на эффективность функционирования СРНС.

Чтобы обеспечить выполнение требований, предъявляемых к активному и пассивному режимам работы СРНС потребителями, система должна обладать определенной совокупностью свойств. Эти свойства характеризуются следующими показателями качества (рис. см. 27.1):

информационной производительностью системы — плотностью потока требований П, который может быть обслужен системой (отношением заявок П, обслуженных системой в течение определенного времени, к общему числу заявок на том же интервале);

глобальностью — масштабом функционирования системы, т. е. областью, в которой П могут производить с требуемой точностью навигационные определения;

точностью;



непрерывностью — способностью системы обслуживать П с минимальным временем ожидания;

гибкостью функционирования — способностью системы оперативно реагировать на управляющие воздействия;

помехозащищенностью — способностью системы к функционированию в условиях воздействия естественных и искусственных помех (помехоустойчивостью), а также способностью работы, вероятность обнаружения которой достаточно низка (скрытностью);

надежностью;

живучестью — способностью системы противостоять воздействию физических факторов естественного и искусственного происхождения;

экономичностью — способностью системы выполнять возложенные функции при минимальных затратах на ее создание и эксплуатацию.

Спутниковая РНС представляет собой открытую большую вероятностную динамическую систему с пространственной, структурной и функциональной динамичностью, означающими соответственно изменение пространственного расположения элементов СРНС, их состава и способов функционирования с течением времени. Как открытая система, СРНС в процессе своего функционирования взаимодействует с окружающей средой, с конфликтующей системой, которой соответствует совокупность воздействующих факторов естественного и искусственного происхождения, и с суперсистемами, в интересах обеспечения объектов которых функционирует СРНС.

Вероятностный характер задачи радионавигационного определения заключается в том, что прием радионавигационных сигналов всегда происходит в условиях случайных помех, кроме того, на движение НИСЗ и П в процессе их функционирования оказывают общее воздействие различные случайные факторы.

Динамичность системы, обусловленная наличием в ней сети быстропереключающихся НИСЗ, требует, чтобы во всех звеньях КИК автоматически передавались, принимались и обрабатывались потоки измерительной, телеметрической и командной информации, а также чтобы аппаратура П была способна автоматически проводить навигационный сеанс и оперативно выдавать определенные параметры.

Требования, вытекающие из динамичности, а также ограничения на срок службы аппаратуры НИСЗ определяют специфику конструкции и функционирования СРНС. Требования суперсистем определяют цель, структуру и поведение СРНС. Среда и конфликтующая система влияют на ее структуру и поведение.

Если предметом исследования является суперсистема, то СРНС можно рассматривать как простой элемент, выполняющий функцию навигационного определения П этой суперсистемы.

При исследовании СРНС в ней выделяются элементы, которые, в свою очередь, тоже могут рассматриваться как сложные системы.

Так, нормальное функционирование системы обеспечивается (см. рис. 1.1) центром управления (I уровень), который с помощью средств КИК (II уровень) контролирует работу сети НИСЗ (III уровень), корректирует их движение и уточняет программу передачи навигационной и служебной информации П (IV уровень), а также при необходимости восполняет сеть НИСЗ, управляя космодроном (II уровень), откуда выводятся на орбиты новые НИСЗ вместо отслуживших свой срок или вышедших из строя по какой-либо непредвиденной причине.

### 27.3. ОБЩИЕ И ЧАСТНЫЕ КРИТЕРИИ ЭФФЕКТИВНОСТИ СРНС

Важным является вопрос о выборе показателя эффективности СРНС. Можно рассмотреть две схемы исследования и оценки эффективности СРНС: замкнутую и разомкнутую. По замкнутой схеме эффективность оценивается с помощью показателя, определяющего приращение, эффективности операций, в интересах которых используется СРНС. По разомкнутой эффективность оценивается по результатам решения только задач навигационных определений, без увязывания этой оценки с результатами решения потребителем его функциональных задач, вытекающих из целей и задач, которые определяет ему суперсистема\*.

В случае замкнутой системы задается множество  $C = \{C_l\}$ ,  $l = 1, \dots, \mathcal{L}$ , задач, решаемых с применением данной системы, и находятся коэффициенты значимости  $K = \{K_{Cl}\}$  этих задач хотя бы методом экспертных оценок. Далее вычисляются значения показателей эффективности выполнения поставленных задач  $J_{Cl}$  при отсутствии информации от СРНС  $J_{Cl}(0)$  и при ее наличии  $J_{Cl}(H)$ . А затем вычисляется относительное приращение эффективности в виде

$$J_{\text{СРНС}}(C_l) = \frac{J_{Cl}(H) - J_{Cl}(0)}{J_{Cl}(0)}. \quad (27.5)$$

Средняя по рассмотренным задачам эффективность СРНС

$$J_{\text{СРНС}} = \sum_{l=1}^{\mathcal{L}} K_{Cl} J_{\text{СРНС}}(C_l). \quad (27.6)$$

Например, способом оценки эффективности использования СРНС в народном хозяйстве по замкнутой схеме является подсчет доходов от выполнения всех операций, для решения которых привлекается спутниковая РНС. Такая схема позволяет оценивать решение задач навигационного обеспечения для транспортного и промыслового флота, геофизических судов, самолетов гражданской авиации.

\*Расчеты по рассматриваемым критериям были проведены инж. А. П. Андреевым.

Основными факторами, определяющими ожидаемый экономический эффект от использования СРНС на транспортном флоте, являются увеличение эксплуатационной скорости и уменьшение вероятности посадок на мель. Использование системы на судах промыслового флота позволит получить экономический эффект за счет приращения эксплуатационной скорости, уменьшения вероятности посадок на мель, сокращения времени на лов и снижения вероятности потерь орудий лова. Внедрение спутниковой аппаратуры на геофизические суда позволит получить экономический эффект за счет увеличения производительности труда и роста годового объема работ, снижения себестоимости работ и сокращения объемов работ при выявлении нефтегазовых структур. Для гражданской авиации экономический эффект от использования СРНС может быть получен за счет увеличения пропускной способности трасс и уменьшения количества коридоров в районах с наиболее интенсивным воздушным движением.

Из сказанного следует, что экономическую эффективность использования СРНС в народном хозяйстве можно оценить по следующей формуле:

$$\bar{J}_{\text{СРНС}} = K_{\text{тф}} J_{\text{СРНС}}(\text{ТФ}) + K_{\text{пф}} J_{\text{СРНС}}(\text{ПФ}) + K_{\text{гс}} J_{\text{СРНС}}(\text{ГС}) + K_{\text{га}} J_{\text{СРНС}}(\text{ГА}), \quad (27.7)$$

где  $K$  — коэффициент значимости, а  $J_{\text{СРНС}}$  — доходы от использования СРНС.

В замкнутой модели наиболее полно отражается функциональное назначение системы, ее полезность и целесообразность применения для решения конкретных задач. К недостаткам замкнутой схемы можно отнести: трудность учета всех задач, решаемых системой, и определения значения показателей эффективности выполнения этих задач, а также сложность назначения коэффициента значимости. Кроме того, замкнутая модель в силу необходимости учета большого числа факторов и параметров, не относящихся непосредственно к СРНС, сглаживает влияние интересующих нас факторов на качество функционирования системы. Поэтому в ряде случаев эффективность целесообразно оценивать по разомкнутой схеме. Тогда следует считать, что после получения информации от СРНС  $\Pi$  и их действия из схемы оценки эффективности исключаются.

Недостаток разомкнутой модели состоит, естественно, в том, что при этой схеме определяются лишь внутренние свойства анализируемой СРНС и применяемые показатели не позволяют оценить ее качества в смысле результатов применения системы. В то же время разомкнутая схема позволяет детально проанализировать влияние различных факторов на качество функционирования системы, выявить ее слабые звенья и выработать рекомендации по оптимизации отдельных характеристик системы, чего лишена замкнутая схема.

Чтобы оценить эффективность навигационной системы, необходимо выбрать такие критерии, которые с достаточной объективностью отражали бы влияние использования этой системы на выполнение задач  $\Pi$ . Однако при этом число критериев должно быть сведено к разумному минимуму, поскольку многокритериальность затрудняет сравнительный анализ систем и их оптимизацию. Известно, что для оптимизации удобно использовать один критерий, который отражает наиболее существенные свойства системы. В этом случае либо формируют частный критерий, выбирая из множества характеристик качества системы одну, наиболее важную, либо на базе множества частных критериев строят некоторый обобщенный, способный наиболее полно характеризовать систему.

Обобщенный критерий представляется функционалом, зависящим от критериев эффективности функционирования, технико-эксплуатационной эффективности и экономической эффективности, зависящих, в свою очередь, от характеристик системы:

$$\mathcal{E} = \Phi[ \mathcal{E}_{\text{ф}}(K_{\text{гл}}, K_{\text{т}}, K_{\text{оп}}, K_{\text{гибк}}, K_{\text{непр}}), \mathcal{E}_{\text{тз}}(K_{\text{пз}}, K_{\text{ж}}, K_{\text{и}}), \mathcal{E}_{\text{эк}}(K_{\text{ок}}, K_{\text{з}}) ] \quad (27.8)$$

или

$$\mathcal{E} = \Phi(K_1, \dots, K_s).$$

При упорядоченных по важности критериях  $(K_1, \dots, K_s)$  обобщенный критерий предлагается искать в следующем виде [104]:

$$\mathcal{E} = \sum_{r=1}^s a_r K_r. \quad (27.9)$$

Функционал  $\Phi$  должен обладать следующим свойством: для любых  $\mathbf{u}, \mathbf{v} \in U$  (где  $U$  — множество решений задачи,  $\mathbf{u}, \mathbf{v}$  — векторы характеристик СРНС)  $\mathcal{E}(\mathbf{u}) \geq \mathcal{E}(\mathbf{v})$  тогда, и только тогда, когда выполняется одно из  $s$  условий:

$$\begin{aligned} 1) & K_1(\mathbf{u}) > K_1(\mathbf{v}), \\ 2) & K_1(\mathbf{u}) = K_1(\mathbf{v}), \quad K_2(\mathbf{u}) > K_2(\mathbf{v}), \\ 3) & K_l(\mathbf{u}) = K_l(\mathbf{v}) \text{ при } l = 1, 2, \dots, s-1, \\ & K_s(\mathbf{u}) > K_s(\mathbf{v}). \end{aligned} \quad (27.10)$$

Коэффициенты  $a_r$  ( $r = 1, 2, \dots, s$ ) выбираются так, чтобы выполнялось условие (27.10):  $a_s$  достаточно взять положительным, а  $a_r$  считать по следующему соотношению:

$$a_r > \left( \sum_{l=r+1}^s a_l M_l \right) / \mu_r,$$

где  $M_i \geq [\max K_i(u) - \min K_i(u)], u \in U$ ;

$$\mu_r \leq \inf [K_r(u) - K_r(v)], u, v \in U.$$

Построенный таким образом обобщенный критерий соответствует методу ранжировки. Из условия (27.10) видно, что если решение получается сравнением критериев более высокого ранга, то влияние остальных критериев можно не учитывать.

Достаточно общим критерием эффективности функционирования СРНС может служить критерий, определяемый как математическое ожидание относительной площади, в пределах которой навигационное обеспечение отвечает совокупности наиболее весомых требований:

$$Q = \sum_{s=1}^N P_s \sum_{i=1}^{I_s} P_{s(i)} \sum_{r=1}^R P_{tyr} \sum_{j=1}^J K_j \int_{\varphi_{1j}}^{\varphi_{2j}} \int_{\lambda_{1j}}^{\lambda_{2j}} T_{isrj}(\varphi, \lambda, u, \rho) \times \\ \times \cos \varphi [1 - D_j(\varphi, \lambda)] d\varphi d\lambda / \int_{\varphi_{1j}}^{\varphi_{2j}} [\lambda_{2j}(\varphi) - \lambda_{1j}(\varphi)] \cos \varphi d\varphi, \quad (27.11)$$

где  $P_s$  — вероятность пребывания системы в состоянии  $s$ ;  $P_{s(i)}$  — вероятность существования структуры орбитальной системы  $i$ -го типа при условии, что она находится в состоянии  $s$ ;  $P_{tyr}$  — вероятность осуществления технологического цикла управления системой за заданное время  $t_{yr}$ ;  $K_j$  — коэффициент важности  $j$ -го района, обслуживаемого системой;  $T_{isrj}(\varphi, \lambda, u, \rho)$  — распределение относительного времени, в течение которого потребитель, расположенный в  $j$ -м районе в точке с координатами  $\varphi, \lambda$ , может производить навигационные определения при удовлетворении совокупности требований  $u$  с помощью СРНС, обладающей совокупностью параметров  $\rho$ , находящейся в состоянии  $s$  и имеющей  $i$ -ю структуру;  $\varphi_{1j, 2j}, \lambda_{1j, 2j}$  — географические координаты границ  $j$ -го района;  $D_j(\varphi, \lambda)$  — распределение вероятностей нарушения работы навигационного канала в  $j$ -м районе.

В (27.11) в качестве условного показателя выступает дробный член, где в числителе отражена площадь, обеспечиваемая навигационной информацией заданного качества, а в знаменателе — общая площадь  $j$ -го района.

Для получения частного точностного критерия совокупность требований  $u$  в сомножителе  $T_{isrj}(\varphi, \lambda, u, \rho)$  выражения (27.11) ограничивается, например, только точностями навигационного определения. Тогда навигационные определения считаются выполненными, если П может определиться с заданной точностью. Положив в выражении (27.11)

$$P_s = 1/N, \quad P_{s(i)} = 1/I_s, \\ P_{tyr} = 1/R \text{ (равновероятные события),}$$

$K_j = 1/J$  (равнозначные районы),

$$\sum_{j=1}^J \int_{\varphi_{1j}}^{\varphi_{2j}} \int_{\lambda_{1j}}^{\lambda_{2j}} T_j(\varphi, \lambda, u) \cos \varphi [1 - D_j(\varphi, \lambda)] d\varphi d\lambda = S_r,$$

$$\sum_{j=1}^J \int_{\varphi_{1j}}^{\varphi_{2j}} [\lambda_{2j}(\varphi) - \lambda_{1j}(\varphi)] \cos \varphi d\varphi = S,$$

где  $S_r$  — площадь поверхности Земли, с которой П может производить навигационные определения с заданной точностью с помощью СРНС,  $S$  — общая площадь Земли, получим соотношение для оценки эффективности по частному точностному критерию в виде

$$Q = S_r/S. \quad (27.12)$$

Оценка эффективности по этому критерию приобретает особенность при использовании математического моделирования.

Для расчетов по точностному критерию строится модель функционирования СРНС, позволяющая рассчитывать точность навигационных определений в любой точке поверхности Земли и в любой момент времени. Если обозначить через  $N_n$  число наземных точек, в которых проверяется точность навигационных определений, через  $N_t$  число полных проверок, а через  $N_l$  общее число точек (во всех сеансах проверки), в которых точность оказалась выше заданного порога  $l$ , то вероятность  $P_l$  обеспечения П навигационной информацией требуемой точности составит

$$P_l = N_l / (N_n N_t). \quad (27.13)$$

В качестве примера приводятся расчеты по соотношению (27.13) частного точностного критерия эффективности для условий использования сетевой СРНС наземным П, принимающим сигналы НИСЗ под углами выше  $10^\circ$  над горизонтом. Методом математического моделирования навигационных определений по сети

Таблица 27.1

Вероятность  $P_l$  нахождения геометрического фактора ниже заданного порога ( $\Gamma\Phi \leq l$ )

Угол приема выше	Порог $l$			
	2	3	4	5
$10^\circ$	0,278	0,902	0,995	0,996
$25^\circ$	0	0,131	0,369	0,455

НИСЗ СРНС ( $N=3 \times 8$ ,  $i=63^\circ$ ,  $a=26\,610$  км,  $e=0$ ) можно определить геометрический фактор ГФ и, задав его пороги  $l$ , вычислить  $P_l$  как отношение числа точек, где порог не превзойден, ко всему числу точек зондирования радионавигационного поля.

Результаты расчета приведены в табл. 27.1, где для сопоставления показана строка, относящаяся к приему сигналов НИСЗ под углами к горизонту выше  $25^\circ$ . Из табл. 27.1 видно, как условия применения системы влияют на точностный показатель ее эффективности.

Другим частным критерием может быть критерий экономической эффективности. За экономический частный критерий можно принять срок окупаемости СРНС в народном хозяйстве:  $T_{ок} = C/C_d$ , где  $C$  — полные затраты на создание системы,  $C_d$  — годовые доходы, получаемые от использования СРНС в народном хозяйстве.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Вудворд Ф. М. Теория вероятностей и теория информации с применением в радиолокации: Пер. с англ./Под ред. Г. С. Горелика.— М.: Сов. радио, 1955.— 128 с.
2. Ющенко А. П. Способ наименьших квадратов.— Л.: Морской транспорт, 1956.— 302 с.
3. Использование эффекта Доплера для определения параметров орбиты искусственных спутников Земли/В. А. Котельников, В. М. Дубровин, В. А. Морозов и др.//Радиотехника и электроника.— 1958.— Т. 7, № 7.— С. 873—881.
4. Линник Ю. В. Метод наименьших квадратов и основы теории обработки наблюдений.— М.: Физматгиз, 1958.— 334 с.
5. Сайбель А. Г. Основы теории точности радиотехнических методов местопредопределения.— М.: Оборонгиз, 1958.— 55 с.
6. Шебшаевич В. С. Предварительная оценка возможностей использования искусственных спутников Земли для целей навигации//ЛКВВИА им. А. Ф. Можайского.— 1958.— № 33.— С. 5—38.
7. Стратонович Р. Л. К теории оптимальной нелинейной фильтрации случайных функций//Теория вероятностей и ее применение.— 1959.— Т. 4, № 2.— С. 239—242.
8. Теоретическое исследование способов использования искусственных спутников Земли для навигации самолетов, подводных лодок и надводных кораблей: Итоговый отчет по НИР «Спутник»/М. М. Кобрин, В. С. Шебшаевич, В. Ф. Проскурин и др.— Горький: НИРФИ.— 1959.— 54 с.
9. Guier W. H. Weiffenbach G. C. A satellite Doppler navigation system//Proc. IRE.— 1960.— Vol. 48, № 4.— P. 507—516.
10. Загускин В. Л. Справочник по численным методам решения алгебраических и трансцендентных уравнений.— М.: Физматгиз, 1960.— 216 с.
11. Стратонович Р. Л. Применение теории процессов Маркова для оптимальной фильтрации сигналов//Радиотехника и электроника.— 1960.— Т. 5, № 11.— С. 1751—1763.
12. Hayton G. W. Optimum frequencies for outer space communication//J. Res. NBS.— 1960.— Vol. 64D, № 2.— P. 105—109.
13. Большаков И. А., Репин В. Г. Вопросы нелинейной фильтрации//Автоматика и телемеханика.— 1961.— Т. 22, № 4.— С. 466—478.

14. Калман Р. Е. Об общей теории систем управления//Труды 1-го международного конгресса ИФАК. Т. 2.—М., 1961.—С. 521—547.
15. Калман Р. Е., Бьюс Р. С. Новые результаты в линейной фильтрации и теории предсказания//Труды американского общества инженеров-механиков. Сер. Д.—1961.—Т. 83, № 1.—С. 123—142.
16. Kershner R. B., Newton R. R. The transit system//Navigation (USA).—1962.—Vol. 9. № 2.—Р. 37—45.
17. Stiffler J. J. Synchronization methods for block codes//IRE Trans. Inf. Theory.—1962.—Vol. IT-8, № 5.—Р. 525—534.
18. Гуревич М. С. Спектры радиосигналов.—М.: Связьиздат, 1963.—312 с.
19. Заключительные акты чрезвычайной административной конференции по радиосвязи.—Женева: ITU, 1963.
20. Хелстром К. Статистическая теория обнаружения сигналов: Пер. с англ./Под ред. Ю. Б. Кобзарева.—М.: ИЛ, 1963.—432 с.
21. Ширмаи Я. Д., Голиков В. Н. Основы теории обнаружения радиолокационных сигналов и измерения их параметров.—М.: Сов. радио, 1963.—278 с.
22. Вентцель Е. С. Теория вероятностей.—М.: Наука, 1964.—576 с.
23. Вопросы статистической теории радиолокации: В 2 т./П. А. Бакут, И. А. Большаков, Б. М. Герасимов и др.; Под ред. Г. П. Тартаковского.—М.: Сов. радио, 1963—1964.—1080 с.
24. Tiltworth R. C. Optimal ranging codes//IEEE Trans.—1964.—Vol. SET-10, № 1.—Р. 19—30.
25. Willman I. E. Frequency-dependent ionospheric shift refraction effect on the Doppler of satellite signal//IEEE Trans.—1965.—Vol. AES-1, № 3.—Р. 283—289.
26. Эльясберг П. Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли.—М.: Наука, 1965.—540 с.
27. Денхем В. Ф., Пайнз С. Методы вычисления последовательной оценки для случая, когда нелинейность функции измерения сравнена по величине с ошибкой измерения//Ракетная техника и космонавтика.—1966.—№ 6.—С. 142—150.
28. Casserly G. W., Filkins L. D. The potential use of satellites in hyperbolic position finding//Navigation (USA).—1966.—67.—Vol. 13, № 4.—Р. 353—366.
29. Samek E., Pike H. S. A precision electronic navigation system using Omega and synchronous satellite network//Navigation (USA).—1966.—Vol. 13, № 2.—Р. 105—110.
30. Справочник по вероятностным расчетам/Г. Г. Абезгауз, А. П. Тронь, Ю. Н. Коленкин и др.—М.: Оборонгиз, 1966.—408 с.
31. Стирнс Э. Космическая навигация: Пер. с англ./Под ред. Ю. А. Ишлинского и И. Н. Синицина.—М.: Воениздат, 1966.—292 с.
32. Тихонов В. И. Статистическая радиотехника.—М.: Сов. радио, 1966.—680 с.
33. Книг-Хили Д. Теория орбит искусственных спутников в атмосфере: Пер. с англ./Под ред. Ю. А. Рябова.—М.: Мир, 1966.—190 с.
34. Беллантиони И. Ф., Додж К. У. Новый метод фильтрации Калмана—Шмидта//Ракетная техника и космонавтика.—1967.—Т. 5, № 7.—С. 117—123.
35. Gold R. Optimal binary sequences for spread spectrum multiplexing//IEEE Trans.—1967.—Vol. IT-13, № 4.—Р. 619—621.
36. Космические радиотехнические комплексы/С. И. Бычков, Д. П. Лукьянов, Б. Н. Назимок и др.; Под ред. С. И. Бычкова.—М.: Сов. радио, 1967.—582 с.
37. Кузьмин С. З. Цифровая обработка радиолокационной информации.—М.: Сов. радио, 1967.—400 с.
38. Смирновский А. Ф. Курс кораблевождения.—Л.: ГУМО 1967.—Т. 5, кн. 5: Радионавигационные средства.—640 с.
39. Шли Ф. Х., Стендиш С. И., Тода Н. Ф. Расходимость фильтрации по методу Калмана//Ракетная техника и космонавтика.—1967.—Т. 5, № 6.—С. 73—81.
40. Буслеико Н. П. Моделирование сложных систем.—М.: Наука, 1968.—356 с.
41. Венедиктов М. Д., Марков В. В., Эйдус Г. С. Асинхронные адресные системы связи.—М.: Связь, 1968.—272 с.
42. Crystal oscillator satellite experiment/R. L. Easton, C. A. Bartholomew, D. H. Phillips et al./Proc. of the 22 Annual Symposium on Frequency Control.—Atlantic City, New Jersey: 1968.—Р. 342—353.
43. Левин Б. Р. Теоретические основы статистической радиотехники.—Т. 2.—М.: Сов. радио, 1968.—504 с.
44. Документы XI Пленарной ассамблеи МККР.—1969.—Т. 4, ч. 2: Космические системы и радиоастрономия.—400 с.
45. Использование радиоспектра: Пер. с англ./Под ред. М. С. Гуревича.—М.: Связь, 1969.—272 с.
46. Колосов М. А., Арманд Н. А., Яковлев О. И. Распространение радиоволн при космической связи.—М.: Связь, 1969.—156 с.
47. Космические траекторные измерения/П. А. Агаджанов, Н. М. Барабанов, Н. И. Буренин и др.; Под ред. П. А. Агаджанова, В. Е. Дулевича, А. А. Коростелева.—М.: Сов. радио, 1969.—504 с.
48. Manuelli B. Le project «Dioscures»//Navigation (Fr.).—1969.—Vol. XVII, № 65.—Р. 28—50.
49. Теория и применение псевдослучайных сигналов/А. И. Алексеев, А. Г. Шереметьев, Г. И. Тузов и др.—М.: Наука, 1969.—365 с.
50. Тода Н. Ф., Шли Ф. Х., Обшарский П. Область сходимости фильтра Калмана для некоторых методов автономной навигации//Ракетная техника и космонавтика.—1969.—Т. 7, № 4.—С. 58—66.
51. Цифровые методы в космической связи: Пер. с англ./С. У. Голомб, Л. Д. Бомерт, М. Ф. Истерлинг и др.; Под ред. С. У. Голомба; Пер. под ред. В. И. Шляпоберского.—М.: Связь, 1969.—272 с.
52. Богуславский И. А. Методы навигации и управления при неполной статистической информации.—М.: Машиностроение, 1970.—256 с.
53. Варакии Л. Е. Теория сложных сигналов.—М.: Сов. радио, 1970.—376 с.
54. Калашников Н. И. Основы расчета электромагнитной совместимости систем связи через ИСЗ с другими радиослужбами.—М.: Связь, 1970.—160 с.
55. Космонавтика. Маленькая энциклопедия/Под ред. В. П. Глушко.—М.: Сов. энциклопедия, 1970.—592 с.
56. Основы технического проектирования систем связи через ИСЗ/А. Д. Фортуненко, Г. Б. Аскинази, В. Л. Быков и др.; Под ред. А. Д. Фортуненко.—М.: Связь, 1970.—332 с.
57. Тарн Ци-Ионг, Заборский И. Практически нерасходящийся фильтр//Ракетная техника и космонавтика.—1970.—Т. 8, № 6.—С. 173—180.

58. **Точность** измерения параметров движения космических аппаратов радиотехническими методами/С. Д. Сильвестров, В. М. Лазарев, А. И. Корниенко и др.; Под ред. С. Д. Сильвестрова.—М.: Сов. радио, 1970.—320 с.
59. **Фалькович С. Е.** Оценка параметров сигнала.—М.: Сов. радио, 1970.—334 с.
60. **Hudson E. F.** A geodetic and oceanographic satellite altimeter system//AIAA Paper.—1970.—№ 71.—Р. 845.
61. **Аоки М.** Оптимизация стохастических систем: Пер. с англ./Под ред. Я. З. Цыпкина.—М.: Наука, 1971.—424 с.
62. **Бажинов И. К., Почукаев В. Н.** Оценка параметров траектории полета космического аппарата при неизвестной матрице вторых моментов ошибок навигационных измерений//Космические исследования.—1971.—Т. 9, вып. 2.—С. 173—178.
63. **Бин Б. Р., Даттон Е. Дж.** Радиометеорология.—Л.: Гидрометеиздат, 1971.—362 с.
64. **Долуханов М. П.** Флуктуационные процессы при распространении радиоволн.—М.: Связь, 1971.—184 с.
65. **Зингер Р. А.** Оценка характеристик оптимального фильтра для слежения за пилотируемой целью//Зарубежная радиоэлектроника.—1971.—№ 8.—С. 40—57.
66. **Корсуинский Л. Н.** Распространение радиоволн при связи с искусственными спутниками Земли.—М.: Сов. радио, 1971.—207 с.
67. **Переверзенцев Е. Н., Сорочинский В. А.** Алгоритмы решения задачи определения судна по данным дальномерной навигационной спутниковой системы.—Судовождение и связь/ЦНИИМФ.—Л.: Транспорт, 1971.—Вып. 147.—С. 3—11.
68. **Полляк Ю. Г.** Вероятностное моделирование на электронных вычислительных машинах.—М.: Сов. радио, 1971.—400 с.
69. **Смирнов Н. И., Могилевский Л. Ю.** О допустимом числе одновременно действующих адресов многоадресной системы с кодовым разделением//Радиотехника.—1971.—Т. 26, № 10.—С. 13—37.
70. **Шебшаевич В. С.** Введение в теорию космической навигации.—М.: Сов. радио, 1971.—296 с.
71. **Брайсон, Хо-Ю-Ши.** Прикладная теория оптимального управления: Пер. с англ./Под ред. А. М. Легова.—М.: Мир, 1972.—544 с.
72. **Brower G. N., Morgan J. G.** Theoretical and practical comparison between two minute Doppler and short Doppler satellite position fix accuracy//Navigation (USA).—1972.—Vol. 19, № 2.—Р. 128—138.
73. **Гуткин Л. С.** Теория оптимальных методов радиоприема при флуктуационных помехах.—М.: Сов. радио, 1972.—447 с.
74. **Осадчий В. И.** Воздушная навигация.—М.: Транспорт, 1972.—288 с.
75. **Основы теории полета космических аппаратов**/В. С. Авдеевский, Б. М. Антонов, Н. А. Анфимов и др.; Под ред. Г. С. Нариманова и М. К. Тихонравова.—М.: Машиностроение, 1972.—608 с.
76. **Переверзенцев Е. Н., Сорочинский В. А.** Алгоритмы решения задачи определения места судна по данным разностно-дальномерных навигационных спутниковых систем//Судовождение и связь/ЦНИИМФ.—Л.: Транспорт, 1972.—Вып. 157.—С. 34—45.
77. **Эрлих Е.** Роль частоты и времени в системах определения местоположения по сигналам спутников//Труды Института инженеров по электронике и радиоэлектронике.—1972.—№ 5.—С. 112—119.
78. **Энергетические** характеристики космических радиолоний/Г. П. Вимберг, Ю. В. Виноградов, А. Ф. Фомин и др.; Под ред. О. А. Зенкевича.—М.: Сов. радио, 1972.—436 с.
79. **Baker J. L.** Satellite for maritime application//AIAA Paper.—1973.—№ 73.—Р. 47.
80. **Grant S. T.** Rho-Rho Loran-C combined with satellite navigation for offshore surveys//Int. Hydrogr. Rev.—1973.—Vol. 50, № 2.—Р. 36—54.
81. **Гутин В. С.** К расчету спутниковых радиолоний со структурным уплотнением//Радиотехника.—1973.—Т. 28, № 6.—С. 102—107.
82. **Истон Р. Л.** Роль частоты и времени в навигационных спутниковых системах//Время и частота: Пер. с англ.—М.: Мир, 1973.—С. 114—121.
83. **Карташов П., Барнс Д.** Высокоточное воспроизведение единиц времени и частоты//Время и частота: Пер. с англ.—М.: Мир, 1973.—С. 29—38.
84. **Лайос.** Временная синхронизация сети станций НАСА с помощью ИСЗ//Время и частота: Пер. с англ.—М.: Мир, 1973.—С. 203—204.
85. **Лихарев В. А.** Цифровые методы и устройства в радиолокации.—М.: Сов. радио, 1973.—465 с.
86. **Markel T. B.** Military applications of the Transit satellite navigation system in the P-3C ASW aircraft//Navigation (USA).—1973.—Vol. 20, № 3.—Р. 245—251.
87. **Стратонович Р. Л.** Принципы адаптивного приема.—М.: Сов. радио, 1973.—144 с.
88. **Уидиолл У. С.** Расширение области сходимости фильтров Калмана, использующих измерение дальности//Ракетная техника и космонавтика.—1973.—Т. 2, № 3.—С. 34—40.
89. **Уинклер Д. М. Р.** Задержка на распространение сигналов, ее изменения и значения при использовании высокоточных стандартов частоты//Время и частота: Пер. с англ.—М.: Мир, 1973.—С. 70—78.
90. **Ching B. K., Chiu Y. T.** A phenomenological model of global ionospheric electron density in the E, F and F<sub>1</sub> regions//J. Atmos. Terr. Rhys.—1973.—Vol. 35, № 3.—Р. 1615—1630.
91. **Шумоподобные** сигналы в системах передачи информации/В. Б. Пестряков, В. П. Афанасьев, В. Л. Гурвиц и др.; Под ред. В. Б. Пестрякова.—М.: Сов. радио, 1973.—424 с.
92. **Anderson R. E.** Communications and position fixing experiments using the ATS satellites//Navigation (USA).—1974.—Vol. 20, № 4.—Р. 329—345.
93. **Bartholomew.** Atomic oscillators for space systems//Proc. of EASCON.—1974.—Р. 403—406.
94. **Брандиз В. Н., Васильев А. А., Худяков С. Т.** Основы экспериментальной космической баллистики.—М.: Машиностроение, 1974.—340 с.
95. **Vandenkerckhove J., Contzen J.** The AEROSAT program//JBIS.—1974.—Vol. 27, № 3.—Р. 207—212.
96. **Никифоров Б. И.** Основы математической обработки навигационных параметров//Судовождение/ЛВИМУ.—М.: Рекламинформбюро ММФ, 1974.—

97. **Основы** теории полета и элементы проектирования искусственных спутников Земли/М. К. Тихонравов, И. К. Бажинов, О. В. Гурко и др.; Под ред. М. К. Тихонравова.—М.: Машиностроение, 1974.—332 с.
98. **Френкс Л.** Теория сигналов: Пер. с англ./Под ред. Д. Е. Вакмана.—М.: Сов. радио, 1974.—344 с.
99. **Эльясберг П. Е.** Гарантированная оценка точности определения движения космических аппаратов//Космические исследования.—1974.—Т. 12, вып. 1.—С. 25—32.
100. **Chiu Y. T.** An improved phenomenological model of ionospheric density// J. Atmos. Terr. Phys.—1975.—Vol. 37.—P. 1563—1570.
101. **Космическая навигация**/И. К. Бажинов, В. И. Алешин, В. Н. Почукаев и др.—М.: Машиностроение, 1975.—352 с.
102. **Майерс К. А.** Компенсация с помощью динамической модели при определении околоземных орбит спутников//Ракетная техника и космонавтика.—1975.—Т. 13, № 3.—С. 117—126.
103. **Мёллер К.** Теория относительности: Пер. с англ./Под ред. Д. Д. Иваненко.—М.: Атомиздат, 1975.—400 с.
104. **Подиновский В. В., Гаврилов В. М.** Оптимизация по последовательно применяемым критериям.—М.: Сов. радио, 1975.—192 с.
105. **Поиск, обнаружение и измерение параметров сигналов в радионавигационных системах**/В. П. Ипатов, Ю. М. Казаринов, Ю. А. Коломенский и др.; Под ред. Ю. М. Казаринова.—М.: Сов. радио, 1975.—296 с.
106. **Регламент радиосвязи.** Т. 2.—М.: Радио и связь, 1986.—747 с.
107. **Семущин И. В.** Адаптивное оценивание матрицы передачи оптимального фильтра Калмана для систем с неизвестными ковариациями шумов//Автоматизация.—1975.—Т. 62, № 2.—С. 46—53.
108. **Sitbom P.** Platform location and data collection by satellite systems. (The Eole experiments)//IEEE Trans.—1975.—Vol. GE-13, № 1.—P. 2—17.
109. **Тепляков И. М., Калашиников И. Д., Рошни Б. В.** Радиолнии космических систем передачи информации/Под ред. И. М. Теплякова.—М.: Сов. радио, 1975.—400 с.
110. **Быков В. И., Никитенко Ю. И.** Судовые радионавигационные устройства.—М.: Транспорт, 1976.—400 с.
111. **The approach to satellite ephemeris determination for the NAVSTAR Global Positioning System**/A. J. Van Dierendonck, W. C. Melton, M. Birnbaum et al.//Navigation (USA).—1976.—Vol. 23, № 1.—P. 76—86.
112. **Van Dierendonck A. J., Birnbaum M.** Time requirements in the NAVSTAR Global Positioning System (GPS)//Proc. of the 30-th Ann. of Freq. Control Symp., 2—4 July.—1976.—P. 375—383.
113. **Moses J.** NAVSTAR GPS oscillator requirements for the GPS manpack//Proc. of the 30-th Ann. of Freq. Control Symp.—1976.—P. 390—400.
114. **Песков Ю. А.** Методические разработки по определению места судна по навигационным искусственным спутникам Земли.—Л.: ЛВИМУ.—1976.—Вып. 2.—52 с.
115. **Precise navigation/position fixing system (MX-702 A/hp).**—USA.—1976.—12 с.
116. **Сейдж Э., Мелс Дж.** Теория оценивания и ее применение в связи и управлении: Пер. с англ./Под ред. Б. Р. Левина.—М.: Связь, 1976.—496 с.
117. **Судовые комплексы спутниковой навигации**/П. С. Волосов, Ю. С. Дубинко, Б. Г. Мордвинов и др.—Л.: Судостроение, 1976.—248 с.
118. **Справочник по радиолокации.**—М.: Сов. радио, 1976.—Т. 1: Основы радиолокации: Пер. с англ./Под ред. Я. С. Ицхоки.—456 с.
119. **Эльясберг П. Е.** Определение движения по результатам измерений.—М.: Наука, 1976.—416 с.
120. **An application of the Global Positioning System to search and rescue and remote tracking**/F. H. Raab, G. W. Board, S. D. Arling et al.//Navigation (USA).—1977.—Vol. 24, № 3.—P. 216—228.
121. **Бахшиян Б. Ц., Назиров Р. Р., Эльясберг П. Е.** О гарантированных характеристиках точности определения параметров движения космических аппаратов//Космические исследования.—1977.—Т. 15, вып. 4.—С. 546—553.
122. **Белавин О. В.** Основы радионавигации.—М.: Сов. радио, 1977.—320 с.
123. **Bjornsen G. L., Hutchinson W. M.** GDM/GPS receiver hard ware implementation//Proc. IEEE National Aerospace and Electronics Conf. NAECON'77.—Dayton, USA, 1977.—P. 303—309.
124. **Волюнкин А. И., Волосов П. С., Мищенко И. Н.** Спутниковые зарубежные системы//Зарубежная радиоэлектроника.—1977.—№ 3.—С. 87—127.
125. **Евсюков К. Н., Колин К. К.** Основы проектирования информационно-вычислительных систем.—М.: Статистика, 1977.—214 с.
126. **Martin E. H.** Aiding GPS navigation functions//Proc. IEEE National Aerospace and Electronics Conf. NAECON'77.—Dayton, USA, 1977.—P. 849—855.
127. **Практическая аэродинамика маневренных самолетов**/В. А. Алтухов, В. Г. Брага, Г. Ф. Бутенин и др.; Под ред. Н. М. Лысенко.—М.: Воениздат, 1977.—439 с.
128. **Тузов Г. И.** Статистическая теория приема сложных сигналов.—М.: Сов. радио, 1977.—400 с.
129. **Чуров Е. П.** Спутниковые системы радионавигации.—М.: Сов. радио, 1977.—392 с.
130. **Баранова С. К.** полюсу! — Мурм. кн. изд-во, 1978.—103 с.
131. **Bartholomew C. A.** Satellite frequency standards//Navigation (USA).—1978.—Vol. 25, № 2.—P. 113—120.
132. **Брандиз В. Н., Разоренов Г. Н.** Определение траекторий космических аппаратов.—М.: Машиностроение, 1978.—216 с.
133. **Jones U. L., McDonald T. J.** Comparisons of high anti-jam design techniques for GPS receivers//Proc. IEEE National Aerospace and Electronics Conf. NAECON'78.—Dayton, USA, 1978.—P. 39—46.
134. **Denaro R., Harvester V., Harrington R.** GPS phase-I user equipment field tests//Navigation (USA).—1978.—Vol. 25, № 2.—P. 217—223.
135. **GPS navigation message**/A. J. Van Dierendonck, S. S. Russell, E. R. Kopitzke et al.//Navigation (USA).—1978.—Vol. 25, № 2.—P. 146—165.
136. **Easton R. L.** The navigation technology program//Navigation (USA).—1978.—Vol. 25, № 2.—P. 107—112.
137. **Кузовов Н. Т., Карабаев С. В., Салычев О. С.** Непрерывные и дискрет-

- ные системы управления и методы идентификации.—М.: Машиностроение, 1978.—222 с.
- 138. **Martin E. H.** GPS used equipment error models//Navigation (USA).—1978.—Vol. 25, № 2.—P. 201—210.
  - 139. **Milliken R. J., Zoller C. J.** Principle of operation of NAVSTAR and systems characteristics//Navigation (USA).—1978.—Vol. 25, № 2.—P. 95—106.
  - 140. **Noe P. S., Myers K. A., Wu T. K.** A navigation algorithm for the low-cost GPS receiver//Navigation (USA).—1978.—Vol. 25, № 2.—P. 258—264.
  - 141. **Parkinson B. W.** Overview GPS system//Navigation (USA).—1978.—Vol. 25, № 2.—P. 93—94.
  142. **Russel S. S., Schaibly J. H.** Control segment and user performance//Navigation (USA).—1978.—Vol. 25, № 2.—P. 166—172.
  - ✓ 143. **Spilker J. J.** GPS signal structure and performance characteristics//Navigation (USA).—1978.—Vol. 25, № 2.—P. 121—146.
  144. **Stansell T. A.** The many faces of Transit//Navigation (USA).—1978.—Vol. 25, № 1.—P. 55—70.
  145. **Shuji Nishi, Koichi Kimura.** Application of Kalman filtering to Omega/NNSS hybrid navigation//Proc. of 30-th aniv. commemorat. res. study compil. Jap. Int. Navig.—Tokyo, 1978.—P. 69—76.
  146. **Щеверов Д. Н.** Проектирование беспилотных летательных аппаратов.—М.: Машиностроение, 1978.—264 с.
  - 147. **Волосов П. С., Волюнкин А. И., Мищенко И. Н.** Спутниковая радионавигационная система «Транзит»//Зарубежная радиоэлектроника.—1979.—№ 1.—С. 3—43.
  148. **Диксон Р. К.** Широкополосные системы: Пер. с англ./Под ред. В. И. Журавлева.—М.: Связь, 1979.—304 с.
  149. **Маепра J. E.** The MX-1105; an integrated Transit/Omega navigator//Magna vox Government and Industrial Electronics Company.—1979.—16 p.
  - 150. **Спилкер Дж.** Цифровая спутниковая связь: Пер. с англ./Под ред. В. В. Маркова.—М.: Связь, 1979.—592 с.
  151. **Чердынцев В. А.** Проектирование радиотехнических систем со сложными сигналами.—Минск: Высшая школа, 1979.
  152. **Чуров Е. П., Суворов Е. Ф.** Космические средства судовождения.—М.: Транспорт, 1979.—287 с.
  153. **Ярлыков М. С., Черняков М. В.** Оптимизация асинхронных адресных систем радиосвязи.—М.: Связь, 1979.—216 с.
  - 154. **Глобальная навигационная система NAVSTAR/И. Н. Мищенко, А. И. Волюнкин, П. С. Волосов и др.**//Зарубежная радиоэлектроника.—1980.—№ 8.—С. 52—83.
  155. **Цифровые системы фазовой синхронизации/М. И. Жодзишский, С. Ю. Сила-Новицкий, В. А. Прасолов и др.; Под ред. М. И. Жодзишского.**—М.: Сов. радио, 1980.—208 с.
  156. **Ярлыков М. С.** Применение марковской теории нелинейной фильтрации в радиотехнике.—М.: Сов. радио, 1980.—358 с.
  157. **Агроскии В. И.** Максимально правдоподобные оценки временного параметра и координат по сигналам наземных станций навигационно-временных систем//Вопросы радиоэлектроники. Сер. Общетеchnическая.—1981.—Вып. 10.—С. 20—28.
  158. **Beser J., Parkinson B. W.** The Application of Navstar Differential GPS in the Civilian Community//Navigation (USA).—1982.—Vol. 29, № 2.—P. 107—136.
  159. **Волосов П. С., Дубинко Ю. С., Мордвинов Б. Г. и др.** Судовые комплексы спутниковой навигации.—Л.: Судостроение, 1982.—272 с.
  160. **Klobuchar J. A.** Ionospheric corrections for the single frequency used of the global positioning system//Nat. Telesyst. Conf., Galveston, Tex., Nov. 7—10, 1981, Conf. Rec.—New York, N. Y., 1982.—CI.4/1—CI.4/4.
  161. **Ligon J. M.** Differential GPS a new approach//Proc. IEEE Position, Location and Navigation Symposium PLANS'82.—Atlantic City, USA, 1982.—P. 22—27.
  162. **«Правда», 14.10.82 г.**
  163. **Саенко Ю. С., Нацваляи Н. С., Шагимуратов И. И.** Аналитическая модель распределения заряженных частиц в плазмосфере Земли//Моделирование ионосферных процессов и распространение радиоволн.—Иркутск: Изд-во Иркут. ун-та, 1982.—С. 45—52.
  164. **Kleusberg A.** Kinematic Relative Positioning Using GPS Code and Carrier Beat Phase Observations//Marine Geodesy.—1986.—Vol. 10, № 3/4.—P. 257—274.
  165. **Hatch R.** The synergism of GPS code and carrier measurements//Proc. of the Third International Geodetic Symp. on Satellite Doppler Positioning.—Los Cruces, USA, 1982.—8—12 Febr.
  166. **Андрианов В. А., Армаид Н. А., Смирнов В. М.** Оценка влияния рефракции радиоволн на измерения дальности и скорости ИСЗ//Тез. докл. на Всесоюз. совещании по рефракции электромагнитных волн в атмосфере.—Томск: Изд. Томского филиала Сибирского отделения АН СССР, 1983.—С. 181—185.
  167. **Sturza M. A.** Digital signal processing techniques for GPS receivers//Proc. of IEEE Nat. Telesyst. Conf. Space Syst.—San Francisco, 1983.—P. 148—154.
  168. **Beck N.** Preliminary results on the use of differential GPS positioning for geodetic applications//Proc. IEEE. Position Location and Navigation Symposium, PLANS'84.—San Diego, USA, 1984.—P. 163—168.
  169. **Цифровые фильтры и устройства обработки сигналов на интегральных микросхемах/Б. Ф. Высоцкий, В. И. Алексеев, В. Н. Пачин и др.; Под ред. Б. Ф. Высоцкого.**—М.: Радио и связь, 1984.—214 с.
  170. **Помехозащищенность радиосистем со сложными сигналами/Г. И. Тузов, В. А. Сивов, В. И. Прытков и др.; Под ред. Г. И. Тузова.**—М.: Радио и связь, 1985.—264 с.
  171. **Радионавигационные системы сверхдлинноволнового диапазона/С. Б. Болошин, Г. А. Семенов, А. С. Гузман и др.; Под ред. П. В. Олянюка и Г. В. Головушкина.**—М.: Радио и связь, 1985.—264 с.
  172. **Тассел Д. Ван.** Стил, разработка, эффективность, отладка и испытание программ: Пер. с англ.—М.: Мир, 1985.—332 с.
  173. **Ярлыков М. С.** Статистическая теория радионавигации.—М.: Радио и связь, 1985.—344 с.
  174. **Vannicola V.** Application of Time Transfer for OMEGA Transmitters



- Using NAVSTAR GPS//Navigation (USA).—1986.—Vol. 33, № 3.—P. 24—39.
175. **Dale S. A., Daly P.** Recent observations of the Soviet Unions Glonass navigation satellites//Proc. IEEE Position, Location and Navigation Symposium, PLANS'86.—USA, Las Vegas, 1986.—P. 20—25.
  176. **Журавлев В. И.** Поиск и синхронизация в широкополосных системах.—М.: Радио и связь, 1986.—240 с.
  177. **Kalafus R. M., Van Dierendonck A. J., Pealer N. A.** Special committee 104 recommendations for differential GPS service//Navigation (USA).—1986.—Vol. 33, № 1.—P. 26—41.
  178. **Klobuchar J. A.** Design and characteristics of the GPS ionospheric time delay algorithm for single frequency users//Proc. IEEE Position, Location and Navigation Symposium, PLANS'86.—USA, Las Vegas, 1986.—P. 280—286.
  179. **Литвинов Я. А.** Комплексная навигационная система MNS-2000//Судо-строение за рубежом.—1986.—№ 10.—С. 59—62.
  180. **Nard G.** Accurate and reliable long range dynamic radiolocation using GPS and DGPS—Geoloc hybridtion//NAV'86 World-Wide Navigation into the 21st Century. 30 sept.—2 oct. 1986, Brighton.
  181. **Ould P. C., Wechel V. R. J.** The modular digital approach to GPS//Proc. IEEE Position, Location Navigation Symposium, PLANS'86.—USA, Las Vegas, 1986.—P. 162—168.
  182. **Feess W. A., Stephens S. G.** Evaluation of GPS ionospheric time delay algorithm for single-frequency users//Proc. IEEE Position, Location and Navigation Symposium. PLANS'86.—USA, Las Vegas, 1986.—P. 206—213.
  183. **Фридмен М., Ивенси А.** Проектирование систем с микрокомпьютерами: Пер. с англ.—М.: Мир, 1986.—405 с.
  184. **Henson D. J., Collier E. A.** Effects of the ionosphere on GPS relative geodesy//Proc. IEEE Position, Location and Navigation Symposium, PLANS'86.—USA, Las Vegas, 1986.—P. 230—237.
  185. **Международная космическая радиотехническая система обнаружения тер-пящих бедствие//**А. И. Балашов, Ю. Г. Зурабов, Л. С. Пчеляков и др.; Под ред. В. С. Шебшаевича.—М.: Радио и связь, 1987.—376 с.
  186. **Бортовые устройства спутниковой радионавигации//**И. В. Кудрявцев, И. Н. Мищенко, А. И. Волынкин и др.; Под ред. В. С. Шебшаевича.—М.: Транспорт, 1988.—201 с.
  187. **Глобальная навигационная спутниковая система — ГЛОНАСС: Проспект.—**М.: Главкосмос и В/О «Лицензинторг», 1988.— 8 с.
  188. **Daly P.** Aspects of the Soviet Union's Glonass satellite navigation system//Navigation (USA).—1988.—Vol. 41, № 2.—P. 186—198.
  189. **Report of the GPS subcommittee meeting in Annapolis (Maryland, 5—6 April 1988).—**ARINC (USA). 1988.—Vol. AEEC, № 88—073/GPS—03.—54 p.
  190. **The Glonass system technical characteristics and performance//**Special committee on future air navigation systems, ICAO, Fourth Meeting (Montreal, 2—20 May 1988).—ICAO, 1988.—FANS/4 — WP/75, 6/5/88.—14 p.
  191. **Дифференциальный режим сетевой спутниковой радионавигационной систе-мы//**В. С. Шебшаевич, М. Н. Григорьев, Э. Г. Кокина и др.//Зарубежная радиоэлектроника.—1989.—№ 1.—С. 5—32.
  192. **Использование системы NAVSTAR для определения угловой ориентации объектов//**В. Н. Абросимов, В. И. Алексеева, Ю. А. Гребенко и др.//Зару-бежная радиоэлектроника.—1989.—№ 1.—С. 46—53.
  193. **Майин А. П., Романов Л. М.** Методы и средства относительных определе-ний в системе NAVSTAR//Зарубежная радиоэлектроника.—1989.—№ 1.—С. 33—45.
  194. **Мищенко И. Н., Романов Л. М.** Новые разработки спутниковых радиона-вигационных систем//Зарубежная радиоэлектроника.—1989.—№ 1.—С. 68—82.
  195. **Потегов В. И., Романов Л. М., Рязанов С. Н.** Навигационный комплекс орбитальной ступени многоразовых транспортных космических кораблей Space Shuttle//Зарубежная радиоэлектроника.—1989.— № 1.— С. 93—108.
  196. **Мищенко И. Н., Молочко С. В., Романов Л. М.** Комплексирование и интегра-ция универсальной авиационной аппаратуры потребителей системы NAVSTAR//Зарубежная радиоэлектроника.—1989.—№ 1.—С. 83—92.
  197. **Divine D. I., Francisco Sh. G.** Synchronesh, a practical enhancement to GPS service//Proc. IEEE Position, Location and Navigation Symposium, PLANS'84.—USA, San Diego, 1984.—P. 169—174.
  198. **Codik A.** Autonomous navigation of GPS satellites: a challenge for the future//Navigation (USA).—1985.—Vol. 32, № 3.—P. 221—232.
  199. **Menn M.** Autonomous navigation for GPS via crosslink rangind//Proc. IEEE. Position, Location and Navigation Symposium. PLANS'86.—USA, Las Vegas, 1986.—P. 143—146.
  200. **Weber R. J., Young J. P.** Novel digital and microwave Ga As MMIC for GPS applications//Proc. IEEE. Military Comm. Conf. MILCOM'87 (Washing- ton, 19—22 Oct., 1987).—New York, N. Y., 1987.—P. 31.1.1—31.1.6.
  201. **Разработка миниатюрной навигационной аппаратуры для военных потреби-телей СРНС «Навстар»//**Космическая радиотехника и телеметрия.—1988.— № 14(388).—С. 1—6.
  202. **Проспект приемника АСН-37.—**М.: В/О «Авиаэкспорт», СССР, 1989 г.
  203. **Fombonne M. P.** Le systeme de navigation a satellites GLONASS//Navigation.—1989.—Vol. 37, № 146.—P. 193—214.
  204. **Котляшкин С. И.** Определение ионосферной задержки сигналов в одно-частотной аппаратуре потребителей спутниковой системы навигации NAVSTAR//Зарубежная радиоэлектроника.—1989.—№ 5.—С. 85—95.
  205. **Beutler G., Bauersima I., Frankhauser S.** GPS software development: principles, concepts, trends and experiences//Paper presented at the Soviet-German workshop on industrial and scientific cooperation in the use of the Global Navigation Satellite System (GLONASS).—Russian Institute of Ra-dionavigation and Time, 1990, Sept.—39 p.
  206. **Goad C. C.** Optimal filtering of pseudoranges and phases from single-frequency GPS receivers//Navigation (USA).—1990.—Vol. 37, № 3.—P. 249—262.
  207. **RTCM recommended standards for differential NAVSTAR GPS service. Version 2.—**Washington: Radio Technical Commission for Maritime Services,

- Special Committee № 104.—1990.—93 p.
208. **Circulation** of draft 1 of project paper 743A «Integrated GPS/GLONASS Receiver»//ARINC Airlines Electronic Engineering Committee.—Annapolis, Maryland.—1990.—37 p.
  209. **Авиационная** аппаратура потребителей СРНС ГЛОНАСС — NAVSTAR/GPS «СНС-М».—Санкт-Петербург: Российский институт радионавигации и времени, 1991.—6 с.
  210. **Авиационная** спутниковая аппаратура ГЛОНАСС/НАВСТАР «АСН-21».—Санкт-Петербург: Российский институт радионавигации и времени, 1991.—6 с.
  211. **Аппаратура** дифференциального режима СРНС НАВСТАР/ГЛОНАСС на базе морской радиомаячной службы.—Санкт-Петербург: Российский институт радионавигации и времени, 1991.—6 с.
  212. **Аппаратура** спутниковой навигации системы ГЛОНАСС «АСН-15».—Санкт-Петербург: Российский институт радионавигации и времени, 1991.—6 с.
  213. **Аппаратура** спутниковой навигации «АСН-16».—Санкт-Петербург: Российский институт радионавигации и времени, 1991.—6 с.
  214. **Глобальная** спутниковая навигационная система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ.—М.: Изд. Главкосмос СССР, 1991.—45 с.
  215. **DGPS** Beacon system briefing, Magnavox, government and industrial electronics company.—California, Torrance.—1991.—62 p.
  216. **GPS** information center/A service for Users of the Global Positioning System, Department of Transportation.—US Coast Guard, Washington.—1991.—8 p.
  217. **Garmulewicz J. A.** Veripos: A North Sea DGPS positioning service—system description and test results//DGPS'91. First International Symposium Real Time Differential Applications of the Global Positioning System (Braunschweig, 16—20 Sept., 1991).—Dusseldorf.—1991.—P. 503—512.
  218. **Kleusberg A., Wells D. E., Abidin Z.** Multi-monitor Station 'On The Fly' Ambiguity Resolution: Theory and Preliminary Results//Ibid.—P. 44—58.
  219. **Landau H., Euler H. J.** The key to decimeter-level differential GPS navigation: carrier phase ambiguity determination in real time//Ibid.—P. 36—43.
  220. **Mack G.** SKYFIX — the performance of a professional DGPS service//Ibid.—P. 616—624.
  221. **Rehmert H.** DGPS, procedure and application as an approach and landing aid//Ibid.—P. 169—189.
  222. **Hallmann U.** Magnavox differential GPS beacon system//Ibid.—P. 584—596.
  223. **Hals T., Wist E., Kagstrom M.** Five years operational experience with DGPS services//Ibid.—P. 484—492.
  224. **Junemann K.** Airlines requirements for Global navigation satellite system with differential applications//Ibid.—P. 122—135.
  225. **Jacob T., Schänzer G.** System integration of differential GPS and inertial measurement sensors — a system to solve dynamical problems of GPS in high precision navigation applications//Ibid.—P. 150—158.
  226. **Technical** characteristics of the NAVSTAR GPS. For public release//NATO NAVSTAR GPS Project steering committee.—Brussels.—1991.—195 p.
  227. **High accuracy universal positioning.**—Lyons: Sercel.—1991.—26 p.
  228. **Fedorovich V. A., Shebshayevich V. S.** Requirements for Airborne Differential GPS Equipment for Approaching Airfields Having no Special Landing Aids//DGPS'91. First International Symposium Real Time Differential Applications of the Global Positioning System (Braunschweig, 16—20 Sept., 1991).—Dusseldorf, 1991.—P. 136—149.
  229. **Shebshayevich V. S.** Main Problems of Joint Use of GLONASS and NAVSTAR in Differential Navigation Fixing.—Ibid.—P. 81—88.
  230. **Ладога-С.** Приемник-индикатор СРНС ГЛОНАСС/НАВСТАР: Проспект.—Санкт-Петербург: Российский институт радионавигации и времени, 1991.—6 с.
  231. **18A161.** Дифференциальная система геодезических определений, работающая по сигналам систем НАВСТАР/ГЛОНАСС: Проспект.—Санкт-Петербург: Российский институт радионавигации и времени, 1992.—6 с.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

Предисловие	3
Введение	4
<b>РАЗДЕЛ ПЕРВЫЙ. СТРУКТУРА И ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ СЕТЕВЫХ СРНС</b>	10
<b>Глава 1. Принципы построения и особенности сетевых спутниковых РНС</b>	10
1.1. Структурная схема СРНС	10
1.2. Особенности сетевых СРНС	11
1.3. Классификация СРНС	13
1.4. Согласование начал отсчета пространственных и временной координат в ССРНС	18
1.5. Общая характеристика элементов ССРНС	21
1.6. Советская сетевая спутниковая РНС «Глонасс»	25
1.7. Американская сетевая спутниковая РНС «Навстар»	32
1.8. Информационные центры спутниковых РНС	37
<b>Глава 2. Геометрические свойства методов измерений в ССРНС</b>	38
2.1. Навигационные параметры	38
2.2. Навигационные функции	41
2.3. Градиенты полей навигационных параметров	42
2.4. Градиентная и фундаментальная матрицы	44
<b>Глава 3. Основы решения навигационных задач в СРНС</b>	46
3.1. Конечные и итерационные методы навигационных определений	46
3.2. Математические основы определений по полной выборке измерений	49
3.3. Геометрические факторы	58
<b>Глава 4. Сигналы в спутниковых РНС</b>	59
4.1. Общие требования к сигналам СРНС	59
4.2. Статистическая модель радионавигационного канала СРНС	59
4.3. Анализ требований, предъявляемых к сигналам СРНС	61
4.4. Типовые структуры совмещенных сигналов для различных вариантов пассивных СРНС	62
4.5. Особенности выбора структуры сигналов в активных вариантах СРНС	72
<b>Глава 5. Энергетика навигационных радиолиний</b>	73
5.1. Требования, предъявляемые к навигационным радиолиниям	73
5.2. Общая характеристика прямой и ретрансляционной радиолиний СРНС	74
5.3. Учет условий распространения радиоволн в СРНС	77
5.4. Способы уменьшения атмосферных погрешностей дальнометрического и доплеровского измерений	82
5.5. Особенности энергетических расчетов радиолиний в зависимости от расположения обслуживаемого слоя	88

<b>Глава 6. Способы разделения сигналов</b>	92
6.1. Методы уплотнения и разделения сигналов в сетевых СРНС	92
6.2. Вероятностное разделение сигналов спутников при использовании ШПС в ССРНС	96
6.3. Статистические характеристики ширины полосы принимаемого излучения в сетевых СРНС	99
6.4. Особенности разделения сигналов в активных СРНС	101
<b>Глава 7. Принципы построения измерительно-вычислительной аппаратуры потребителей</b>	105
7.1. Обобщенная структурная схема АП ССРНС	105
7.2. Информационные потоки в АП	109
7.3. Измеряемые радионавигационные параметры	110
7.4. Виды и модели помех	114
7.5. Основы статистического синтеза измерителей радионавигационных параметров	116
<b>Глава 8. Устройства первичной обработки радионавигационного сигнала</b>	120
8.1. Необходимость поиска радионавигационных сигналов	120
8.2. Способы решения задачи поиска радиосигналов НИСЗ	122
8.3. Устройства оценки радионавигационных параметров	124
8.4. Цифровая реализация устройств первичной обработки	131
8.5. Оценка погрешностей измерений радионавигационных параметров	136
8.6. Способы повышения помехоустойчивости АП	138
<b>Глава 9. Разновидности аппаратуры потребителей</b>	141
9.1. Особенности аппаратуры потребителей различных типов	141
9.2. Одноканальная аппаратура потребителей	144
9.3. Многоканальная аппаратура потребителей	150
9.4. Мультиплексная аппаратура потребителей	154
9.5. Аппаратура потребителей для одновременной работы по системам «Глонасс» и «Навстар»	158
9.6. Унификация аппаратурных решений	161
<b>Глава 10. Кадр навигационного сигнала</b>	163
10.1. Организация обработки измерений и формирование эфемеридной информации	163
10.2. Методология выбора элементов кадра сигнала	166
10.3. Условия реализации алгоритмов прогнозирования эфемерид НИСЗ	168
10.4. Алгоритмы прогнозирования движения НИСЗ	171
10.5. Состав, форма представления и объем информации, передаваемой в кадре навигационного сигнала системы «Навстар»	173
10.6. Кадр навигационного сигнала системы «Глонасс»	182
<b>Глава 11. Синхронизация временных шкал системы НИСЗ</b>	186
11.1. Общая характеристика хранителей временных шкал	186
11.2. Методы сверки временных шкал	188
11.3. Коррекция временных шкал	190
11.4. Способы учета в навигационном сеансе смещений временных шкал НИСЗ	191
11.5. Согласование шкал времени систем «Глонасс» и «Навстар»	193
11.6. Синхронизация временных шкал сети НИСЗ на основе взаимных временных измерений	195

<b>Глава 12. Области использования сетевых спутниковых РНС</b>	197
12.1. Применение ССРНС — основа координатно-временного обеспечения	197
12.2. Определение координат, их производных и навигационных элементов наземных и приземных объектов	199
12.3. Определение параметров движения околоземных КА	200
12.4. Определение взаимных координат в интересах предупреждения столкновений подвижных объектов и группового их вождения	202
12.5. Высокоточная геодезическая привязка	203
12.6. Определение ориентации объектов в пространстве	205
12.7. Синхронизация излучения станций с наземным базированием	208
12.8. Наблюдение для обеспечения управления движением перемещающихся объектов	210
12.9. Целеуказание в системе обнаружения терпящих бедствие	211

## **РАЗДЕЛ ВТОРОЙ. ОСНОВЫ НАВИГАЦИОННОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ССРНС**

<b>Глава 13. Алгоритмизация решения навигационных задач</b>	213
13.1. Задача синтеза алгоритма навигационных определений	213
13.2. Модель навигационных измерений	215
13.3. Модель динамики потребителя	216
13.4. Факторы, влияющие на выбор способа обработки информации в ССРНС	219

<b>Глава 14. Алгоритмы решения навигационных задач по выборке одно-временных измерений</b>	220
14.1. Алгоритмы решения навигационной задачи по выборке минимального объема одновременных измерений	220
14.2. Алгоритмы решения навигационной задачи по избыточному объему одновременных измерений	226
14.3. Оценка сходимости алгоритмов решения навигационной задачи	233

<b>Глава 15. Алгоритмы решения навигационных задач по выборке измерений нарастающего объема</b>	235
15.1. Рекуррентный алгоритм решения задачи методом Калмана и его модификация при различных составах измерений	235
15.2. Способы устранения расходимости фильтров Калмана	240
15.3. Рекуррентные соотношения гауссовского фильтра 2-го порядка	243
15.4. Сравнение рекуррентных алгоритмов по размерам области сходимости	245

<b>Глава 16. Способы оценки точности определения параметров движения</b>	248
16.1. Показатели точности навигационных определений	248
16.2. Корреляционная матрица ошибок определяемых параметров	250
16.3. Источники ошибок навигационных определений	251
16.4. Отображение точностных характеристик и интегральная оценка точности СРНС	253

<b>Глава 17. Высокоточное сличение шкал времени удаленных пунктов по сигналам НИСЗ</b>	255
17.1. Методы синхронизации ШВ удаленных пунктов	255
17.2. Оценка точности сверки ШВ удаленных пунктов по выборке одновременных псевдодальномерных измерений	257
17.3. Потенциальная точность сверки ШВ пункта с известными координатами по данным псевдодальномерных и радиальных псевдоскоростных измерений	261

<b>Глава 18. Точность определения координат при одномоментных измерениях по элементарному созвездию НИСЗ</b>	263
18.1. Элементарные созвездия	263
18.2. Геометрические факторы при определении поверхностных координат по элементарному созвездию из двух НИСЗ	264
18.3. Геометрические факторы при определении поверхностных координат по элементарному созвездию из трех НИСЗ	268
18.4. Геометрические факторы при определении пространственных координат по элементарному созвездию из четырех НИСЗ	270
18.5. Точностные свойства доплеровских методов в сетевых СРНС в сравнении с дальномерными	271

<b>Глава 19. Точность определения пространственных координат и вектора скорости по сети НИСЗ</b>	273
19.1. Общая характеристика поля точностей	273
19.2. Распределение вероятностей геометрических факторов	274
19.3. Точность оценки координат и времени	275
19.4. Точность оценки скорости движения	279
19.5. Оценка точности определения параметров движения КА	280

<b>Глава 20. Дифференциальный режим ССРНС</b>	282
20.1. Необходимость дифференциального режима	282
20.2. Структура дифференциальной подсистемы	283
20.3. Методы дифференциальных определений	285
20.4. Корректирующая информация	291
20.5. Каналы передачи корректирующей информации	297
20.6. Точностные характеристики ДМ	299
20.7. Измерения РНП по фазе несущих колебаний	305
20.8. Результаты испытаний. Реализация ДПС	309

<b>Глава 21. Точность определения параметров движения в активном и относительном режимах</b>	311
21.1. Точностные характеристики активных СРНС	311
21.2. Точностные свойства сетевых СРНС в относительном режиме	314

<b>Глава 22. Математическое обеспечение бортовой аппаратуры потребителей</b>	317
22.1. Автоматизация навигационных определений и штурманских расчетов	317
22.2. Методические основы математического обеспечения	318
22.3. Основные задачи ВТО	320
22.4. Управляющий алгоритм	324
22.5. Временная диаграмма алгоритма	326
22.6. Принципы проектирования программного обеспечения	327

## **РАЗДЕЛ ТРЕТИЙ. КОМПЛЕКСНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ССРНС**

<b>Глава 23. Задачи и особенности комплексного проектирования ССРНС</b>	329
23.1. Основные задачи, решаемые при комплексном проектировании	329
23.2. Этапы создания ССРНС	332
23.3. Особенности проектов СРНС различного назначения	334

<b>Глава 24. Синтез структуры сети НИСЗ из условий обеспечения заданной кратности покрытия</b>	340
24.1. Этапы выбора структуры сети НИСЗ	340
24.2. Зона радиовидимости, полоса покрытия и область перекрытия	341

24.3. Достаточные условия оптимальности сети НИСЗ, обеспечивающей заданную минимальную кратность покрытия . . . . .	342
24.4. Необходимые условия оптимальности сети НИСЗ . . . . .	345
24.5. Свойства экстремальной сети НИСЗ, обеспечивающей заданную минимальную кратность покрытия . . . . .	349
24.6. Условие стабильности пространственной конфигурации сети НИСЗ . . . . .	350
<b>Глава 25. Синтез структуры сети НИСЗ по критерию точности навигационных определений . . . . .</b>	<b>352</b>
25.1. Геометрический смысл оптимизации по критерию точности . . . . .	352
25.2. Выбор оптимального по критерию точности созвездия НИСЗ . . . . .	355
25.3. Приближенный учет параллакса минимального созвездия . . . . .	358
25.4. Качественный анализ зон пониженной точности . . . . .	360
25.5. Уточнение структуры сети НИСЗ по минимаксному критерию точности . . . . .	363
25.6. Сравнение ССРНС «Глонасс» и «Навстар» . . . . .	366
<b>Глава 26. Основы комплексного использования СРНС с другими радионавигационными и автономными навигационными средствами . . . . .</b>	<b>368</b>
26.1. Общие предпосылки и возможности совместного использования спутниковых РНС и других навигационных средств . . . . .	368
26.2. Комбинированная разностно-дальномерная РНС, состоящая из наземных станций и стационарного НИСЗ . . . . .	371
26.3. Комплексное использование низкоорбитальной СРНС и фазовой СДВ РНС . . . . .	375
26.4. Комплексование аппаратуры потребителей на уровне первичной обработки информации . . . . .	378
<b>Глава 27. Критерии оценки эффективности навигационного использования СРНС . . . . .</b>	<b>379</b>
27.1. Эффективность сложных систем . . . . .	379
27.2. Особенности исследования эффективности спутниковых РНС . . . . .	383
27.3. Общие и частные критерии эффективности СРНС . . . . .	385
Список литературы . . . . .	391